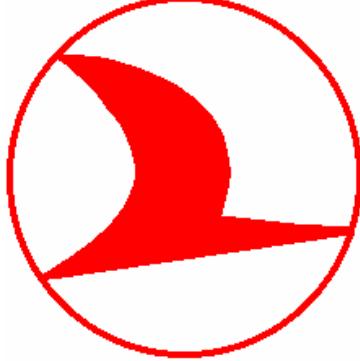


	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHK1.Rev.01 24.04.2008 1/1
---	--	---	--



EĞİTİM DÖKÜMANLARI

080

UÇUŞ PRENSİPLERİ

ATPL

**THY A. O.
UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ**

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No	ED.72.UEA.HHK1.Rev.01
		Revizyon Tarihi	24.04.2008
		Sayfa No	2/1

İÇİNDEKİLER :

- 1. BÖLÜM: GENEL**
- 2. BÖLÜM: ATMOSFER**
- 3. BÖLÜM: TEMEL AERODİNAMİK TEORİ**
- 4. BÖLÜM: HAVAVA AKIMININ ESASLARI**
- 5. BÖLÜM: TAŞIMA KUVVETİ**
- 6. BÖLÜM: SÜRÜKLEME KUVVETİ**
- 7. BÖLÜM: STOL**
- 8. BÖLÜM: YÜKSEK TAŞIMA ARAÇLARI**
- 9. BÖLÜM: GÖVDE KİRLENMESİ**
- 10. BÖLÜM: DENGE VE KONTROL**
- 11. BÖLÜM: KONTROLLER**
- 12. BÖLÜM: UÇUŞ MEKANIĞI**
- 13. BÖLÜM: YÜKSEK HIZ UÇUŞU**
- 14. BÖLÜM: LİMİTLER**
- 15. BÖLÜM: WINDSHEAR**
- 16. BÖLÜM: PERVANELER**



THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ
EĞİTİM DÖKÜMANI

Doküman No

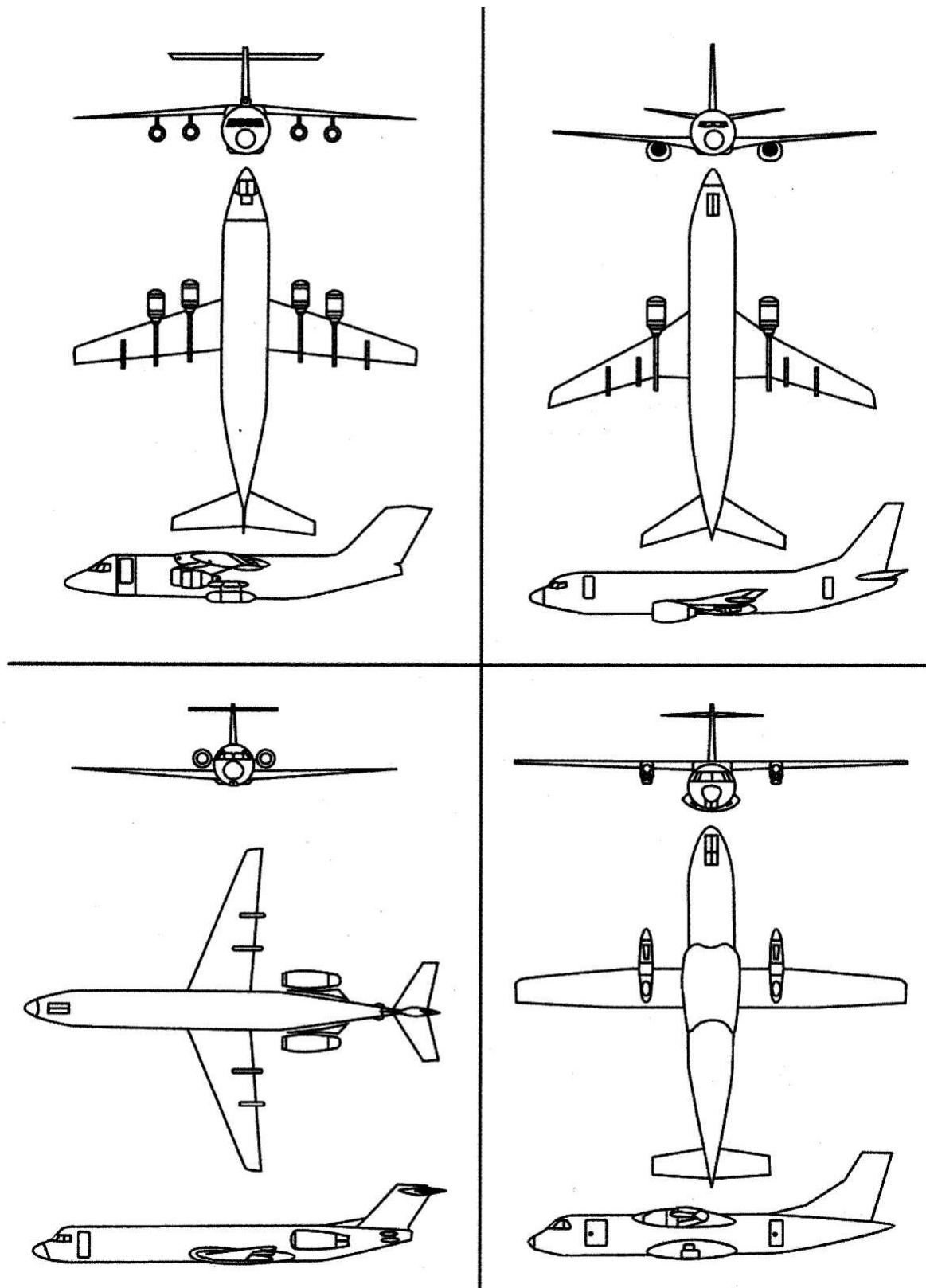
ED.72.UEA.HHD 01

Revizyon Tarihi

24.04.2008

Sayfa No

1/22



Şekil: 00.00.01

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/22
---	--	---	--

BÖLÜM 1**081 00 00 00 GENEL****01.00.00.01 Hava aracında olması gereken özellikler;**

1. Kanadı; taşıyıcı güç üretmeli,
2. Gövdesi; yükle uygun olmalı,
3. Kuyruk yüzeyleri; denge sağlamalı,
4. Kontrol yüzeyleri; uçuş hareketlerine göre kontrol görevi sağlamalı,
5. Motoru; ileri hareketi oluşturacak gücü sağlamalı.

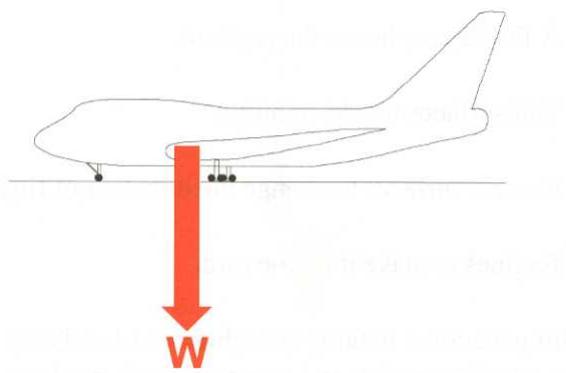
Yıllardır, uçak tasarımcıları, aerodinamikçiler ve uçak mühendisleri hava araçlarının emniyetli, ekonomik, süratli ve insan egosunu tatmin edecek tasarımlar üzerinde çalışarak, en iyisini yaratmaya çalışmaktadır.

Hava araçları, belirli görevler için çeşitli tip ve şekilde üretilmişlerdir. Bütün uçaklar çeşitli şekillerde üretilmelerine rağmen, performanslarının daima gereken ölçüde olmalarına özen gösterilmiştir.

Şekil: 00.00.01 kanat, gövde, kuyruk ve motor tip ve şekilleriyle birbirlerinden farklı uçaklar görülmektedir. Genel olarak hava araçlarında niçin;

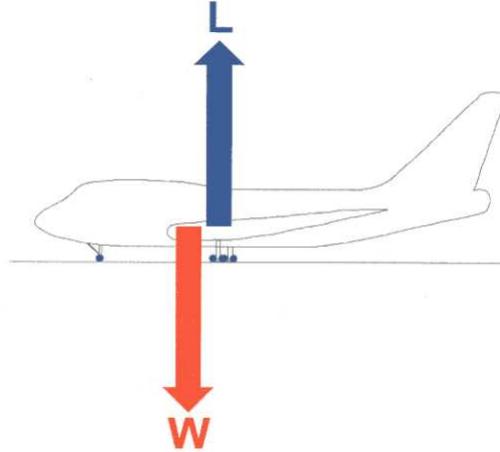
- Kanatların gövdeye takılış yeri, açısı, kanat şekilleri farklıdır?
- Yatay stabilizelerin monte şekli değişiktir?
- Vs, Vs.

Bu sorulara verilen cevap; her tip hava aracının maksadının değişik olması ve bu özelliklerin hava aracının maksadına uygun şekilde yapılmasıdır. Bu farklılıklar hiçbir zaman görünüş amaçlı değildir. Bir uçağın, diğer cisimler gibi, kütlesi vardır. Uçak park halinde iken, uçak üzerine sadece yerçekiminin yarattığı düşey kuvvet etki eder. Buna uçağın AĞIRLIĞI denir (Şekil: 00.00.02).

**Şekil: 00.00.02**

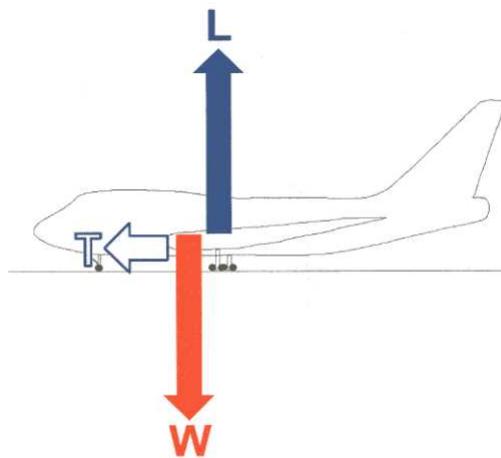
Uçuş esnasında, uçağın ağırlığını dengeleyecek, ağırlık kuvvetine ters yönde ve ona eşit olan kuvvete “taşımaya kuvveti – LIFT” denir. Ağırlık arttıkça, taşıma kuvveti de arttırmalıdır (Şekil: 00.00.03).

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 3/22
---	--	---	--



Şekil: 00.00.03

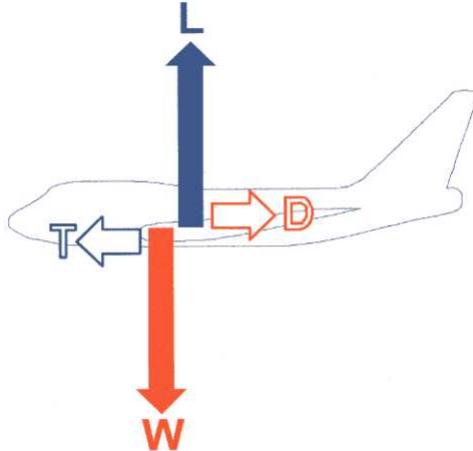
Kaldırma kuvvetini yaratmak için uçağın hava içinde ileri doğru çekilmesi gerekecektir. Motor tarafından yaratılan bu kuvvette “THRUST” denir (Şekil: 00.00.04).



Şekil: 00.00.04

Uçağın ileri doğru hareketinden kaynaklanan ve thrust kuvvetine ters yönde meydana gelen parazit (geri sürükleme) kuvvette ise “DRAG” denir (Şekil: 00.00.05).

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/22
---	--	---	--



Şekil: 00.00.05

Bir uçak hava içinde hareket ederken dört kuvvetin etkisi altındadır.

WEIGHT, LIFT, THRUST, DRAG

Bu kuvvetler birbirleriyle yakından ilişkilidirler. Örnek olarak;

- Ağırlık (w) arttıkça, daha fazla taşıyıcı güç gerekecektir,
- Taşıyıcı güç arttıkça, DRAG da artacaktır.
- DRAG arttıkça, daha fazla THRUST gerekecektir.

Havanın özellikleri, irtifa ile değişecektir. Bu özellikler ve bunların uçağa olan etkileri hakkında bilgi arttıkça, uçuş prensiplerilarındaki bilgi de artacak ve uçaklar ile ilgili prensipler de daha iyi anlaşılacaktır.

Bir uçağın dizaynı yapısal ve aerodinamiksel dizaynların bir birleşimidir. Bu iki alandan birinde olan gelişme diğer alanda verimlilik kaybına yol açmaktadır.

BİR UÇAK, OTOMOBİLİN YOLU KAVRADIGI GİBİ, HAVAYI KAVRAYAMAZ. BİR UÇAK, GENELLİKLE BURNUNUN GÖSTERDİĞİ DOĞRULTUDA HAREKET ETMEZ.

081 01 00 00 SUBSONIC AERODINAMIK

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 5/22
---	--	---	--

081 01 01 00 ESASLAR, KANUN VE TARİFLER**081 01 01 01 KANUN VE TARİFLER****01.01 01.01 TARİFLER**

Aerofoil (Aerodinamik şekil)—Hava içerisindeki hareketine karşı önemli bir direnç göstermeden istikametine dik yönlü bir aerodinamik kuvvet yaratmak üzere şekillendirilmiş cisim.

Aft (Geri) – Geriye doğru, uçağın kuyruk veya arkasıdır.

Air Brake (Hava Freni) – Asıl amacı, istendiğinde uçağın gidiş istikametine ters yönlü ekstra bir kuvvet yaratmaya yarayan her türlü alete denir.

Ambient – O anki çevreyi saran veya o çevreye ait olan.

Amplitute – Büyüklük, genişlik, bolluk, menzil, tekrarlanan hareketlerde iki uç nokta arasında olan genişlik.

Attitude – Ufki duruma göre, uçak burnunun ufkun altında veya üstünde olması.

Boundary Layer – Sürünmeli akım kuvvetlerinin hakim olduğu, yüzeye bitişik ince hava tabakası.

Buffeting – Anafor akımları tarafından yaratılan ve devem ettirilen, uçağın her hangi bir parçasının muntazam olmayan titreşimi.

Cantilever (Wing) – Herhangi bir dış destek veya menteşesi olmayan tamamen iç desteklerle kanat tabanına monte edilmiş kanat.

Control Lock (Gust Lock) – Uçak park yerinde iken, yüksek şiddetli rüzgarların etkisinden uçağın kontrol satırlarını korumak için kullanılan kilitleme aleti.

Control Reversal – Yüksek hızlarda; büyük yapısal şekil değişimlerinin yaratacağı etkileri amacıyla, uçak üzerinde ters yönlü moment yaratmak için kontrol yüzeylerini değiştirmek, düşük hızlarda; kanatçıların yerini değiştirerek, bir kanatın hücum açısını artırmak veya, kritik hücum açısını aşmak, böylece ters istikametteki gereken “roll”un oluşumuna sebep olmak.

Convergent – Bir nokta veya degerde birleşme veya birleşme temayülü gösteren.

Critical Mach Number (MCRIT) – Yüzey üzerinde en yüksek hızın görüldüğü noktadaki hızın ses hızına eşit olduğu andaki serbest havanın Mach sayısı.

Damping – Hızın, döngü veya titreşim şiddetinin azaltılması.

Geometrik Dihedral – Uçağın yatay referans noktası ile kanat veya stabilize arasındaki açı.

Divergent – Azalmak veya birbirinden ayrılan.

Divergence – Bir etkinin etkisini salınım yaptırmaksızın artırması.

Eddy – Şiddetli hava anaforu olan havanın bir elemanı.

Effective Angle of Attack (α_e) – Korda hattı ile düzensiz hava akımının ortalaması yönü arasındaki açı.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/22
---	--	---	--

Equilibrium – Bir cisim etki eden momentlerin toplamı ve yine aynı cisim etki eden kuvvetler toplamının sıfır olduğu durum.

Fairing – Herhangi bir parça eklenen ve parazit sürüklendirmeyi azaltan ikincil bir yapı.

Feel – Pilotun, kontrol yüzeylerine tesir eden kuvvetleri hissetmesi.

Fence – Kanat yüzeyindeki basınç dağılımını modifiye etmek için, kanat ve kordadan çıkıştı.

Fillet – İki yüzeyin kesişim bölgesindeki hava akışını iyileştirmek için kullanılan kaplama.

Flightpath – Uçuş hattı (yolu) Uçağın ağırlık merkezinin (CG) havada çizdiği yoldur.

Fluid – Gaz veya sıvı, bir madde. Konulduğu kabın şeklini alır.

Free stream velocity – Uçağa göre serbest hava akımı.

Gradient (pressure)- Mesafe ile basınçta değişim oranı.

Gust – Zaman ve mesafe ile, havanın hız veya istikametinde ani değişme.

Gust lock – Control lock'a bakınız.

Instability – Bir etki sonucu kararlılıktaki bozulmanın artması temayülü.

Laminar flow – Ardaşık yüzeylerde karışmanın olmadığı akım.

Load factor – Kaldırma kuvvetinin uçağın ağırlığına oranı. Yük faktörü için doğru simbol (n), Yük faktörü;

$$\text{Load Factor} = \text{Lift} / \text{Weight}$$

Mach Number (M) – Değişken atmosferik şartlarda, hakiki hava hızının ses hızına oranı.

$$M = \text{TAS} / \text{Local Speed of Sound (a)}$$

Magnitude – Büyüklük, önemlilik.

Moment (N·m) - Bir noktaya göre bir kuvvetin momenti, momenti yaratan kuvvetin dik bileşeni ile kuvvetin uygulama noktasının moment noktasına olan uzaklığının çarpımıdır.

Nacelle – Genelde, kanadın aerodinamik yapıdaki motor yatağı.

Normal – 90° de dik.

Oscillation – Salıngacı gibi ileri geri sallanma, titreşim, belirli limitlerde gidip gelme.

Parallel – Birbirini asla kesmeyecek aynı yöndeeki hatlar.

Pitot tube – Hava aracının belli bir yerine monte edilen, hava akımına karşı gelen tarafının açık olduğu, dinamik ve statik basınç farkına göre uçağın hava içindeki hızını ölçen alet.

Pod - Gövde veya kanat tarafından haricen desteklenen motor yatağı.

Propagate – Yaymak, geçirmek, dağıtmak.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 7/22
---	--	---	--

Relative airflow, (relative wind), (free stream flow) – Uçağın hava içinde hareketinden dolayı meydana gelen hava akımı. Bu akım, uçuş istikametine paralel ve ters yöndedir. Dolayısıyla, gerçek uçuş yolu, nispi hava akımının istikametine göre belirlenir. Havanın basıncının, sıcaklığının ve hızının uçağıın içinden geçmesiyle etkilenmeyeceği bölge.

Scale – Belli bir oran dahilinde küçültme veya büyültme.

Schematic – Bir şeyin diyagramla ifade edilmesidir.

Separation – Bir hava akımının temasta olduğu yüzeyden ayrılması.

Shockwave – Hava akımlarını kesen ve basınç, yoğunluk ve sıcaklıkta yükselme meydana getiren ve sürati düşüren dar bir bölgedir. Süratin normal bileşkesi, şok dalgasından önce süpersonik şok dalgasından sonra ise subsonikdir.

Side slip – Uçağın nisbi hava akımına göre yatay eksende hareketidir.

Spar – Kanat ana kırışı.

Speed of sound (a) – Ses, atmosfer boyunca, kendi kaynağından yayılan basınç dalgasıdır. Sesin yayılması sadece havanın sıcaklığı ile ilgilidir. Düşük sıcaklıklarda ses yayılması daha düşüktür. Standart bir günde ses hızı yaklaşık olarak 340 m/s(660 kt TAS).

Stability - Düzgün bir hareketteki bozulmanın azalması temayülü.

Stagnation Point - Gövde yüzeyine göre, gövde tarafından ayrılan hava akımlarının seyir süratinin sıfır olduğu nokta.

Static vent – Dinamik basıncı hissetmeden sadece statik basıncı ölçecek şekilde gövdeye yerleştirilen bir plaka üzerindeki küçük delik.

Throat - Kanal içerisindeki minimum alanın bir kesiti.

True Air Speed (TAS) veya (V) – Uçağın hava içerisinde birim zamanda aldığı yol.

Turbulent Flow – Düzenli bir akımda düzensiz hareketlerin oluşup, üst üste eklendiği akım.

Velocity – (m/s) formülü ile ifade edilen, fakat hava araçları için saatte nautical mil veya KNOTs olarak ifade edilen hız. 1 nautical mil, 6080 ft eşittir.

Viscosity – Akışkan partiküllerinin birbirleri üzerinden akışlarına gösterdikleri dirençtir. Viskozitesi yüksek olan bir akışkanın, akımı daha zordur.

Vortex – Dairesel hareket yapan akışkanların olduğu veya hava girdabının kuvvetli olduğu bölgelerdir.

Vortex Generator – Bir yada daha çok sayıda ayrı girdaplar üretmek için yüzeye monte edilmiş küçük bir vana olup, sınır tabakası karışımını destekleyip sınır tabakası ayrimını geciktirir. (Sınır seviyesindeki kinetik enerjiyi arttırır).

Vorticity – Genelde, akışkanların dairesel hareketleri ile tanımlanır. Herhangi bir noktadaki vorticity, o noktayı saran akışkanın içindeki pir parçasının o nokta etrafındaki dairesel hızının iki katı olarak tanımlanır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/22
---	--	---	--

Wake – Bir uçağın arkasındaki alan olup, toplam basıncın bu uçak tarafından değiştirildiği hava bölgeleridir.

Wash - out – Bir aerofoil yada kanat ucuna geliş açısından azalma.

Wing Loading – Uçak ağırlığının kanat alanına oranı.

Kanat Yükü = Uçak Ağırlığı/ Kanat Alanı

Zoom – İrtifa kazanmak için, kinetik enerjinin kullanımı.

01.01.01.02 SEMBOLLER:

Aşağıdaki Semboller, söz konusu bu kitapta kullanılacaktır. Bu semboller beynelmile tarifler değildir. Diğer kitaplarda farklı isim ve sembolle bulabilirsiniz. Ancak, bu semboller JAA kabul etmiş ve kullanmaktadır.

a	speed of sound	m	mass
AC	aerodynamic centre	n	load factor
AR	aspect ratio	p	pressure
b	span	Q or q	dynamic pressure
C	Centigrade	S	area; wing area
c	chord length	T	temperature
CD	drag coefficient	t/c	thickness-chord ratio
CG	centre of gravity	V	free stream speed (T AS)
CP	centre of pressure	V _s	stall speed
CL	lift coefficient	W	weight
C _m	pitching moment coefficient	GREEK SYMBOLS	
D	drag	α	(alpha) angle of attack
D _i	induced drag	β	(beta) sideslip angle
F	force	γ	(gamma) angle of climb or descent
g	acceleration due to gravity also used for load factor	Δ	(delta) increment in
K	Kelvin	μ	(mu) Mach angle
L	lift	ρ	(rho) density
L/D	lift to drag ratio	σ	(sigma) relative density
M	Mach number	Φ	(Phi) angle of bank

DİGERLERİ

\propto proportional to
is approximately equal to

01.01.01.03 AIRSPEEDS

VSO	Stol hız veya iniş konfigürasyonunda minimum devamlı uçuş hızı.
VS1	Stol hız veya belirli konfigürasyondan alınan minimum devamlı uçuş hızı.
VX	En iyi tırmanma açısı hızı

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/22
---	--	---	--

VY	En iyi tırmanma hızı
VA	Manevra hızı
VNO	Maksimum yapısal seyahat hızı
VNE	Asla geçilmeyecek hız
VFE	Maksimum flap tatbik edilecek hız
VLO	Maksimum Gear Hızı
VF	Flaplı uçuş hızı
Vs	Stol hızı veya uçağın kontrol edilebildiği minimum hız
VLE	İniş takımlarının tatbik edildiği maksimum hız
V1	Pilotun, inişte hızlanma – durma mesafesinde uçağı durdurabildiği hız.
V2	Emniyetli iniş hızı
VAPP	Yaklaşma hızı
VC	Dizayn seyahat hızı
VMC	Kritik motor arızasında minimum kontrol hızı
VMU	Kontrolün kaybolduğu hız
VMO/M MO	Maksimum işletme hız limiti
VR	Hareket (rotation) hızı
VREF	Referans hızı
VYSE	Tek motor en iyi tırmanma hız oranı

KÜTLE, İVME, HIZ, YOĞUNLUK, ISI, BASINÇ, KUVVET, KANAT YÜKÜ VE KANAT GÜCÜ İÇİN Sİ- ÜNİTELERİ

01.01.01.04 KÜTLE; Birimi; kilogramdır (Kg). Bir cisimdeki madde miktarıdır. Kütlenin (mass) maruz kaldığı yer çekim kuvvetidir. Ağırlığı, yerçekimi kuvvetine bağlı olarak değişir; fakat kütle bulunduğu bölgeye göre değişmez. Katı, sıvı veya gaz halinde bulunur.

- Kütle büyükçe, kütleyi harekete geçirmek veya hareket halindeki kütleyi durdurmak için kuvvette büyüğeektir,
- Kütle; bir cismin istikametini değiştirmek için gereken zaman ve/veya mesafe üzerinde büyük bir etkisi vardır. Buna göre;

$$\begin{aligned} \text{Ağırlık (weight)} &= W \\ \text{Kütle (mass)} &= m \\ \text{Yer Çekimi Kuvveti} &= g \end{aligned} \quad W = m \times g \longrightarrow m = W/g$$

Yerçekimi kuvveti Dünya için 9.81 m/s^2 ;

$$W = m \cdot g \quad \text{veya} \quad m = W/g = (lb \cdot sec^2/ft) = slugs$$

yazılabilir. Kütle birimi çok karışık olduğu için bu birim yerine "slugs" şeklinde isim takılmıştır.

01.01.01.05 KUVVET; Birimi, Newton'dur (N). Bir cismin hareketinde değişime yol açan yada açmaya çalışan itme-çekmeye kuvvet denir. Kuvveti tanımlamak için iki hususu bilmeliyiz.

- Kuvvetin boyutu,
- Kuvvetin hareket yönü.

Uçak üzerine etki eden üç temel kuvvet vardır. Bunlar;

- Tepki/çekme kuvveti, uçağın ileri hareketini ve havada tutunmasını sağlar. Bu kuvvet pistonlu motor + pervane kombinasyonu veya gaz turbinli motorlarla sağlanır.
- Ağırlık kuvveti, yerçekimi kuvvetidir ve her zaman dünyanın merkezine doğrudur.
- Aerodinamik kuvvet, uçağın hava içindeki hareketi ile oluşur.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 10/22
---	--	---	---

Uçuştaki bir uçak üzerindeki aerodinamik kuvvetleri basitleştirmek gerekirse, aerodinamik kuvvetin iki bileşeni vardır. Bunlardan bir tanesi uçağın uçuş yoluna 90° dik olacak şekilde ve düşey yönde etki etmektedir. Buna TAŞIMA KUVVETİ denir. Diğer bileşen ise uçak uzunluk eksene paraleldir ve harekete ters yöndedir. Buna da SÜRÜKLEME KUVVETİ (DRAG) adı verilir. Düz uçuşa uçak üzerindeki kuvvetler gösterilmiştir.

Taşıma, ağırlık, tepki ve sürükleme kuvvetleri uçağın ağırlık merkezine doğru hareket gösterirler. Uçağın ağırlık merkezi, denge merkezi gibi düşünülebilir.

01.01.01.06 AĞIRLIK; Birimi, Newton'dur (N).

Yer çekimine sebebiyle oluşan kuvvettir ($F = m \times a$). Cismin kütlesi (m), yerçekimi ivmesi (a) ise (1 kg kütle "ağırlık" 9.81 m/s^2), örnek olarak;

$$\text{B737 uçağının kütlesi } 60.000 \text{ kg}, \\ F = m \times a \longrightarrow F = 60.000 \text{ kg} \times 9.81 \text{ m/s}^2 = 588.600 \text{ N taşıma kuvvetidir.}$$

01.01.01.07 AĞIRLIK MERKEZİ (CG);

Uçağın ağırlığı ile ilgili hareketli bir noktadır.

-Uçak, uçuşa kendi CG'si etrafında hareket eder.

-Dengeli ve kontrollü olması için, bir uçağın CG si, ön ve arka limitleri içinde kalmalıdır.

01.01.01.08 İŞ; Birimi, Jouledir (J). Bir kuvvetin, bir cismi istikametinde yaptığı harekettir. Bir cisime tatbik edilen kuvvet, o cismi hareket ettiremiyor ise, iş yapılamıyor demektir.

$$\text{-İş} = \text{Kuvvet} \times \text{Mesafe}$$

-10 Newtonluk bir kuvvet, bir cismi 2 m istikametinde hareket ettiriyorsa, yapılan iş;

$10 \text{ N} \times 2\text{m} = 20 \text{ Nm dir.}$ Newton metre (Nm); iş birimidir ve buna Joule (J) denir. Yani yapılan iş, 20 Joule'dır.

01.01.01.09 GÜÇ; Birimi, Wattır (W). Basit olarak, yapılan işin oranıdır.

$$\text{-Power (W)} = \text{Kuvvet (N)} \times \text{Mesafe (m)} / \text{Zaman}$$

-10 Newtonluk bir kuvvet, bir cismi 5 saniyede 2 metre hareket ettiriyor ise;

$$W = N \times L/Z = 10 \times 2/5 = 4 \text{ Watts.}$$

01.01.01.10 ENERJİ; Birimi, Joule'dir (J). Şayet iş yapma kabiliyeti varsa, o kütlenin enerjisi vardır. Kütlenin enerji yükü, yapabildiği iş miktarı ile ölçülür. Dolayısıyla, iş birimi gibi, enerjinin de birimi Joule'dır (J).

KINETİK ENERJİ; Birimi, Joule'dir (J). Kütlenin hareketinden dolayı oluşur. Hareket halindeki kütle, duruncaya kadar iş yapabilir.

$$KE = \frac{1}{2} m V^2 \text{ Joules}$$

1 kg lik bir cisim, 52 m/s (100 K) ile hareket ederse, cismin kinetik enerjisi;

$$KE = \frac{1}{2} \times 1 \times (52)^2 = 1352 \text{ J}$$

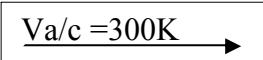
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 11/22
---	--	---	---

01.01.11 Vektör; Yönü ve ebadı olan bir değere vektör değeri veya basitçe vektör denir. Kuvvetler, vektör olarak ivme, hız ve yer değiştirmedir. Sadece ebadı olan bir değer skalar değer veya basitçe skalar olarak tanımlanır. Kütle, zaman ve sıcaklık bunlara örnek olarak verilebilir. Uzaklık bir skalardır ancak uzaklığın yönünü ele alırsak bunu yer değiştirmeye olarak adlandırırız. Bu da bir vektördür.

Eğer bir araba 50 mil yol kat ediyor ise, bu bir skalardır. Fakat araba kuzeye 50 mil mesafe almış ise, arabanın yer değiştirmesi bir vektördür.

01.01.12 Skalarların toplamı; Skalar basit aritmetik kurallar ile toplanırlar (veya çıkarılırlar). Örneğin; arabanızın deposunda 10 galon yakıtınız var ise ve bir benzin istasyonunda durup 8 galon daha alınırsa, deponuzda 18 galon yakıt olur.

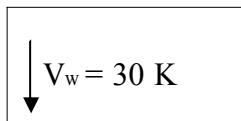
01.01.13 Vektörlerin toplanması; Vektörlerin toplanması skalar toplamdan daha karışiktır. Vektör kuvvetleri ok ile gösterilir. Okun uzunluğu vektörün büyüklüğünü yönü ile vektörün niteliğinin yönünü gösterir. Örnek olarak bu sayfanın üst kısmını kuzey olarak kabul edersek doğuya doğru uçan bir uçağın hızını göstermek istersek ve hız 300 Knot ise hız vektörü şekil: 01.01.02'deki gibidir.



$$\text{Va/c} = 300 \text{K}$$

Şekil: 01.01.02 Doğuya giden bir uçağın vektörü

Eğer uçak kuzeyden 30 Knot'lık rüzgar vektörü şekil: 01.01.03'de gösterilir.

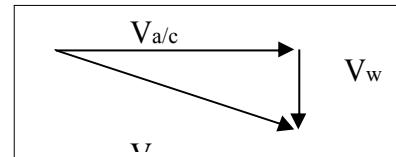


$$V_w = 30 \text{ K}$$

Şekil: 01.01.03. Kuzey rüzgar vektörü

Uçağın gerçek rotasını, yer süratini ve sapma açısını, vektörleşerek bulabiliriz. Rüzgar vektörü olan V_w ve uçak vektörü olan $V_{a/c}$ 'de uçak vektöründen rüzgar vektörüne çizilen vektöre V_r yani bileşke vektör denir ve uçağın yer üzerindeki izini gösterir. Bileşke vektörünün uzunluğu yer süratinin büyüklüğünü gösterir. Uçak vektörü ile bileşke vektör arasındaki açı sapma açısıdır. Bu şekil: 01.01.04'de gösterilmiştir.

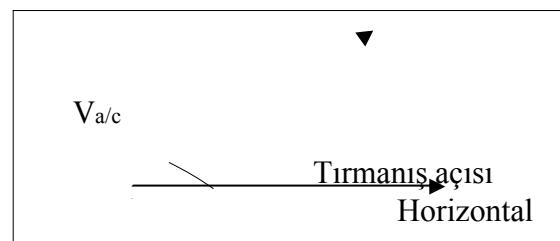
Şekil: 01.01.04. Bileşke vektör



01.01.14 Vektör bileşkesi; Bileşke vektör, iki veya daha fazla vektörün etkisiyle meydana gelir. Bu vektörlere bileşen vektörler denir.

Sabit sürat ve sabit hucum açısı ile tırmanışta olan bir uçakta yer süratı ve tırmanış oranı bileşke vektör yardımıyla bulunabilir. Uçuş yolu ve hızı şekil: 01.01.05'de gösterilmiştir.

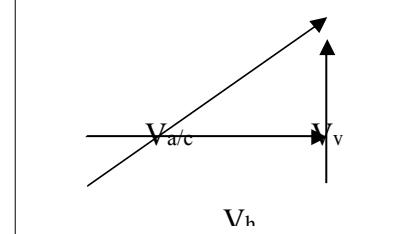
Şekil: 01.01.05. Tırmanıştaki bir uçağın hız vektörü



	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 12/22
---	--	---	---

Bileşke vektörün bileşenleri = V_h ufka paraleldir ve yer süratini gösterir. Dikey bileşen V_v , tırmanış oranıdır. Bu bileşenler şekil: 01.01.06'da gösterilmiştir.

Şekil: 01.01.06. Yer süratı ve tırmanış oranı vektörleri



01.01.01.15 Moment; Bir pilotun uçağını tırmandırmak istediği düşünüldüğünde, kontrol kumandasını geriye doğru çekmesi gerekecektir. Bu durumda yatay stabilizerin firar kenarı yukarı hareket eder. Bu hareket kuyruğu aşağıya bastırır ve burun yukarı kalkar. Bu hareket yunuslama momenti (pitching moment) olarak tanımlanır.

Momenti meydana getiren kuvvetlerin dönüşün merkezine doğru olan bileşenleri moment yaratmazlar. Momentin değeri, moment kolu (moment arm) momenti yaratan kuvvetin dik bileşeni ile çarpımına eşittir. Moment kolu kuvvetin hareket hattından dönme noktasının merkezine en yakın mesafedir. Momentlerin birimleri foot-puonds (ft-lbs) veya inch-puonds (inlbs) dir.

Uçağın lövye kumandası ve istikamet pedalları (rudder), ağırlık merkezi (center of gravity-CG) ile ilgili moment üretir. Böylece uçağın durumu değişir.

Sonuç olarak lövye kumandasını çekerek burun yukarı pitching moment, lövye kumandasını iterek burun aşağı pitching moment meydana getirdiği görülmektedir.

Lövye 'yi sağa yatırırsak sağ kanatçık yukarı, sol kanatçık aşağı doğru hareket eder ve uçak sağa doğru yataş girer. Bu hareket yataş momentini (rolling moment) oluşturur.

Lövye kumandasından başka uçağın hareketine tesir eden bir kumanda da istikamet pedallarıdır (rudder pedals).

Örnek olarak sağ pedala bastığımız zaman dikey stabilize sağa doğru hareket eder. Bunun sonucunda CG'ye göre kuyruk sola hareket ederken burun ufki olarak sağa döner ve bu durumda sapma momenti (yawing moment) oluşur.

01.01.01.16 Hızlanma (İvme - Akselerasyon); Bir cisim dengelenmemiş bir kuvvet etki ettiği zaman cismin hızlanacağını belirtir ve şu şekilde ifade edilir. "Akselerasyon; kuvvet ile doğru, cisim kütlesi ile ters orantılıdır ve yönü, dengelenmemiş kuvvet yönündedir.

$$F = \text{Kuvvet}, \quad M = \text{Kütle} \quad a = F / M$$

01.01.01.17 Yoğunluk; Aerodinamik çalışmalarında, hava yoğunluğu havanın en önemli özelliğidir. Birim hacme düşen hava kütlesi olarak tanımlanabilir. Yoğunluğu simbolü ρ (ρ_0)'dur. Deniz seviyesi standart yoğunluğunu $\rho_0 = 0.002377$ slug/ ft^3 tür.

Yoğunluk irtifa ile azalır. 22.000 feet civarında yoğunluk Deniz Seviyesindeki standart gündeki yoğunluğun yarısı kadardır. Bu da tam olarak 0.001183 slug/ ft^3 Aerodinamikte gerçek yoğunluk miktarları yerine yoğunluk oranları kullanılmak istenir. Yoğunluk oranı simbolü σ (sigma) dır.

$$\sigma = \rho/\rho_0$$

Yoğunluk direkt olarak basınçla doğru orantılı ve mutlak sıcaklıkla ters orantılıdır. Bu da UNIVERSAL GAZ KANUNU olarak bilinir.

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad \text{ve dolayısıyla} \quad \rho = \frac{P/RT}{P_0/RT} = \frac{P/RT}{T/T_0} = \frac{P/P_0}{T/T_0}$$

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 13/22
---	--	---	---

R sabit sayıdır ve ihmal edilebilir. $\sigma = \frac{\theta}{\delta}$ olur.

01.01.01.18 Sıcaklık; Sıcaklık birimi olarak genellikle FAHRENHEIT (F) ve CELSIUS (C) ölçülerini kullanılır. F yada C derecelerinin temeli mutlak sıfıra dayanır ve hesaplamalarda birbirleri ile toplanamazlar. Bunların yerine mutlak sıcaklık kullanılmalıdır. Fahrenheit sisteminde mutlak sıfır – 460° ve Celsius sisteminde mutlak sıfır – 273°dir. Fahrenheit sistemi mutlak sisteme çevirmek için 460° eklenir. Bu RANKINE (R) sistemi olarak bilinir. Celsius sistemini mutlak sisteme çevirmek için 273° eklenir. Bu da KELVİN (K) sistemi olarak bilinir.

Mutlak sıcaklık simbolü T, Deniz seviyesi (DS) standart sıcaklığın simbolü To'dır.

$$\text{Rankin sisteminde } T_o = 519^{\circ}\text{R} (59^{\circ}\text{F}) \\ \text{Kelvin sisteminde } T_o = 288^{\circ}\text{K} (15^{\circ}\text{C}) \text{ dir.}$$

Gerçek sıcaklıklar yerine sıcaklık oranlarının kullanımı, birimleri ortadan kaldırır ve olayları basitleştirir. Sıcaklık oranının simbolü θ (teta) dır.

$\theta = T / T_o$ Fahrenheit'ı, santigrat'a çevirmek için şu formül kullanılır:

$${}^{\circ}\text{C} = \frac{F - 32^{\circ}}{1.8}$$

Santigrat'ı, Fahrenheit'e çevirmek için şu formül kullanılır:

$$F = (1.8 \times {}^{\circ}\text{C}) + 32^{\circ}$$

01.01.01.19 Basınç (Statik Basınç); atmosferik basınç konusu, meteorolojinin temel konularından birini teşkil eder. Hava basıncı, gaz ve sıvı karışımı moleküllerin aktiviteyle birim saha üzerine etki eden kuvvettir. Birim sahaya etki eden kuvvet olarak tarif edilen atmosferik basınç, bütün atmosfer boyunca uzanan birim kesit sütun içindeki ağırlığa eşittir. Yükseldikçe basınç değeri azalan bu atmosfer ağırlığına "Statik Basınç" veya "Barometrik Basınç" adı verilir.

Yükseklikle basınç azalması, atmosferin alt katlarında her 1000 feet için 33.86395 hPa'dır. Meteorolojide kullanılan basınç birimi hectopascal (hPa)'dır. Bir hPa, her bir cm² lik yüzeye etki eden 1000 dyn'lik kuvvettir.

01.01.01.20 Kanat yükü;

Elimizdeki kaldırma kuvvet formülünden :

$$L = W = CL \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S \text{ den,}$$

$$W/S = CL \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \text{ neticesini çıkarabilirsiniz.}$$

Şu formüle bakarsak ağırlığın alana bölünmüş olduğunu görürüz. İşte buna kanat yükü ismini veriyoruz. Uçuşa kanat sathını değiştirmeyi bir kenara bırakırsak;

$$W/S = CL \cdot \frac{1}{2} \rho V^2$$

Bize daima az kanat yükü olan uçağın çok kanat yükü olan uçağa nazaran daha az bir süratle ineceğini gösterir. Bu şekilde uçaklara, hafif uçaklar denir.

01.01.01.22 NEWTON HAREKET KANUNLARI

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 14/22
---	--	---	---

01.22.01 Newton'un birinci (devamlılık) kanunu (atalet/denge kanunu)

Bir cisme dengelenmemiş bir kuvvet etki edinceye kadar; cisim duruyorsa durmakta, hareket halinde ise hareketini düz bir hat üzerinde sabit bir hız ile devam ettirme temayülünü gösterir. Örneğin, sabit hava hızı ile uçan bir uçak dengededir. Bu durumda matematiksel olarak her yöndeği kuvvetler ve momentler toplamı sıfırdır.

01.22.02 Newton'un ikinci kanunu (Hareket Kanunu)

Bir cisme dengelenmemiş bir kuvvet etki ettiği zaman cismin hızlanacağını belirtir ve şu şekilde ifade edilir. Akselerasyon; kuvvet ile doğru orantılı, cismin kütlesi ile ters orantılıdır ve yönü, dengelenmemiş kuvvet yönündedir .

$$F = \text{Kuvvet} \quad M = \text{Kütle} \quad a = \frac{F}{M}$$

01.22.03 Newton'un üçüncü kanunu (Momentum eşitlik denklemi)

Newton 'un bu kanunu ise, her etkinin eşit ve zit yönde bir tepki meydana getirdiğini gösterir. Bütün jet motorları bu kanunun prensiplerine göre çalışmaktadır.

Tepki ismi verilen motorun ileri hareketi, motordan hızla geriye püskürtülen gazların etkisi neticesi meydana gelir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 15/22
---	--	---	---

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

Aircraft (1)

Mass: 2,000 kilograms (kg)
 Engine thrust: 4,000 Newtons (N)
 V_1 speed: 65 knots (kt)
 Take-off run to reach V_1 : 750 metres (m)
 Time taken to reach V_1 : 30 seconds (s)

Aircraft (2)

Mass: 2,000 kilograms (kg)
 Engine thrust: 8,000 Newtons (N)
 V_1 speed: 130 knots (kt)
 Take-off run to reach V_1 : 1,500 metres (m)
 Time taken to reach V_1 : 40 seconds (s)

where, 1 nautical mile = 6080 ft and 1 metre = 3.28 ft

At V_1 both aircraft experience an engine failure and take-off is abandoned.

- a) How much work was done to aircraft (1) getting to V_1
- b) How much power was used to get aircraft (1) to V_1
- c) How much work was done to aircraft (2) getting to V_1
- d) How much power was used to get aircraft (2) to V_1
- e) How much momentum does aircraft (1) possess at V_1
- f) How much momentum does aircraft (2) possess at V_1
- g) How many times greater is the momentum of aircraft (2)
- h) How much kinetic energy does aircraft (1) possess at V_1
- i) How much kinetic energy does aircraft (2) possess at V_1
- j) How many times greater is the kinetic energy of aircraft (2)
- k) State the mass and velocity relationship of both aircraft and compare to their momentum and kinetic energy
- l) Which has the greater effect on kinetic energy, mass or velocity
- m) What must be done with the kinetic energy so the aircraft can be brought to a stop

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 16/22
---	--	---	---

1. An aircraft's mass is a result of:

- a) Its weight
- b) How big it is
- c) How much matter it contains
- d) Its volume

2. The unit of mass is the:

- a) Joule
- b) Watt
- c) Newton
- d) Kilogram

3. The definition of a force is:

- a) That which causes a reaction to take place
- b) Thrust and drag only
- c) A push or a pull
- d) The result of an applied input

4. The unit of force is the:

- a) Mass-kilogram
- b) Newton-metre
- c) Joule
- d) Newton

5. The unit of weight is the:

- a) Kilogram
- b) Newton
- c) Watt
- d) Kilowatt

6. Weight is the result of:

- a) The force on mass due to gravity
- b) The action of a falling mass
- c) How much matter the object contains
- d) The rate of mass per unit area

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 17/22
---	--	---	---

7. About which point does an aircraft rotate:

- a) The wings
- b) The main undercarriage
- c) The centre of gravity
- d) The rudder

8. If a force is applied to a mass and the mass does not move:

- a) Work is done even though there is no movement of the mass
- b) Work is done only if the mass moves a long way
- c) Power is exerted, but no work is done
- d) No work is done

9. The unit of work is called the:

- a) Pascal
- b) Joule
- c) Watt
- d) Kilogram

10. The unit of power is called the:

- a) Joule
- b) Newton-metre
- c) Watt
- d) Metre per second

11. If a force of 20 Newton's moves a mass 5 metres:

- 1 - the work done is 100 Nm
- 2 - the work done is 100 Joules
- 3 - the work done is 4 Joules
- 4 - the work done is 0.25 Joules

The correct statements are:

- a) 1 only
- b) 1 and 3
- c) 1 and 2
- d) 2 only

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 18/22
---	--	---	---

12. If a force of 50 Newton's is applied to a 10 kg mass and the mass moves 10 metres and a force of 50 Newton's is applied to a 100 kg mass which moves 10 metres:
- a) The work done is the same in both cases
 - b) Less work is done to the 10 kg mass
 - c) More work is done to the 10 kg mass
 - d) More work is done to the 100 kg mass
13. The definition of power is:
- a) The rate of force applied
 - b) The rate of movement per second
 - c) The rate of doing work
 - d) The rate of applied force
14. If a force of 500 Newton's moves a mass 1000 metres in 2 mins, the power used is:
- a) 4167 Watts
 - b) 250 Kilowatts
 - c) 1 Megawatt
 - d) 4 Watts
15. Kinetic energy is:
- a) The energy a mass possesses due to its position in space
 - b) The energy a mass possesses when a force has been applied
 - c) The energy a mass possesses due to the force of gravity
 - d) The energy a mass possesses because of its motion
16. The unit of kinetic energy is the:
- a) Joule
 - b) Metre per second
 - c) Watt
 - d) Newton-metre per second

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 19/22
---	--	---	---

17. When considering kinetic energy:

- 1 - a moving mass can apply a force by being brought to rest
- 2 - kinetic energy is the energy possessed by a body because of its motion
- 3 - if a body's kinetic energy is increased, a force must have been applied
- 4 - kinetic energy = $\frac{1}{2} m V^2$ joules

The combination of correct statements is:

- a) 1 and 2
- b) 1, 2, 3 and 4
- c) 4 only
- d) 2 and 4

18. The property of inertia is said to be:

- a) The energy possessed by a body because of its motion
- b) The opposition which a body offers to a change in motion
- c) That every action has an equal and opposite reaction
- d) The quantity of motion possessed by a body

19. Considering Newton's first law of motion:

- 1 - a body is said to have energy if it has the ability to do work
- 2 - the amount of energy a body possesses is measured by the amount of work it can do
- 3 - a body will tend to remain at rest, or in uniform motion in a straight line, unless acted upon by an external force
- 4 - to move a stationary object or to make a moving object change its direction, a force must be applied

The combination with the correct statements is:

- a) 3 and 4
- b) 3 only
- c) 1 and 2
- d) 1, 2, 3 and 4

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 20/22
---	--	---	---

20. Considering Newton's second law of motion:

- 1 - every action has an equal and opposite reaction
- 2 - if the same force is applied, the larger the mass the slower the acceleration
- 3 - if two forces are applied to the same mass, the bigger the force the greater the acceleration
- 4 - the acceleration of a body from a state of rest, or uniform motion in a straight line, is proportional to the applied force and inversely proportional to the mass

The combination of true statements is:

- a) 1 only
- b) 1, 2, 3 and 4
- c) 2, 3, and 4
- d) 3 and 4

21. Newton's third law of motion states:

- a) The energy possessed by a mass is inversely proportional to its velocity
- b) Every force has an equal and opposite inertia
- c) For every force there is an action
- d) Every action has an equal and opposite reaction

22. The definition of velocity is the:

- a) Rate of change of acceleration
- b) Rate of change of displacement
- c) The quantity of motion possessed by a body
- d) The acceleration of a body in direct proportion to its mass

23. When considering acceleration:

- 1 - acceleration is the rate of change of velocity
- 2 - the units of acceleration are metres per second
- 3 - the units of acceleration are kilogram-metres per second
- 4 - the units of acceleration are seconds per metre per metre

The combination of correct statements is:

- a) 4 only
- b) 1 and 4
- c) 1 only
- d) 1 and 2

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 21/22
---	--	---	---

24. The definition of momentum is:

- a) The quantity of mass possessed by a body
- b) The quantity of inertia possessed by a body
- c) The quantity of motion possessed by a body
- d) The opposition which a body offers to a change in velocity

25. A force of 24 Newton's moves a 10 kg mass 60 metres in 1 minute, the power used is:

- 1 - 24 Watts
- 2 - 240 Watts
- 3 - Force times distance moved in a stated time
- 4 - Force times the distance the mass is moved in a stated time

Which of the preceding statements are correct

- a) 1 and 3
- b) 1, 3 and 4
- c) 2 and 4
- d) 4 only

26. When considering momentum:

- 1 - Momentum is the quantity of motion possessed by a body
- 2 - Momentum is the tendency of a body to continue in motion after being placed in motion
- 3 - A mass of 2000 kg moving at 55 m/s has 110,000 kg-m/s of momentum
- 4 - A large mass moving at 50 m/s will have less momentum than a small mass moving at 50 m/s

The correct combination of statements is:

- a) 1 and 3
- b) 1, 2, 3 and 4
- c) 1, 2 and 3
- d) 2, 3 and 4

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 22/22
---	--	---	---

ANSWERS

Aircraft number (1) V1 speed of 65 knots = 33.5 m/s

Aircraft number (2) V1 speed of 130 knots = 67 m/s.

- a) 3,000,000 joules
- b) 100,000 watts
- c) 12,000,000 joules
- d) 300,000 watts
- e) 67,000 kg·m/s
- f) 134,000 kg·m/s
- g) Twice
- h) 1,122,250 joules
- i) 4,489,000 joules
- j) Four times greater
- k) Same mass, speed doubled, momentum doubled, but kinetic energy four times greater.
- l) Velocity has a greater effect on kinetic energy than mass.
- m) It must be dissipated by the braking systems.

No	A	B	C	D	REF	No	A	B	C	D	REF
1			C			14	A				
2				D		15				D	
3			C			16	A				
4				D		17		B			
5		B				18		B			
6	A					19	A				
7			C			20			C		
8				D		21				D	
9		B				22		B			
10			C			23			C		
11			C			24			C		
12	A					25		B			
13			C			26			C		

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/16
---	--	---	--

BÖLÜM 2

ATMOSFER

01.01.01.21 HAVANIN FİZİKSEL ÖZELLİKLERİ

01.21.1 Atmosferik özellikler ve bunların hava yoğunluğuna etkisi:

Uçmakta olan bir uçağın üzerine etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentler, büyük oranda uçağın içinde uçuştuğu havanın özelliği ile alakalıdır. Atmosfer yaklaşık olarak (hacim) %78 Nitrojen, %21 Oksijen ve % 1, diğer gazlardan meydana gelmiştir. Aerodinamik hareketlere etki eden havanın en önemli özellikleri statik basıncı, sıcaklığı, yoğunluğu ve viskozitesidir.

Hava, çok küçük basınçta dahi sıkıştırılabilir, akabilir veya şekli değişimdir. Yapışkanlığı (viskozitesi) çok zayıf olduğu için, çok küçük kuvvetler dahi havanın moleküllerini hareket ettirir. En büyük özelliklerinden biri de, sıkıştırılabilmesidir. Bu özelliğinden dolayı, irtifaya çıkıldıkça ağırlığı, dolayısıyla yoğunluğu azalacaktır. Aynı şekilde irtifaya çıkıldıkça sıcaklığı da azalacak, ancak 36.000 feetten sonra stratosfer boyunca sabit kalacaktır.

01.21.2 Statik Basıncı; Statik basınç dünyamızı saran havanın barometrik basıncından ibarettir. Atmosfer kütlesinin ağırlığından dolayı meydana getirdiği etkidir. Bir noktadaki statik basınç bütün yönlerde eşit olarak etki eder. Belirli şartların olduğu bir seviyede havanın birim alanına uyguladığı basınç ta statik basınç (P) olarak ifade edilir. Deniz seviyesinde ft²'ye düşen havanın ağırlığı 2116 lb (14.7 PSI) dir. İrtifa arttıkça statik basınç azalır. Çünkü havanın ağırlığı irtifa arttıkça azalacaktır. 18.000 ft irtifadaki statik basınç 1050 lb olarak ölçülmüştür. Bu da deniz seviyesindeki basınçın yarısıdır.

Altitude (feet)	Standard pressure (millibars)	Standard pressure (inches of mercury)	Standard tempera- ture (°C)	Standard tempera- ture (°F)	30,000	300.9	8.89	-44.4	-48.0
60,000	71.7	2.12	-56.5	-69.7	29,000	314.8	9.30	-42.5	-44.4
59,000	75.2	2.22	-56.5	-69.7	28,000	329.3	9.72	-40.5	-40.9
58,000	79.0	2.33	-56.5	-69.7	27,000	344.3	10.17	-38.5	-37.3
57,000	82.8	2.45	-56.5	-69.7	26,000	359.9	10.63	-36.5	-33.7
56,000	86.9	2.57	-56.5	-69.7	25,000	376.0	11.10	-34.5	-30.2
55,000	91.2	2.69	-56.5	-69.7	24,000	392.7	11.60	-32.5	-26.6
54,000	95.7	2.83	-56.5	-69.7	23,000	410.0	12.11	-30.6	-23.0
53,000	100.4	2.96	-56.5	-69.7	22,000	427.9	12.64	-28.6	-19.5
52,000	105.3	3.11	-56.5	-69.7	21,000	446.4	13.18	-26.6	-15.9
51,000	110.5	3.26	-56.5	-69.7	20,000	465.6	13.75	-24.6	-12.3
50,000	116.0	3.42	-56.5	-69.7	19,000	485.5	14.34	-22.6	-8.8
49,000	121.7	3.59	-56.5	-69.7	18,000	506.0	14.94	-20.7	-5.2
48,000	127.7	3.77	-56.5	-69.7	17,000	527.2	15.57	-18.7	-1.6
47,000	134.0	3.96	-56.5	-69.7	16,000	549.2	16.22	-16.7	1.9
46,000	140.6	4.15	-56.5	-69.7	15,000	571.8	16.89	-14.7	5.5
45,000	147.5	4.35	-56.5	-69.7	14,000	595.2	17.58	-12.7	9.1
44,000	154.7	4.57	-56.5	-69.7	13,000	619.4	18.29	-10.8	12.6
43,000	162.4	4.79	-56.5	-69.7	12,000	644.4	19.03	-8.8	16.2
42,000	170.4	5.04	-56.5	-69.7	11,000	670.2	19.79	-6.8	19.8
41,000	178.7	5.28	-56.5	-69.7	10,000	696.8	20.58	-4.8	23.3
40,000	187.5	5.54	-56.5	-69.7	9,000	724.3	21.39	-2.8	26.9
39,000	196.8	5.81	-56.5	-69.7	8,000	752.6	22.22	-0.8	30.5
38,000	206.5	6.10	-56.5	-69.7	7,000	781.8	23.09	1.1	34.0
37,000	216.6	6.40	-56.5	-69.7	6,000	812.0	23.98	3.1	37.6
36,000	227.3	6.71	-56.3	-69.4	5,000	843.1	24.90	5.1	41.2
35,000	238.4	7.04	-54.3	-65.8	4,000	875.1	25.84	7.1	44.7
34,000	250.0	7.38	-52.4	-62.2	3,000	908.1	26.82	9.1	48.3
33,000	262.0	7.74	-50.4	-58.7	2,000	942.1	27.82	11.0	51.9
32,000	274.5	8.11	-48.4	-55.1	1,000	977.2	28.86	13.0	55.4
31,000	287.4	8.49	-46.4	-51.6	Sea level	1013.2	29.92	15.0	59.0

Şekil: 01.01.07 Standart basınç ve sıcaklık oranları

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/16
---	--	---	--

Statik basıncın diğer bir ölçüm metodu inch/civa iledir. Deniz seviyesinde standart bir günde havanın statik basıncı 29.92 inch/civa dir.

MİLİBAR cinsinden üçüncü bir statik basınç ölçme metodu kullanılır. 1 m² ye etki eden 1 Newtonluk basıncı, PASCAL denir.

$$\text{Pascal} = \frac{1 \text{ Newton (N)}}{1 \text{ metrekare}} = \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

Pascal, oldukça küçük bir değerdir. Dolayısıyla havacılıkta HECTOPASCAL kullanılır (hPa). Hecto' nun manası 100 demektir. 1 Hectopascal, 1 milibara eşittir.

$$1 \text{ HECTOPASCAL} = 1 \text{ MİLİBAR}$$

Deniz seviyesinde, standart 1 günde, basınç 1000 hPa' dir.

Aerodinamikte basınç oranlarının kullanılması gerçek basınçların kullanılmasından daha sık uygulanan bir yoldur ki o zaman ölçü birimleri iptal edilir. Basınç oranı olarak sembol delta (δ)'dır.

$$\text{Basınç oranı, } \delta \text{ (delta)} = P/P_0$$

Bu formülde P₀ deniz seviyesindeki standart statik basınçtır. (2116 PSI, ya da 29.92 inch. Civa). Bundan dolayı 0.5 basınç oranı mevcut basınçın standart Deniz seviyesindeki değerinin $\frac{1}{2}$ sine eşit olduğu anlamına gelir. 18.000 feette standart bir günde basınç oranı 0.4992 olacaktır.

01.21.3 Sıcaklık; Celcius ($^{\circ}\text{C}$) veya Kelvin (K) cinsinden ölçülür. Celcius, suyun donma noktasını sıfır, kaynama noktasını 100 olarak alır ve buna göre sıcaklığı değerlendirdir. Kelvin de ise, sıfırı mutlak değer olarak alır ve ölçüyü buna göre değerlendirdir ($0^{\circ}\text{C} = 273\text{K}$ dir).

01.21.4 Havanın yoğunluğu (Kg/m³- Sembolü; p "rho"); (Hacimde kütle, verilen bir hacimdeki hava partiküllerinin sayısı) Yoğunluk, statik basınç ve sıcaklık ile değişir, basınçla doğru, sıcaklıkla ters orantılıdır. İrtifa ile statik basınç azalacağından, yoğunlukta azalır.

$$\frac{P}{T \rho} = \text{sabit} \rightarrow \frac{p}{T} = \text{sabit}$$

p: basınç
T: sıcaklık
ρ: yoğunluk

01.21.5 International Standart Atmosfer (ISA); Havanın sıcaklık, basınç ve yoğunluk değerleri, verilen bir hava kütlesinde sabit değildir, devamlı değişir. Hava araçlarının performanslarını karşılaştırabilmek, basınç aletlerini kalibre etmek ve diğer amaçlar için bir "standart atmosfer" ihtiyacı vardır. Bu amaçla ICAO International Standart Atmosfer değerleri kullanılır (Şekil: 01. 08).

ICAO Standart Atmosfer Değerleri;

- Sıcaklık : 15°C
- Basınç : 101325 N/m^2 , (1013.25 hPa veya milibar)
- Yoğunluk : 1.225 kg/m^3

NOT: Yoğunluk, 40.000 feette deniz seviye değerinin $\frac{1}{4}$ kadardır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 3/16
---	--	---	--

Altitude (ft)	Temperature (°C)	Pressure (hPa) (p)	Density (kg/m³) (ρ)	Relative Density (σ)
0	15	1013.25	1.225	1.0
5,000	5.1	843.1	1.056	0.86
10,000	-4.8	696.8	0.905	0.74
15,000	-14.7	571.8	0.771	0.63
20,000	-24.6	465.6	0.653	0.53
25,000	-34.5	376.0	0.549	0.45
30,000	-44.4	300.9	0.458	0.37
35,000	-54.3	238.4	0.386	0.31
40,000	-56.5	187.6	0.302	0.25
45,000	-56.5	147.5	0.237	0.19
50,000	-56.5	116.0	0.186	0.15

Şekil: 01.01.08

01.21.6 Dinamik Basınç (N/m², Sembolü; q veya Q); Hareket halindeki hava, enerjiye sahiptir. Bu kinetik enerjidir. Havanın hızı ne kadar artarsa sahip olduğu kinetik enerji de o kadar artar. İşte bu kinetik enerjiye sahip olan bir hava kütlesi karşısına çıkacak cisimlerin birim alanına belli bir kuvvet uygulayacaktır. İşte bu basınçla DİNAMİK BASINÇ adı verilir. Eğer hareket halindeki hava bir cisimle karşılaşırsa, o cismin etrafından dolaşarak geçmek için her yönde dağılır. Dağıılma bölgesinin tam ortasındaki noktada (Durgun Nokta – Stagnation Point) cisme çarpar ve hareketsiz hale gelir. Yani havanın hızı, bu noktada pratik olarak sıfırdır. Bu anda havanın sahip olduğu kinetik enerji, basınç enerjisine dönüşür. Dinamik basıncın değeri havanın yoğunluğuna ve hızına bağlıdır. Dinamik basıncı (q) ile ifade edersek,

$$\text{(Kinetik Enerji)} = q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \text{ Joules}$$

ρ ; mevcut kg/m³ olarak hava yoğunluğu, V ise m/s olarak hız.

Bu, bütün aerodinamik çalışmaları etkileyen önemli bir eşitlidir.

Şayet bu hareketli metre küp hava, iki tarafı açık tüp içerisinde geçirilirken, sıkıştırılır ve tekrar serbest bırakılırsa, aynı mutlak değerine dönecektir. Ancak oluşan kinetik enerji, basınç enerjisine dönüşür ve pratik olarak ilk halindeki enerjisine eşit olarak kabul edilir.

$$\text{Dinamik basınc} = \frac{1}{2} \rho V^2 \text{ N/m}^2$$

Bir uçağın 52 m/s (100 kt) hızla, yoğunluğu 1.225 kg/m² olan irtifadaki dinamik basıncı (DB);

$$DB = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 52 \times 52 = 1656 \text{ N/m}^2 (16.56 \text{ hPa})$$

Şayet uçağın hızını iki katına çıkarırsak;

$$DB = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 104 \times 104 = 6625 \text{ N/m}^2 (66.25 \text{ hPa})$$

$\frac{1}{2} \rho V^2$ formülü bütün aerodinamik kuvvetler için genel bir terim olup, q veya Q ile ifade edilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/16
---	--	---	--

NOT: Statik basıncın daima mevcut olması sebebiyle, dinamik basınç yalnız olarak ölçülemez. Toplam basınç; (Dinamik + Statik) Stagnation veya Pito Basıncı olarak bilinir.

$$\text{Toplam Basınç} = \text{Statik Basınç} + \text{Dinamik Basınç}, \text{veya};$$

$$\text{Toplam Basınç} - \text{Statik Basınç} = \text{Dinamik Basınç}$$

Eğer hareket halindeki havanın hızı nispeten yavaşsa (mesela, 100 kts). Deniz seviyesindeki statik basınçla nazaran dinamik basıncı daha küçütür. Yaklaşık statik basıncın % 2 si kadar daha az bir miktaradır. Bununla beraber hızı artırırsak (mesela 450 kts), dinamik basınç hatırı sayılır bir şekilde, yaklaşık statik basıncın %30 kadar yükselir.

Dikkat edilmesi gereken önemli bir husus şudur: Düşük süratlerde hava yoğunluğu, basınçtaki değişiklikleri kayda değer bir ölçüde etkilemez. Bunun için düşük hızlarda havayı sıkıştırılamaz olarak düşünebiliriz. Fakat, yüksek süratlerde, yani 300 kt'ın üzerindeki süratlerde bu düşünce geçerliliğini yitirir. Havanın sıkıştırılabilir özelliğinden dolayı yoğunluktaki değişimeler bariz bir şekilde meydana çıkar.

01.21.7 BASINCIÑ YOĞUNLUĞA ETKİSİ

Standart şartlarda kuru havanın bir ft^3 nün ağırlığı 0.0761 lb. ve $\rho = 0.07651 \text{ lb}/\text{ft}^3$ dir. Standart şartlar; deniz seviyesi ve 15°C (59°F) sıcaklığındaki havanın yoğunluğu olarak tanımlanır. Bu durumda havanın basıncı P ise standart $= 29.92 \text{ inch hg.} = 14.7 \text{ psi} = 1 \text{ Atm}$.dir.

Yine standart şartlarda yer çekimi ivmesinin: $g = 32.174 \text{ ft/Sn}^2$ olduğu hesaplanmıştır.

Hava sıkıştırılabilir olduğundan eğer sıcaklığın değişmediğini kabul edersek P standart şartlarda basıncı, ρ standart şartlarda yoğunluk ise;

$$\frac{P_1}{T_1 \cdot \rho_1} = \frac{P_2}{T_2 \cdot \rho_2} = \text{sabit}$$

Sıcaklığın da değişmediği düşünüldüğünde;

$$\frac{\rho_1}{\rho_2} = \frac{P_1}{P_2} \quad \text{veya} \quad \frac{P_2}{P_1} = \frac{\rho_1}{\rho_2} \quad \text{olur.}$$

Örnek 1 : Standart hava sıcaklığında basınç $P_2 = 15.5 \text{ psi}$.ise yoğunluk d_2 ne olacaktır ?
($T_1 = 0.07651$)

$$7_2 = 7_1 \frac{P_2}{P_1}; 7_2 = 0.07651 \frac{15.5}{14.7} \quad 7_2 = 0.0806 \text{lb}/\text{ft}^3$$

Örnek 2: Standart hava sıcaklığında basınç $28.86 \text{ P}_1 = 28.86 \text{ inch Hg}$ ise yoğunluk 7_1 nedir?

$$7_1 = 7_0 \frac{P_1}{P_0} \quad 7_1 = 0.07651 \frac{28.86}{29.92} \quad 7_1 = 0.0737 \text{lb}/\text{ft}^3$$

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 5/16
---	--	---	--

01.21.08 Viskozite;

Akmaya karşı direnç yaratan moleküllerin birbirini çekmesi ile oluşan iç sürtünme olarak tanımlanabilir. Uçak yüzeyine çok yakın bölgedeki hava akışı söz konusu iken havanın akışkanlığı önem kazanır. Bu bölge, sınır tabaka (boundary layer) olarak isimlendirilir. Akışkanlık, ayrıntılı olarak sınır tabaka teorisinin konusu içinde incelenmektedir.

İrtifanın atmosferik özelliklere etkisi;

Şekil: 02.12 deki tablonun sütunlarında standart gün yoğunluğu, yoğunluk oranı, basınç, basınç oranı, sıcaklık, sıcaklık oranı ve ses hızının irtifa ile değişimi gösterilmektedir.

Pilotu ilgilendiren iki tip irtifa vardır. Bunlar, basınç irtifası ve yoğunluk irtifasıdır. Basınç irtifası, standart atmosferde belirli bir statik basınçla uygun olan irtifadır. Örnek olarak, eğer belirli bir irtifada basınç 1455 psf ise, basınç oranı, $\frac{1455}{2116} = 0.6877$ olacaktır. Tablodan bu değere uygun basınç irtifasını 10.000 feet olarak buluruz.

Yoğunluk irtifası, basınç irtifasını standart olmayan sıcaklık koşullarına göre düzelterek elde edilebilir. Eğer 0.6292 yoğunluk oranı olarak hesaplanmışsa, tablodaki yoğunluk oranı sütunu uygun yoğunluk irtifası olarak 15.000'i gösterir. Yoğunluk irtifası uçağın performansını etkiler. Bundan dolayı değişken yoğunluk irtifaları için performans haritaları çizilmiştir.

01.01.01.26 HAVA HIZI;

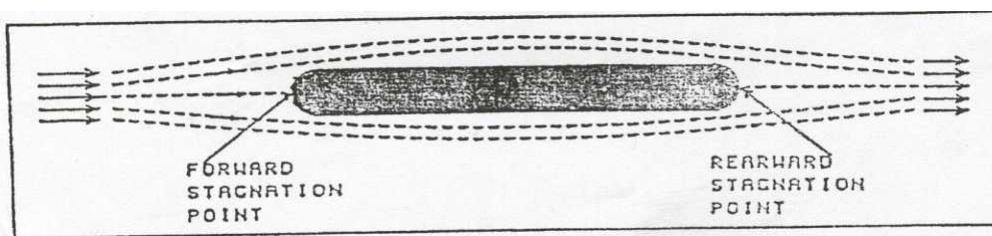
Hız Göstergesi İbresinin gösterdiği dinamik basınçtır ($\frac{1}{2} \rho V^2$).

HAVA HIZI GÖSTERGESİ BASINCIN BİR ÖLÇÜSÜDÜR.

Hava hızı göstergesi, standart deniz seviyesi yoğunluğuna (1.225 kg/m^3) göre kalibre edilmiştir. Standart deniz seviyesi dışında, hava hız göstergesi uçağın gerçek hızını göstermez. Serbest ortamda, uçağın gerçek hızı True Air Speed'tir (TAS) ve (V) ile gösterilir. Kalibre edilmiş Hava Hız Göstergesinin gösterdiği hız, gerçek yoğunluk ve basınçla göre düzeltildiğinde, şayet başka hatalar da mevcut değilse, Equivalent Hava Hızıdır (EAS).

01.26.01 "HAVA HIZI" ÖLÇME METODU;

Hava aracı üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetler, dinamik basınç kullanılarak hesaplanır. Bu yüzden dinamik basıncın bilinmesi çok önemlidir.

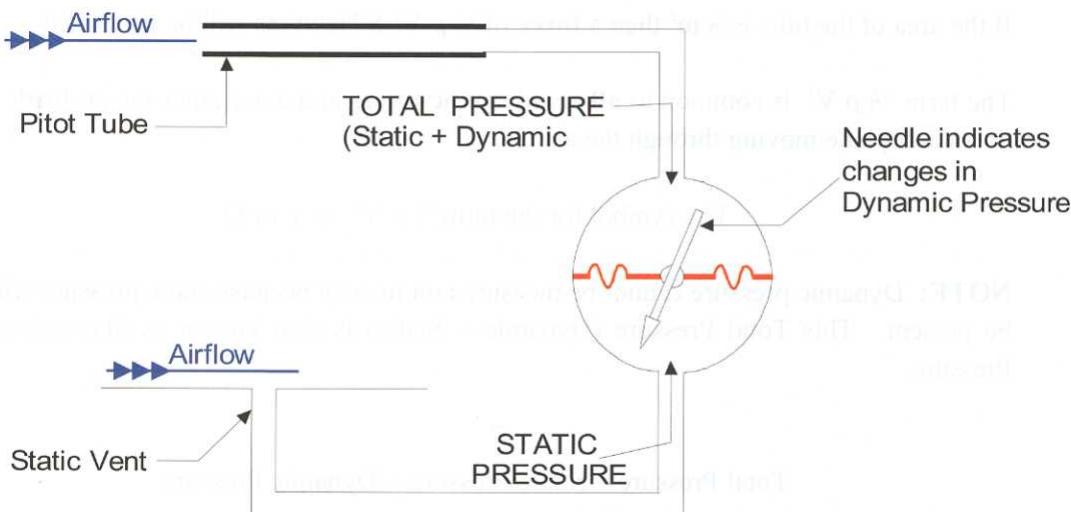


Şekil: 01.01.17 Simetrik bir cisimde durgun noktalar görülmektedir.

Simetrik ölçülerdeki bir cisim akan hava tünelinin içine yerleştirilirse akış paterni, Şekil: 01.01.17 de gösterildiği gibi olacaktır. Bir miktar hava objenin üzerinde, diğer bir miktarı da objenin altından akacaktır.

Uçak hareket halinde iken, havayı toplayacak şekilde uçağa monte edilmiş ön tarafı açık arkası ise kapalı bir tüp (PİTO TÜPÜ), Toplam veya Stagnation (Dinamik + Statik) basıncı hissedecektir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/16
---	--	---	--



Şekil: 01.01.18

Dinamik basınç, hızın karesi ile orantılıdır. Şayet, dinamik basınç izole edilebilirse, uçağın hava içerisindeki hızını tespit etmek mümkün olur. Statik basıncı, toplam basınçtan ayırmadan bazı metodları vardır.

Hava akımına paralel satıhtaki bir delik (Hava Alığı), statik basıncı ölçer (Şekil: 01.01.18). Şayet toplam basınç tüpün bir ucundan ve statik basınç ise tüpün diğer ucundan beslenir ise, her iki statik basınç birbirini eşitleyeceğinden, sistemde sadece dinamik basıncın değeri ölçülebilecektir.

Sabit hava yoğunlığında, hava aracının hızı arttıkça, dinamik basınçta artacak ve dinamik basıncın alet içindeki göstergesi, hız olarak okunacaktır. Alet, deniz seviyesinde ISA şartlarına göre kalibre edilmiş olup, hızı saatte nautical mil veya statute mil olarak gösterir. Bu hızı “**Indicated Air Speed**” denir ve yaklaşık olarak dinamik basıncın kare kökü olarak alet kadranında okunur.

01.26.02 HAVA HIZLARI ARASINDAKI MÜNASEBETLER

01.26.03 Indicated Air Speed (IAS):

İşarı hava hızı, sürat saatinden okunan değerdir (IAS). Eğer alette herhangi bir hata mevcut ise, bu aletin yanına yerleştirilmiş alet arıza kartından görülebilir. Pozisyon hatası olarak bilinen bir diğer hata ise, aletin yerleştirildiği yerin yanlış olmasından kaynaklanır. Eğer bu hata oluşacak olursa, bir diğer hata kartı uçak el kitabında gösterilir (bu karta hata düzeltme kartı da denilir). Bu hata aletin bulunduğu yerin, uçak hızına eşit değerlerin okuyabileceği bir yer olmamasından kaynaklanır .

01.26.04 Calibrated Air Speed (CAS):

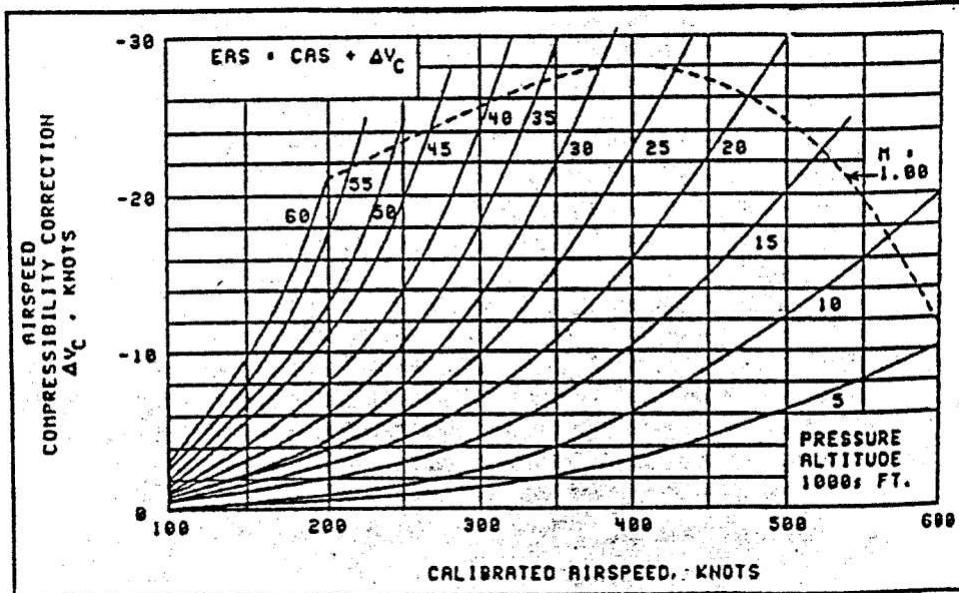
Pito tüp ve statik ventin pozisyonları ve de uçağın gidiş yönü ölçülen basınç değerlerini etkileyecektir. Sadece statik basınç değerlerini ölçmesi için dizayn edilmiş olan statik vent uçağın gidiş yönü dolayısıyla belli bir miktar dinamik basıncı hissedebilir, toplam basıncı ölçmek için dizayn edilmiş olan pito tüp ise dinamik basıncın tamamını hissetmeyebilir. Bu durumlar yüzünden göstergedeki IAS yanlış olabilir. İşte bu pozisyon yada basınç hatalarından arındırılmış IAS değerine CAS denir.

01.26.05 Equivalent Air Speed (EAS):

Yüksek irtifa ve yüksek hız sahip uçaklarda pitot tüpünden alınan değerlere ram etkisi denilen bir olay etki eder. Bu, dar alana giren havanın sıkışması ve yoğunluğunun artmasıdır. Ram sebebiyle dinamik basınçta bir artış olup ve okunan sürat değeri çok yüksek bir değer olabilir ve düzeltilmesi gereklidir. Sıkışma miktarı, hava aracının TAS' ine bağlıdır. Şekil: 01.01.19'da bu hatanın düzeltilmesi için gerekli olan kart gösterilmiştir. Baş parmağı kuralına göre 10.000 feet'in üzerinde ve 200 knot'tan fazla hızlarda sıkıştırma düzeltmesi yapılmalıdır. Bunun dışında alet ve pozisyon hatası kartları her uçak için değişir, ancak bu kart tüm uçaklar için aynıdır.

IAS' in pozisyon ve sıkıştırılma hataları düzelttilinde elde edilen sürat **EAS** tır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 7/16
---	--	---	--



Şekil: 01.01.19 Sıkışma hatası düzeltme tablosu

01.26.06 True Air Speed (TAS) veya (V): Gerçek hava hızı (TAS)

Hava aracının hava içindeki seyahati (hareketi) dir.

$$TAS = EAS / v \quad : \text{Nispi Yoğunluk}$$

Hava hızı göstergesi, standart şartlardaki deniz seviyesindeki hava yoğunluğuna göre kalibre edilmiştir. Şayet hava aracı, yoğunluğu 1.225 kg/m^3 olan hava içerisinde hareket ederse, göstergeden okunan hız ile TAS birbirine eşit olur. Oysaki, 40.000 feetteki havanın yoğunluğu, deniz seviyesindeki standart hava yoğunluğunun dörtte biri kadardır. Aynı EAS'ı muhafaza etmek için, hava aracının 40.000 feetteki hava içerisinde süratini iki katına çıkarması gereklidir. Gerçek hava hızı (TAS), uçuş esnasında karşılaşılan yoğunluk değişikliklerinden meydana gelen hataların düzeltilmiş şeklidir. Yoğunluk oranı düzeltilmiş EAS dir diyebiliriz.

$$TAS = EAS / v\sigma$$

1

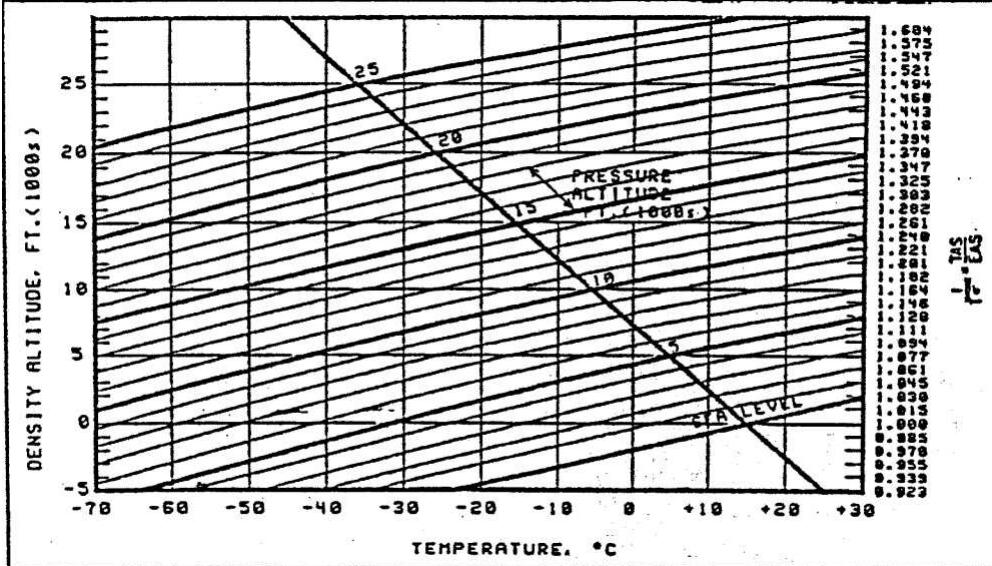
$v\sigma$ nin değeri ICAO standart irtifa kartından (Şekil: 01.20 'den) ----- nin değeri ise, (Şekil: 01.21) 'ten bulunabilir .

01.26.07 Mach Sayısı;

Gerçek hava hızının (TAS), Lokal Ses Hızı (LSS) ye oranıdır. Böylece:

$$\text{Mach sayısı (M)} = \frac{\text{TAS}}{\text{LSS}}$$

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/16
---	--	---	--



Şekil: 01.01.21 İrtifa ve EAS'den TAS düzeltmesi.

Örnek verecek olursak;

$$\text{TAS} = \frac{529}{661} \text{ Kts. ve LSS} = \frac{529}{661} \text{ Kts. ise } M = \frac{529}{661} = 0.80$$

01.26.08 The Speed of Sound (Ses Hızı):

Ses, kendi kaynağından küresel olarak yayılan basıncı dalgasıdır. Basıncı dalgası ile üretilen hız, yaklaşık hava sıcaklığının kara kökü ile orantılıdır. Sıcaklık azaldıkça, yayılma hızı da azalacaktır. Deniz seviyesinde, standart bir günde ses hızı ortalama; 340 m/s (660 kt TAS) ve sembolü (a) dır.

Düşük hız aerodinamiği, genel olarak havanın sıkıştırılabilirliği öneksizdir. Bununla beraber, ses hızına yaklaşıldıkça, uçağın etrafındaki havanın sıkıştırılabilirliği ve yayılması uçağın akış paternini etkilemesi bakımından dikkat edilmesi gereklidir.

Ses hızı mutlak sıcaklıkla orantılıdır ve aşağıdaki formülle hesaplanabilir.

$$\text{Lokal ses hızı (LSS) } a = \sqrt{T \cdot R \cdot \gamma}$$

Sabit R ve γ değerleri yerlerine konulduğunda,

$$\text{Lokal ses hızı (LSS)} = 39 \cdot \sqrt{T} \text{ elde edilir.}$$

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/16
---	--	---	--

IRTİFA (FT)	YOĞUNLUK ORANI (σ)	$\sqrt{\sigma}$	BASINÇ ORANI (δ)	SICAKLIK (°F)	SICAKLIK ORANI (θ)	SES HIZI LSS (KTS)	KİNEMATİK AKIŞKANLIK (δ FT ² / sec)
0	1.000	1.000	1.000	59.00	1.000	661.7	0.00158
1000	0.9711	0.9854	0.9844	55.43	0.9931	659.5	0.00161
2000	0.9420	0.9710	0.9798	51.87	0.9862	657.2	0.00165
3000	0.9151	0.9566	0.8962	48.50	0.9794	654.9	0.00169
4000	0.8881	0.9474	0.8637	44.74	0.9723	652.6	0.00174
5000	0.8671	0.9283	0.8370	41.17	0.9656	650.3	0.00178
6000	0.8059	0.9143	0.8014	37.60	0.9582	647.9	0.00182
7000	0.8106	0.9004	0.7716	34.04	0.9519	645.6	0.00187
8000	0.7860	0.8866	0.7478	30.47	0.9450	643.3	0.00192
9000	0.7620	0.8729	0.7148	26.90	0.9381	640.9	0.00197
10000	0.7385	0.8595	0.6877	23.34	0.9012	638.6	0.00202
15000	0.6892	0.7932	0.5643	9.91	0.8969	626.7	0.00229
20000	0.5374	0.7295	0.4595	-12.32	0.8673	614.6	0.00262
25000	0.4481	0.6694	0.3711	-30.19	0.8281	602.2	0.00302
30000	0.3741	0.6112	0.2970	-47.98	0.7937	589.5	0.00349
35000	0.3096	0.5567	0.2553	-65.87	0.7594	576.6	0.00405
36000	0.2971	0.5490	0.2234	-69.70	0.7519	575.8	0.00419
40000	0.2462	0.4962	0.1851	-69.70	0.5719	575.8	0.00506
45000	0.1956	0.4400	0.1455	-69.70	0.5719	575.8	0.00643
50000	0.1822	0.3902	0.1145	-69.70	0.5719	575.8	0.00818

Şekil: 01.01.20 Standart atmosfer tablosu

Bu yüzden, sıcaklık arttıkça LSS artar. Gerçekte deniz seviyesindeki ISA şartlarında LSS = 661 Kts, 30.000 ft de LSS = 589 Kts dır.

Yukarıdaki formülün açılımı aşağıdaki gibidir:

$$LSS = C \times vT = C \cdot v288^{\circ}K = 661 = C \times v \cdot 288^{\circ}K.$$

$$C = \frac{661}{v288^{\circ}K} = 38.95^{\circ} \quad (\text{pratik çözümler için } 39 \text{ kullanılabilir})$$

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 10/16
---	--	---	---

Yüksek True Air Speed (TAS) uçaklarda, uçağın süratini lokal hava hızı ile ilgilidir. İlgili bu hız **MACH NUMBER (M)** olarak bilinir.

$$M = \frac{TAS}{a}$$

a: sesin lokal hızıdır.

Örnek olarak; Uçağın Hakiki Hava Hızı, uçak etrafını saran hava kütlesi içerisindeki geçen basınç dalgasının yayın hızı 4/10 ise, Mach Göstergesi 0.4M gösterecektir.

01.26.09 Critical Mach Number (Mcrit): Critical Mach Number, hava hızının uçak üzerindeki bazı bölgeler üzerinde (özellikle hava aracının maksimum kalınlığı olduğu noktalarda) ses hızına ilk ulaştığı sıradaki Uçak Mach Sayısı'dır.

01.26.10 HATA VE DÜZELTMELER

Bir hız göstergesi, havanın standart deniz seviyesi yoğunluğu uçuş şartlarının dışındaki durumlarda hatalı gösterecektir.

- a. **Alet Hatası:** Bu hata aletten alete değişen dizayn ve imal hatasıdır. Son zamanlarda bu hata en azı indirilme çalışılmaktadır. Böyle bir hata tespiti, aletin kalibresi esnasında belirlenir ve kayıt edilerek bordonun belirli bir yerine konur.
- b. **Pozisyon Hatası (basınç Hatası):** Bu hata ikiye ayrılır; bunlardan biri statik basınç ölçümü ile diğer ise pito (toplam) basınç ölçümü ile ilgilidir. Pito tüp/tüpler ile Statik port/portların montesinden meydana gelen hatalar ile yer tesirinden meydana gelen hatalardır. Hükum açısının değişimi ile hata meydana gelebilir. Tüm bu hatalar, kalibre edilerek karta yazılır ve bu kart bordonun uygun bir yerine konur.
- c. **Sıkıştırılma Hatası:** Yüksek hızlarda, dinamik basınç sadece $\frac{1}{2} \rho V^2$ değildir. Havanın sıkıştırılması sebebiyle alet hızı fazla gösterecektir.

Yukarıda listelenen hatalar sebebiyle, aletten okunan hız "EQUIVALENT" hız değildir. Bu hız işaret hava hızıdır. Denemelerle alet ve pozisyon hataları tespit edildikten sonra işaret hız bulunur. EQUIVALENT hız ise hesaplama ile bulunur.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 11/16
---	--	---	---

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. When considering air:

- 1 - Air has mass
- 2 - Air is not compressible
- 3 - Air is able to flow or change its shape when subject to even small pressures
- 4 - The viscosity of air is very high
- 5 - Moving air has kinetic energy

The correct combination of all true statements is:

- a) 1, 2, 3 and 5
- b) 2, 3 and 4
- c) 1 and 4
- d) 1, 3, and 5

2. Why do the lower layers contain the greater proportion of the whole mass of the atmosphere:

- a) Because air is very viscous
- b) Because air is compressible
- c) Because of greater levels of humidity at low altitude
- d) Because air has very little mass

3. With increasing altitude, up to about 40,000 ft, the characteristics of air change:

- 1 - Temperature decreases continuously with altitude
- 2 - Pressure falls steadily to an altitude of about 36,000 ft, where it then remains constant
- 3 - Density decreases steadily with increasing altitude
- 4 - Pressure falls steadily with increasing altitude

The combination of true statements is:

- a) 3 and 4
- b) 1, 2 and 3
- c) 2 and 4
- d) 1 and 4

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 12/16
---	--	---	---

4. When considering static pressure:

- 1 - In aviation, static pressure can be measured in hectopascal's
- 2 - The SI units for static pressure is N/m^2
- 3 - Static pressure is the product of the mass of air pressing down on the air beneath
- 4 - Referred to as static pressure because of the air's stationary or static presence
- 5 - The lower the altitude, the greater the static pressure

The correct statements are:

- a) 2, 4 and 5
- b) 1, 2, 3, 4 and 5
- c) 1, 3 and 5
- d) 1 and 5

5. When considering air density:

- 1 - Density is measured in millibar's
- 2 - Density increases with increasing altitude
- 3 - If temperature increases the density will increase
- 4 - As altitude increases, density will decrease
- 5 - Temperature decreases with increasing altitude, this will cause air density to increase

The combination of correct statements is:

- a) 4 only
- b) 4 and 5
- c) 5 only
- d) 2, 3 and 5

6. Air density is:

- a) Mass per unit volume
- b) Proportional to temperature and inversely proportional to pressure
- c) Independent of both temperature and pressure
- d) Dependent only on decreasing pressure with increasing altitude

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 13/16
---	--	---	---

7. When considering the ICAO International Standard Atmosphere, which of the following statements is correct:
- 1 - The temperature, pressure and density of air are constantly changing in any given layer of the atmosphere
 - 2 - A requirement exists for a hypothetical ‘standard’ atmosphere
 - 3 - The values given in the International Standard Atmosphere exist at a constant level in the atmosphere
 - 4 - The International Standard Atmosphere was designed for the calibration of pressure instruments and the comparison of aircraft performance calculations
- a) 1, 2 and 3
b) 2, 3 and 4
c) 1, 2, 3 and 4
d) 1, 2 and 4
8. When considering the ICAO International Standard Atmosphere, which of the following statements is correct:
- 1 - The temperature lapse rate is assumed to be uniform at 2°C per 1,000 ft (1.98°C) up to a height of 11,000 ft
 - 2 - Sea level temperature is assumed to be 15°C
 - 3 - Sea level static pressure is assumed to be 1.225 kg/m^3
 - 4 - Sea level density is assumed to be 1013.25 hPa
- a) 1, 2, 3 and 4
b) No statements are correct
c) 1, 3 and 4
d) 2 only
9. A moving mass of air possesses kinetic energy. An object placed in the path of such a moving mass of air will be subject to which of the following:
- a) Dynamic pressure
b) Static Pressure
c) Static pressure and dynamic pressure
d) Dynamic pressure minus static pressure

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 14/16
---	--	---	---

10. Dynamic pressure is:

- a) The total pressure at a point where a moving airflow is brought completely to rest
- b) The amount by which the pressure rises at a point where a moving airflow is brought completely to rest
- c) The pressure due to the mass of air pressing down on the air beneath
- d) The pressure change caused by heating when a moving airflow is brought completely to rest

11. Dynamic pressure is equal to:

- a) Density times speed squared
- b) Half the density times the indicated airspeed squared
- c) Half the true airspeed times the density squared
- d) Half the density times the true airspeed squared

12. A tube facing into an airflow will experience a pressure in the tube equal to:

- a) Static pressure
- b) Dynamic pressure
- c) Static pressure plus dynamic pressure
- d) The difference between total pressure and static pressure

13. A static pressure vent must be positioned:

- a) On a part of the aircraft structure where the airflow is undisturbed, in a surface at right angles to the airflow direction
- b) On a part of the structure where the airflow is undisturbed, in a surface parallel to the airflow direction
- c) At the stagnation point
- d) At the point on the surface where the airflow reaches the highest speed

14. The inputs to an Air Speed Indicator are from:

- a) A static source
- b) Pitot pressure
- c) A pitot and a static source
- d) Pitot, static and density

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 15/16
---	--	---	---

15. The deflection of the pointer of the Air Speed Indicator is proportional to:

- a) Dynamic pressure
- b) Static pressure
- c) The difference between static and dynamic pressure
- d) Static pressure plus dynamic pressure

16. Calibration of the Air Speed Indicator is based upon the density:

- a) At the altitude at which the aircraft is flying
- b) At sea level ICAO International Standard Atmosphere temperature
- c) At sea level
- d) At sea level ICAO International Standard Atmosphere +15°C temperature

17. When considering the relationship between different types of air speed:

- 1 - True Air Speed (TAS) is read directly from the Air Speed Indicator
- 2 - Equivalent Air Speed is Indicated Air Speed corrected for position error
- 3 - Indicated Air Speed is not a speed at all, it's a pressure
- 4 - True Air Speed is the speed of the aircraft through the air

Which of the above statements are true:

- a) 1 only
- b) 2 and 3
- c) 3 and 4
- d) 1 and 4

18. When considering the relationship between different types of air speed:

- 1 - Calibrated Air Speed is Indicated Air Speed corrected for position error
- 2 - Equivalent Air Speed is Indicated Air Speed corrected for position error and compressibility
- 3 - Position error, which causes false Indicated Air Speed readings, is due to variations in the pressures sensed at the pitot and static ports
- 4 - The Air Speed Indicator will read True Air Speed when the ambient density is that of the ICAO International Standard Atmosphere at sea level

The combination of correct statements is:

- a) Non of the statements are correct
- b) 1, 2 and 4
- c) 2 and 3
- d) 1, 2, 3 and 4

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 16/16
---	--	---	---

19. The speed of sound:

- a) Is dependent upon the True Air Speed and the Mach number of the aircraft
- b) Is inversely proportional to the absolute temperature
- c) Is proportional to the square root of the absolute temperature of the air
- d) Is directly proportional to the True Air Speed of the aircraft

20. Mach number is:

- a) The aircraft True Air Speed divided by the local speed of sound
- b) The speed of sound in the ambient conditions in which the aircraft is flying
- c) The True Air Speed of the aircraft at which the relative airflow somewhere on the aircraft first reaches the local speed of sound
- d) The Indicated Air Speed divided by the local speed of sound sea level

21. An aircraft's critical Mach number is;

- (a) The speed of the airflow when the aircraft first becomes supersonic
- (b) The speed of the aircraft when the airflow somewhere reaches the speed of sound
- (c) The Indicated Airspeed when the aircraft first becomes supersonic
- (d) The aircraft's Mach number when airflow over it first reaches the local speed of sound

ANSWERS

1-D, 2-B, 3-A, 4-B, 5-A, 6-A, 7-D, 8-D, 9-C, 10-B, 11-D, 12-C, 13-B, 14-C, 15-A, 16-B, 17-C, 19-D, 20-A, 21-D

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/9
---	--	---	---------------------------------------

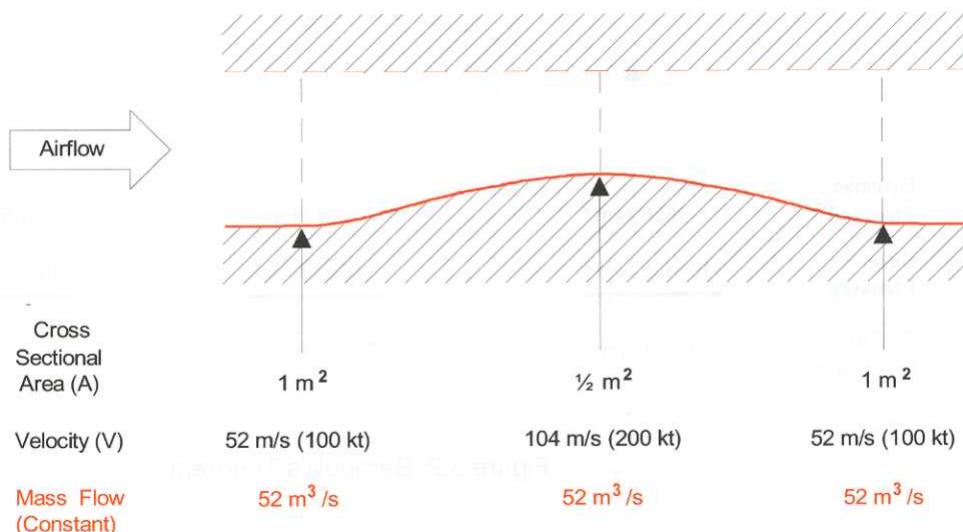
3. BÖLÜM - TEMEL AERODİNAMİK TEORİ

SÜREKLİLİK PRENSİBİ:

Doğa kanunlarından bir tanesi de, “ **ENERJİ VE KÜTLE; NE YENİDEN YARATILABİLİR, NE DE YOK EDİLEBİLİR.**” sadece hal değiştirebilir. Süreklik prensibinin aerodinamik teorisine uygulanması ise; tüp içerisinde geçen hava akımının incelenmesi ile izah edilebilir. Süreklik prensibine göre, borunun orta daralan bölgesinde hava akımının hızı artacaktır (Şekil: 01.01.09).

Hava kütlesinin akımı, veya zaman biriminde geçisi (Şekil: 01.01.09), tüp içinde “cross sectional area – daralan bölge” (A), velocity - hız (V), hava yoğunluğu (ρ) ise; tüpün içindeki her noktada kütle akışı değeri sabit kalacaktır. **SÜREKLİLİK EŞİTLİĞİ;**

$$A \times V \times \rho = \text{sabit}$$



Şekil: 01.01.09

Hava sıkıştırılabilir bir akışkan olduğundan, herhangi bir basınç değişikliği hava yoğunluğuna etki edecektir. Ancak, düşük sabsonik hızlarda ($<0.4M$), yoğunluk değişikliği önemsizdir ve nazarı dikkate alınmamayabilir. Böylece süreklilik eşitliği düşük hızlar için,

$$\text{Velocity (V)} = \text{Sabit} / \text{Alan (A)} \quad \text{şeklinde sadeleştirilebilir.}$$

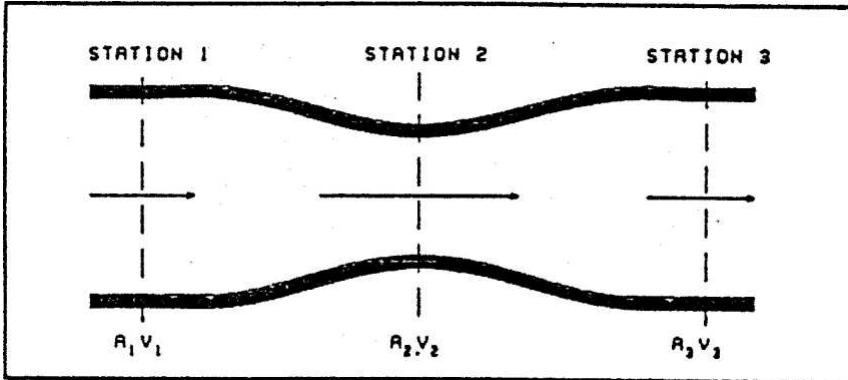
Kütle akışının sabit kalması gerekiğinden, süreklilik denkleminden de görülebilineceği gibi *tüpün kesit alanı azaldığında hız artacak, kesit alanı arttığında ise hız azalacaktır.*

Süreklik Denkleminin diğer izahı; Şekil: 01.01.10 de yandan kesiti verilmiş boru içindeki havanın akımı incelendiğinde yapılabilir. Hava, boru içinde akışına devam ederken *birim zamanda boruya giren hava kütlesi ile çıkan hava kütlesi eşittir*. Borunun tüm istasyonlarında birim zamanda geçen hava kütlesi sabittir. Sabit kitle akışına devamlı akış (Steady-state flow) denir.

Hava akışının kütlesi, havanın hacmi ile yoğunluğun çarpımına eşittir. Herhangi bir istasyondaki havanın birim zamandaki hacmi, havanın hızı ile istasyondaki kesit alanının çarpımına eşittir. Kütle akışı; yoğunluğun, alanın ve akış hızının neticesidir.

$$(\text{Massflow}) \text{ Kütle Akışı} = \rho \cdot A \cdot V$$

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/9
---	--	---	---------------------------------------



Şekil: 01.01.10

Süreklik denklemi, kütle akışının sabit olduğunu ifade eder (Şekil: 01.01.10).

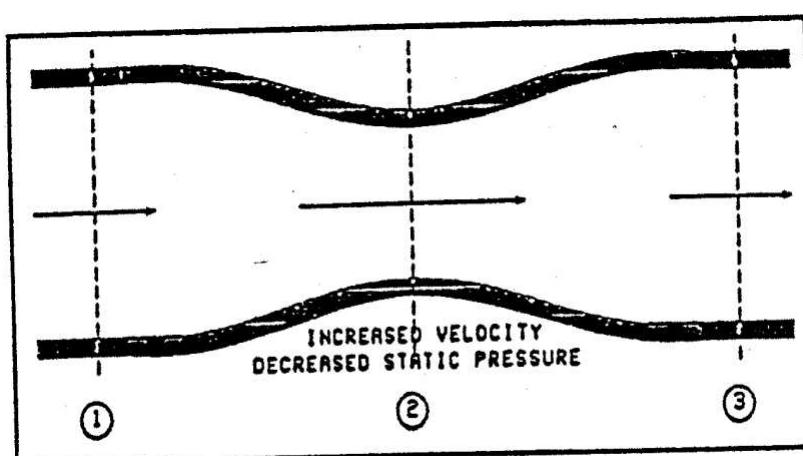
$$P_1 \cdot A_1 \cdot V_1 = P_2 \cdot A_2 \cdot V_2 = P_3 \cdot A_3 \cdot V_3 = \text{Sabit}$$

Süreklik denklemi, sabsonik ve süpersonik akışta, devamlı akış için geçerlidir. sabsonik akış için hava sıkıştırılamaz ve yoğunluğu sabit kalır. sabsonik hal için formül şu şekli alır.

$$A_1 \cdot V_1 = A_2 \cdot V_2 = A_3 \cdot V_3$$

01.24 BERNOULLİ TEOREMİ

Süreklik denklemi akış hızı ile alan arasındaki ilişkiyi açıklar. Fakat borunun değişik bölgelerinden geçen havanın statik basınç farklılıklarını açıklamamaktadır. Bernoulli, enerjinin korunumu ilkesini kullanarak gazlarda basınç karakteristiklerini açıklayan bir görüş geliştirmiştir.



Şekil: 01. 01.11

Şekil: 01.01.11 de Venturi borusu içindeki hava akışını inceleyelim. Hava akımının enerjisi iki formdadır. Biri potansiyel enerji ki o da statik basınçla eşittir. Diğerleri kinetik enerjidir. O da dinamik basınçla eşittir. Hava akımı içindeki toplam basınç, statik ile dinamik basınçların toplamına eşittir. *Toplam basınç enerjinin korunumu ilkesine göre sabit kalır.* Tabiki iki basınçtan birinin artması diğerinin azalması ile sonuçlanacaktır.

Statik basınç kolayca anlaşılabilir bir

kavramdır. Dinamik basınç ($\frac{1}{2} \rho V^2$) mekanikte kinetik enerjiye tekabül eder.

$$EK = \frac{1}{2} \rho V^2 \text{ (psf) ile ifade edilir.}$$

Hız bu formülde sn.de feet cinsinden ölçülür. Pilotlar hızın knot ile L ölçülmesine fps'ye cinsinden ölçülmesine göre daha aşinadır. Bu nedenle kitapta. Yeni dinamik basınç formülü kullanılmıştır.

yoğunluk oranı $\sigma = \rho / \rho_0$ olmak üzere $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ eşitliğinde yerine koyarsak,

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 3/9
---	--	---	---------------------------------------

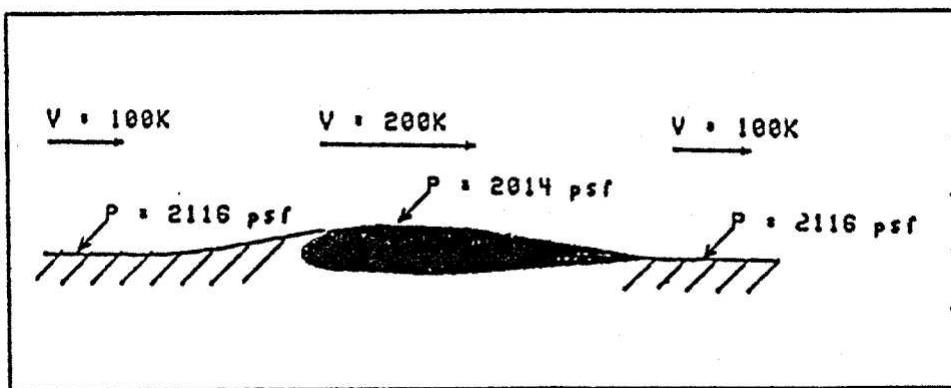
$$q = \sigma \cdot V^2 / 295$$

Şimdi Bernoulli denklemi aşağıdaki gibi formüle edilebilir.

$$\text{Toplam basınc} = \text{Statik basınc} + \text{Dinamik basınc}$$

$$P_t = P_s + q$$

Karşındaki şekildeki venturi borusunun daralan bölgesindeki hava akış hızının süreklilik eşitliğine göre artacağı, ve statik basıncın da Bernoulli eşitliğine göre azalacağı görülmektedir.



Şekil: 01.01.12

Şekil: 01.01.12 bir kanat profilinin üst tarafından geçen havanın statik basıncı diğer bölgelerden daha düşük olduğunu göstermektedir.

Şekil: 01.01.09 ve 01.01.12 te Süreklik Prensibi ve Bernoulli Teoremi, basınç ve hızlar arasındaki münasebeti açıklamaktadır.

01.24.01 BERNOULLI TEOREMİNİN DİGER BİR İZAHİ;

İdeal akışkanın devamlı akışında, toplam enerjisi sabit kalır. İdeal akışkan; sıkıştırılamayan ve viskozitesi olmayan sıvıdır. Toplam enerjinin aşağıdaki formülle ifade edilir:

$$\text{Basınc enerjisi} + \text{Kinetik Enerji} = \text{Sabit, veya;}$$

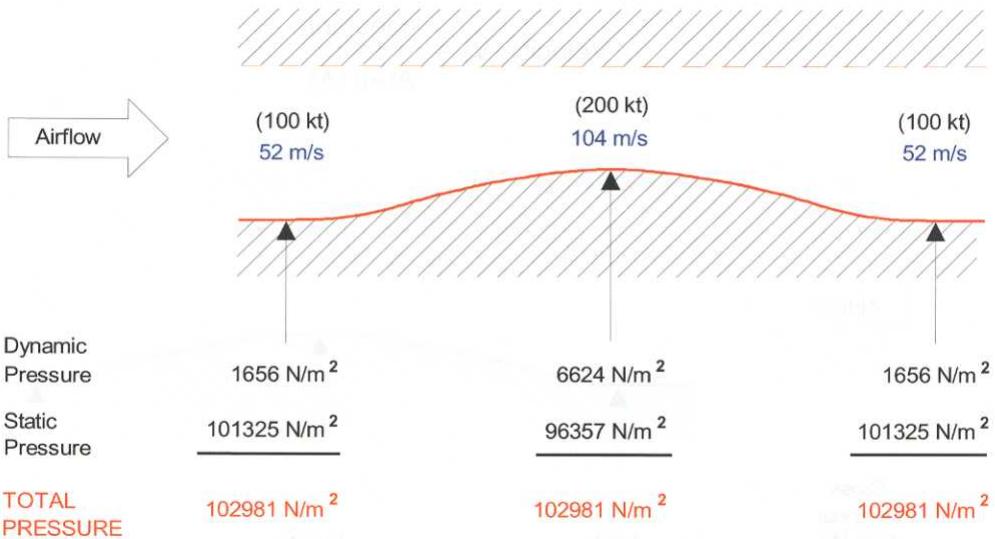
$$P + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{Sabit}$$

Problem; Statik Basınc = 101325 N/m², Yoğunluk = 1.225 kg/m³, Hız = 52 m/s ise;

$$\text{Dinamik Basınc; } Q = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 52 \times 52 = 1656 \text{ N/m}^2$$

$$\text{Basınc Enerjisi (101325 N/m}^2\text{)} + \text{Kinetik Enerji (1656 N/m}^2\text{)} = \text{Sabit (102981N/m}^2\text{)}$$

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/9
---	--	---	---------------------------------------



Şekil: 01.01.13 Bernoulli Teoremi

Şekil: 01.01.13 te daralan bölgede hızın iki katına çıkması sebebiyle, dinamik basınç dört kat artmaktadır, statik basınç ise düşmektedir. Buradan şu sonuç elde edilmektedir;

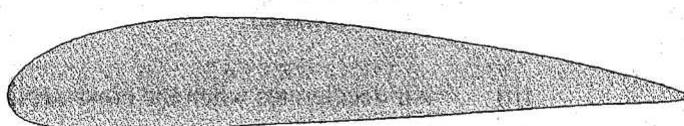
$$\text{STATİK BASINÇ} + \text{DİNAMİK BASINÇ} = \text{SABİT}$$

TOPLAM BASINÇ, DURGUN BASINÇ VEYA PİTO BASINCI

Hava, bir objenin üzerinden akarken, akış hızı cismin şekline bağlı olarak değişiklik gösterecektir. Bernoulli Teoremine göre hava hızı değiştiğinde statik basınçlarda da birtakım değişiklikler olacaktır.

Aerodinamik kuvvetin hava aracının ağırlığını karşılaması için, özel bir şekil verilmiş bir cisim kullanılarak kaldırma kuvveti üretmelidir. Bu şekele 'Aerofoil (Aerodinamik şekil)' denir (Şekil: 01.01.06).

Aerofoil (Aerodinamik şekil) – Hava içerisindeki hareketine karşı önemli bir direnç göstermeden istikametine dik yönlü bir aerodinamik kuvvet yaratmak üzere şekillendirilmiş cisim. (Şekil: 01.01.14).



Şekil: 01.01.14 Tipik bir aerodinamik şekil.

Aerodinamik şeklin üzerinden geçen hava hızı, altından geçen hava hızından daha fazla olacaktır. **HIZ FARKLILIKLARI NEDENİYLE İKİ YÜZYEY ARASINDA DA BASINÇ FARKLILIĞI MEYDANA GELECEK VE BU SEBEPLE YUKARI DOĞRU KALDIRMA KUVVETİ ÜRETİLMECEKTİR.** Akış yapılan alan büyündükçe, üretilen kuvvette büyüyecektir.

Bernoulli Teoremi ile Süreklik Prensibi sadece tüplere değil, tüm Aerodinamik Şekillere uygulanabilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 5/9
---	--	---	---------------------------------------

STREAMLINE (Aerodinamik Şekil, Devamlı Akıntı) ve STREAMTUBE (Akıntı Tüpü)

Hava filelerinin sabit akış göstererek içinden aktıkları yola 'STREAMLINE' denir. Hava fileleri birbirini kesmezler (Şekil: 01.01.15). Hava filelerinin birbirine yaklaşığı bölgelerde hava hızı artar basınç azalır ve hava filelerinin birbirinden ayrıldığı bölgelerde ise hava hızı azalır basınç artar.



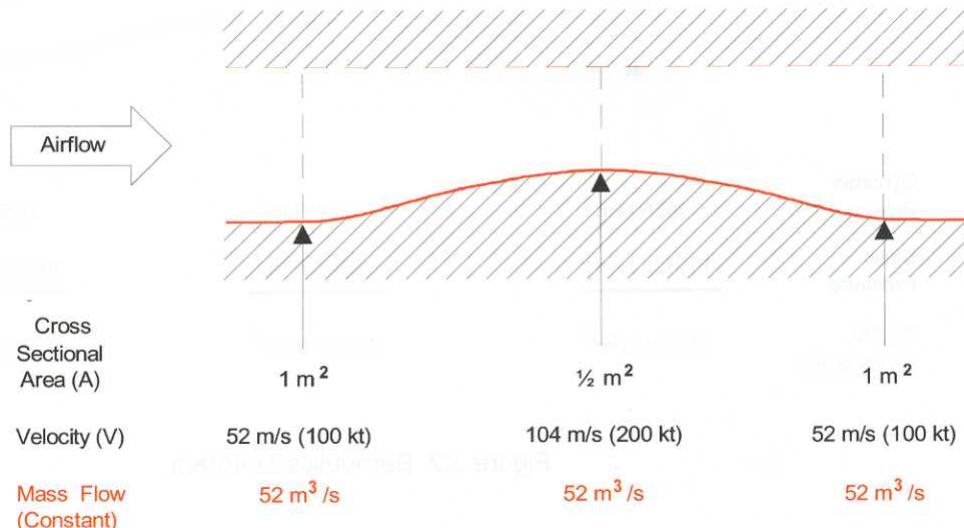
Şekil: 01.01.15

Streamtube ise, Streamline lardan oluşan hayali bir tüptür. Streamtube ü meydana getiren duvarın içine ve dışına doğru akış mevcut değildir, akıntı tüp boyunca mevcuttur. Bu konsept ile streamline lardan oluşan bir tüp içinde yer alan bir aerofoil etrafındaki hava akışı gözde canlandırılabilir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/9
---	--	---	---------------------------------------

01.01.01.25 VENTURI BORUSU

Bernoulli teorimi en güzel bir şekilde VENTURI BORUSU ile açıklanabilir. Şekil: 01.16 de görüleceği gibi yatay bir boru ve borunun belli bir noktası daraltılmış bir sistem hazırlanmıştır.



Şekil: 01.01.16

Girişte :	A ₁	Alan	Çıkışta:	A ₂
P ₁		Basınc	P ₂	
V ₁		Hız	V ₂	ise ve;

Burada seviyenin değişmediği kabul edilir ve $\rho = \text{açıklık / hacim} = W/V = \text{spesifik ağırlık}$ olarak tanımlanırsa;

$$\frac{V_1^2}{2g} + \frac{P_1}{\rho g} = \frac{V_2^2}{2g} + \frac{P_2}{\rho g} \text{ olacaktır.}$$

Ayrıca girişten geçen akışkan aynen daralan bölgedeki boğazdan da geçeceğinden;

$$A_1 \cdot V_1 = A_2 \cdot V_2$$

$$V_2 = \frac{A_1}{A_2} V_1$$

$A_1 > A_2$ olduğundan $\frac{A_1}{A_2}$ eşitlikte büyüyecek ve eşitliğin sağlanabilmesi için de $V_2 < V_1$ den büyük olacaktır. Bu durumda ise; Bernoulli Prensibi göz önüne getirildiğinde daima $P_1 > P_2$ olacaktır.

Diğer bir deyimle hızın büyüğü bölgede basınç azalacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 7/9
---	--	---	---------------------------------------

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. If the cross sectional area of an airflow is mechanically reduced:
 - a) The velocity of the airflow remains constant and the kinetic energy increases
 - b) The velocity of the airflow remains constant and the mass flow increases
 - c) The mass flow remains constant and the static pressure increases
 - d) The mass flow remains constant and the velocity of the airflow increases

2. The statement, “Pressure energy plus Kinetic energy is constant”, refers to:
 - a) Bernoulli’s theorem
 - b) The principle of continuity
 - c) Newton’s second law of motion
 - d) The Magnus effect

3. If the velocity of an air mass is increased:
 - a) The dynamic pressure will decrease and the static pressure will increase
 - b) The static pressure will remain constant and the kinetic energy will increase
 - c) The kinetic energy will increase, the dynamic pressure will increase and the static pressure will decrease
 - d) The mass flow will stay constant, the dynamic pressure will decrease and the static pressure will increase

4. When considering a streamlined airflow, which of the following statements is correct:
 - 1 - A resultant decrease in static pressure is indicated by streamlines shown close together
 - 2 - An increase in velocity is indicated by streamlines shown close together
 - 3 - Accelerating airflow with a resultant decreasing static pressure is indicated by converging streamlines
 - 4 - Diverging streamlines indicate decelerating airflow with a resultant increasing static pressure
 - a) 2 and 4
 - b) 1, 3 and 4
 - c) 2, 3 and 4
 - d) 1, 2, 3 and 4

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/9
---	--	---	---------------------------------------

5. If the pressure on one side of a surface is lower than on the other side:
- a) A force per unit area will exist, acting in the direction of the lower pressure
 - b) No force will be generated, other than drag
 - c) A force will be generated, acting in the direction of the higher pressure
 - d) The pressure will leak around the sides of the surface, cancelling-out any pressure differential
6. When considering a streamtube, which of the following statements is correct:
- 1 - Different sizes of streamtube are manufactured to match the wing span of the aircraft to which they will be fitted
 - 2 - A streamtube is a concept to aid understanding of aerodynamic force generation
 - 3 - There is no flow into or out of the streamtube through the “walls”, only flow along the tube
 - 4 - A streamtube is an imaginary tube made-up of streamlines
- a) 1 only
 - b) 1 and 3
 - c) 2, 3 and 4
 - d) 1, 2 and 3
7. At flow speeds less than four tenths the speed of sound, the following will be insignificant:
- a) Changes in static pressure due to temperature
 - b) Changes in density due to static pressure
 - c) Changes in density due to dynamic pressure
 - d) Changes in static pressure due to kinetic energy
8. In accordance with the principle of continuity:
- 1 - Air accelerates when the cross-sectional area of a streamline flow is reduced
 - 2 - When air accelerates the density of air in a streamline flow is reduced
 - 3 - Air decelerates when the cross-sectional area of a streamline flow is increased
 - 4 - Changes in cross-sectional area of a streamline flow will affect the air velocity

Which of the preceding statements are true:

- (a) 1, 2, 3 and 4
- (b) 1 and 4
- (c) 3 and 4
- (d) 1, 3 and 4

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/9
---	--	---	---------------------------------------

9. In accordance with Bernoulli's theorem:

- 1 - If a streamline flow of air decelerates, its kinetic energy will decrease and the static pressure will increase
- 2 - If a streamline flow of air accelerates, its kinetic energy will increase and the static pressure will decrease
- 3 - If a streamline flow of air is accelerated, the dynamic pressure will increase and the static pressure will increase
- 4 - If a streamline flow of air is decelerated, its dynamic pressure will decrease and the static pressure will increase

the combination of correct statements is:

- a) 1, 2, 3 and 4
- b) 3 only
- c) 1, 2 and 4
- d) 3 and 4

10. The statement, "Energy and mass can neither be created nor destroyed, only changed from one form to another", refers to:

- a) Bernoulli's theorem
- b) The equation of kinetic energy
- c) The principle of continuity
- d) Bernoulli's principle of continuity

No	A	B	C	D	REF
1				D	
2	A				
3			C		
4				D	
5	A				
6			C		
7			C		
8				D	
9			C		
28			C		

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/15
---	--	---	--

4. BÖLÜM - 081 01 01 02 HAVA AKIMININ ESASLARI

01.01.02.01 KANAT PROFİL TANIMLARI (Şekil: 01.02.01 ve Şekil: 01.02.02)

Kanat Profili : Göreceli olarak yüksek verimlilikle taşıma gücü üretebilen şeildir.

Kanat Kordo Hattı : Bir kanat profilinin hücum ve firar kenarlarının merkezlerini birleştiren doğrusal hattır.

Kordo : Hücum ve firar kenarları arasında, kordo hattı boyunca ölçülen mesafedir.

Hücum Açısı : Kordo hattı ile ufuk hattı arasındaki açıdır.

Ortalama Bombe Hattı : Bir kanadın hücum kenarı ile firar kenarlarını birleştirerek alt ve üst yüzeylere olan dik uzaklığın her noktada aynı olmasını sağlayacak şekilde çizilen hattır ve profiline aerodinamik karakteristiklerini belirleme de önemlidir.

Maksimum Bombe : Ortalama bombe hattının korda hattından olan maksimum mesafesidir. Bu maksimum bombenin yeri, ortalama bombe hattının şeklinin belirlenmesine yardımcı olur. Maksimum bombe, kordonun belirli bir yüzdesi olarak; maksimum bombenin yeri ise kordo üzerinde hücum kenarından arkaya doğru kordonun belirli bir yüzdesi olarak ifade edilir. Düşük süratli tipik bir kanat profilinin maksimum bombesi % 4 olup yeri, hücum kenarının % 40 korda kadar gerisidir. Bombe hattı kordo hattının üzerinde olduğunda profil "pozitif bombe" adını alır. Tersi durumda da profil "negatif bombeli" olur. Simetrik bir profilde bombe yoktur.

Kalınlık/korda Oranı : Profilin maksimum kalınlığı (veya derinliği) kordonun belirli bir yüzdesi, yeri ise hücum kenarından geriye doğru kordonun belirli bir yüzdesi olarak ifade edilir. Kalınlık ve bu kalınlığın dağılımı, havanın profil etrafından akışının karakteristikleri üzerinde büyük bir etkiye sahiptir. Düşük hızlı tipik bir kanat profilinin maksimum kalınlığı % 12 olup yeri, hücum kenarından % 30 korda geridedir.

Hücum Kenarı Yarıçapı : Hücum kenarı eğiminin yarıçapıdır. Bu yarıçapın büyülüğu profil üzerindeki hava akışının karakteristiklerini önemli ölçüde etkileyebilir.

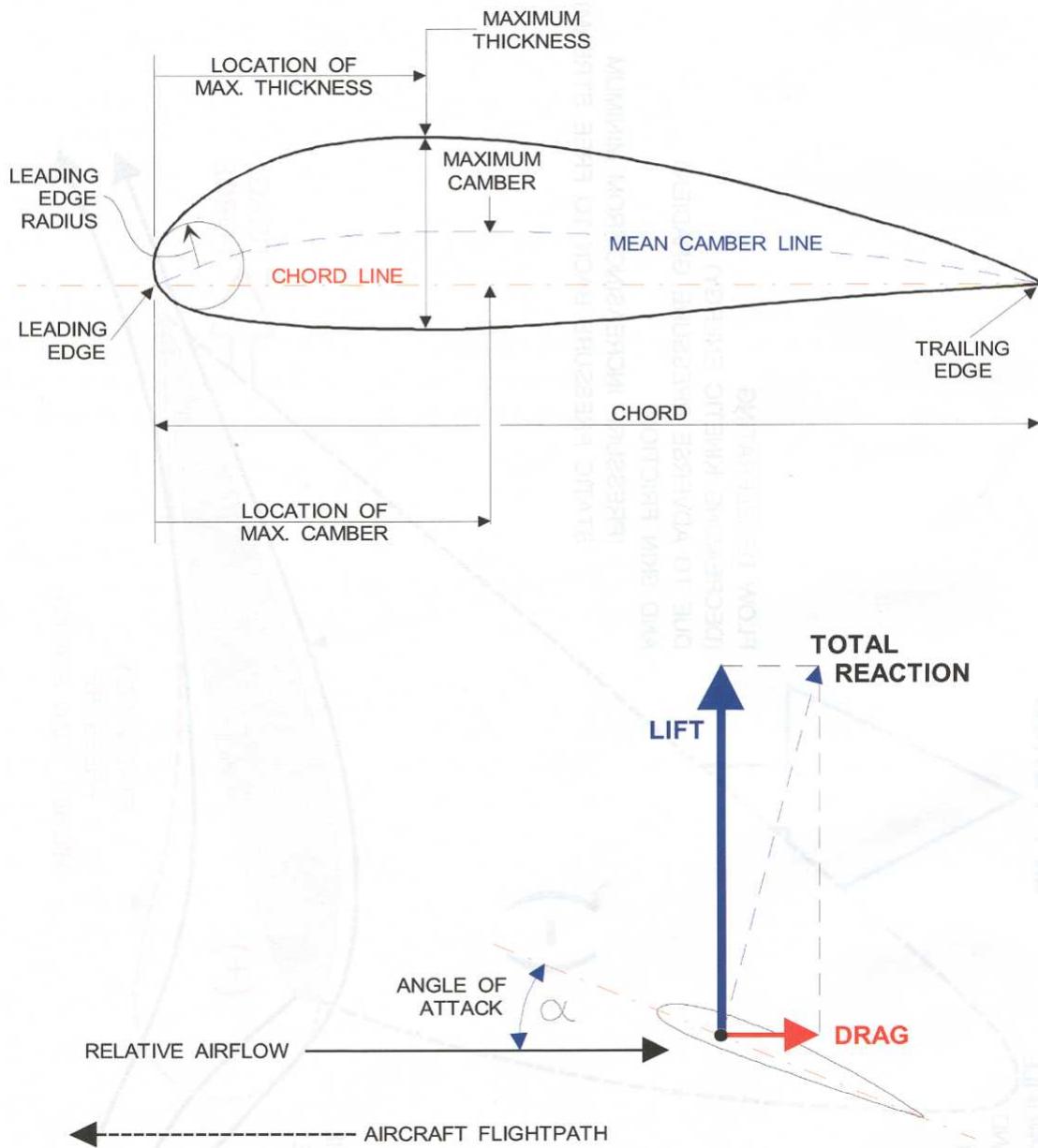
Nispi Hava Akışı (Nispi Rüzgar): Havanın içinde hareket eden uçağın yarattığı hava akışının yönüdür. Bu akış, uçuş yönüne paralel ve ters yöndedir. Yani nispi rüzgarın yönü uçuş yolu tarafından belirlenir.

Toplam Tepki (TR) : Kanat profili veya kanat üzerinde etki eden tüm aerodinamik kuvvetlerin bileşkesidir.

Basınç Merkezi (CP) : Kordo hattı üzerinde, taşıma gücünün etki ettiği düşünülen noktadır.

Taşıma Kuvveti (lift) : Uçuş yoluna veya nispi rüzgara dik (90°) olan aerodinamik kuvvettir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/15
---	--	---	--



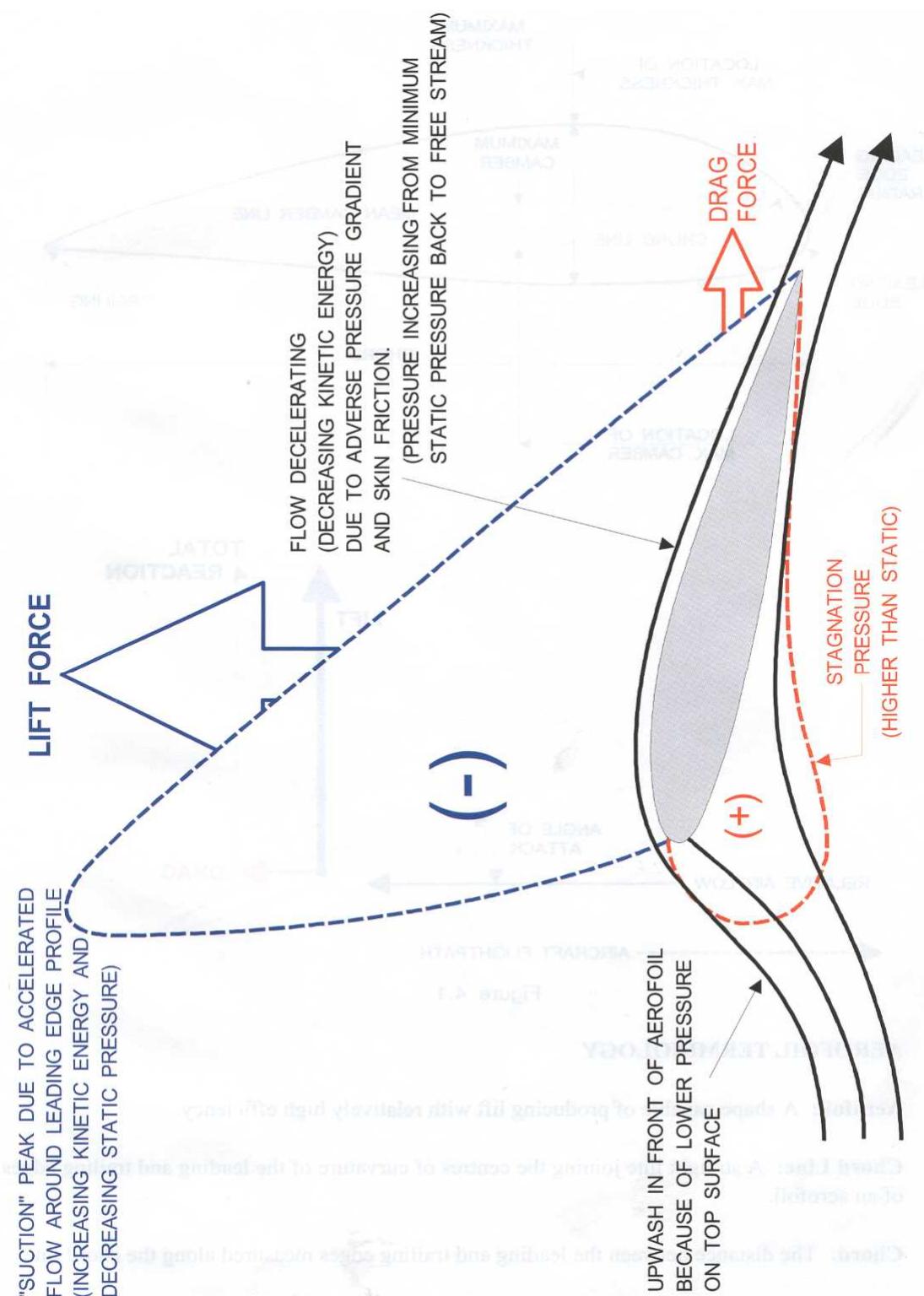
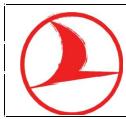
Şekil: 01.02.02

Geri Sürüklenme (drag): Nispi rüzgara paralel ve onunla aynı yönde etki gösteren aerodinamik kuvvettir.

Hücum Açısı (α): korda hattı ile nispi rüzgar (ya da uçuş yolu) arasındaki açıdır.

01.01.02.02 HAVA AKIŞI İLE İLGİLİ ESASLAR

Hava akış hızı değerlendirilirken, uçağın hava içinde hareket etmesi ile havanın uçağın çevresinde hareket etmesinin basınç paterni açısından bir farkının olmadığı göz önünde bulundurulmalıdır. Önemli olan husus nispi hızdır.



Şekil: 01.02.01

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/15
---	--	---	--

02.02.01 Üç Boyutlu Hava Akışı

Üç boyutlu hava akımı uçak üzerinden akan gerçek hava akımıdır ve çeşitli basınç farklılıklarını ile modifiye edilmiş kuramsal iki boyutlu hava akımını ihtiva eder. Üç boyutlu hava akımı daha sonra incelenecaktır.

02.02.02 İki Boyutlu Hava Akışı

Tüm kanat boyunda aynı aerodinamik profile sahip olan ve kanadın uzunluğu doğrultusunda basınç farklılığı veya akışın olmadığı düşünülen hava akımıdır.

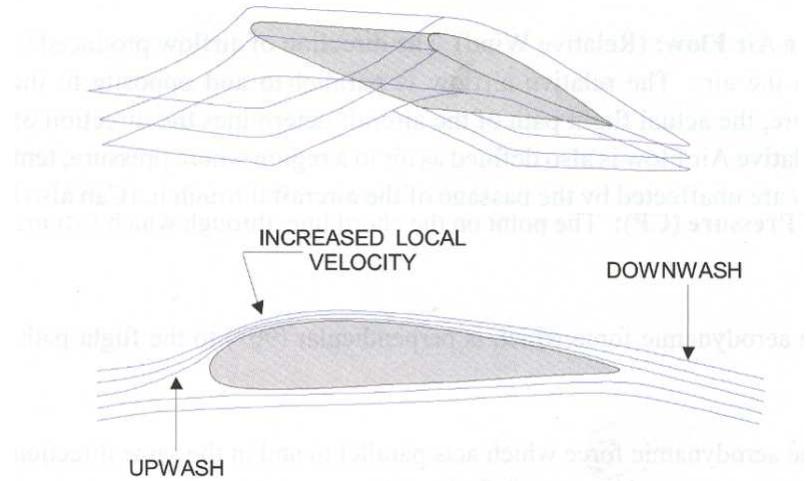
02.02.03 İKİ BOYUTLU HAVA AKIŞI

Bu konsept, Şekil: 01.02.03 ve Şekil: 01.02.04 te görüldüğü gibi, aerodinamik kuvvet üretmenin temel prensiplerini izah etmek için kullanılacaktır.

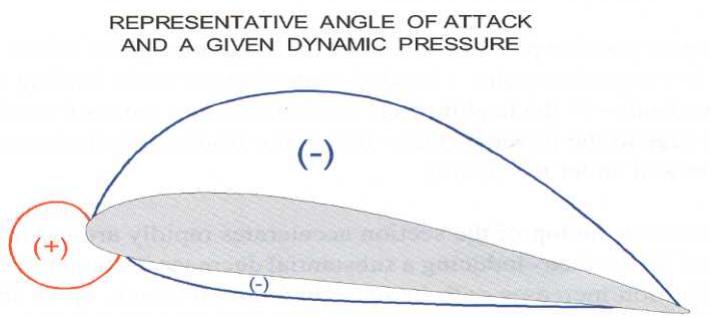
Şekil: 01.02.03

Hava, kanat profiline yaklaşırken üst düzeydeki düşük basınçda doğru ilerler. Buna *upwash* (yukarı akış) adı verilir. Profili geçtikten sonra ise ilk pozisyonuna döner. Buna da *downwash* (aşağı akış) denir.

Şekil: 01.02.04



02.03.01 Dinamik Basıncın Etkisi : Şekil: 01.02.05 de belli bir dinamik basıncı (IAS) maruz kalan temsili bir hücum açısındaki profil görülmektedir. Hava akımının profil çevresinde akışı sonucu yüzeylerden birindeki statik basınç diğerinden daha çok azalırsa burada basınç farklılığı oluşacaktır. Basınç, kanadın alt yüzeyinde üst yüzeye göre daha çok olduğundan bu basınç farklılığı profil üzerine etki eden bir kaldırma kuvveti oluşturur.

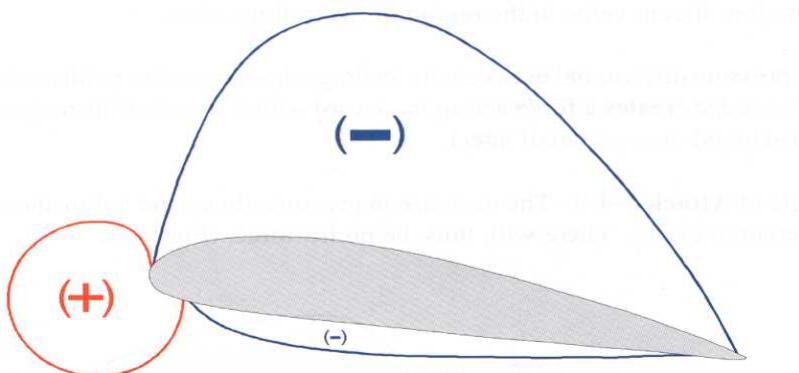


Şekil: 01.02.05

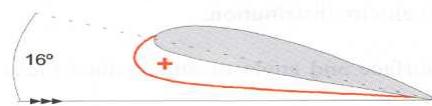
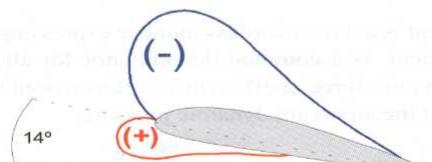
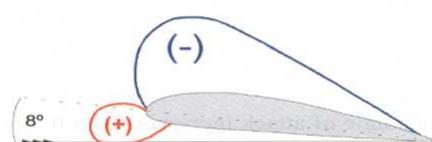
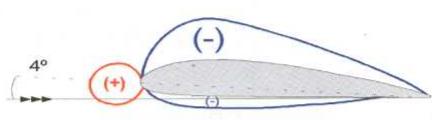
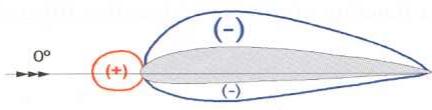
Şekil: 01.02.06 da ise aynı profil ve aynı hücum açısı ile yer almakla birlikte dinamik basıncın (IAS) büyündüğü durum görülmektedir. Dinamik basınç (IAS) arttırıldığında, basınç farklılığı da artacaktır. Basınç farkının daha çok olduğu durumda ise doğal olarak kaldırma kuvveti de daha çok olacaktır. "Yani dinamik basınç artırıldığında kaldırma kuvveti de artar."



SAME ANGLE OF ATTACK
INCREASED DYNAMIC PRESSURE



Şekil: 01.02.06



02.03.02 Hüküm Açısının Etkisi : Sabit bir dinamik basınçta (IAS), hücum açısının artırılması (takiben 16° ye kadar) basınç farklılığını da artırır ve basınç dağılım paternini değiştirir.

Hava akımına maruz bırakılan aerodinamik *profil yüzeydeki hız dağılımını ve buna bağlı olarak da yüzeye etki eden basınç dağılımını belirler*. Profil ise aerodinamik şeklär, kalınlığı ve kalınlık dağılımı, bombesi ve bombe dağılımı, hücum açısı gibi geometrik özelliklerini tarafından belirlenmiştir.

En yüksek pozitif basınç, nispi rüzgarın sıfır olduğu "durgunluk noktası – stagnation point"dedir. Bu nokta hücum kenarına yakın bir yerde bulunur. Hücum açısı -4° den artıkça hücum kenarındaki bu durgunluk noktası üst yüzeyden alt yüzeye doğru yer değiştirir. İşte hava akımı da, bu durgunluk noktasında ikiye bölünerek üst yüzeye ve alt yüzeye doğru hareket eder.

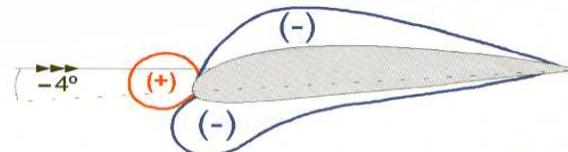
Kesitin üst kısmındaki akış burundan üst yüzeye doğru akarken hücum kenarına yakın üst bölgelerde hızlı bir şekilde ivmelenir. Buna bağlı olarak da bu bölgedeki statik basınç önemli oranda azalır. İvmenin büyülüğu hücum açısının artmasıyla (16° ye kadar) artacaktır. (Kanadın hücum kenarında olacak ve hatalız üretilmiş profiline bozulmasına neden olacak herhangi bir yabancı madde, buz, kar, tortu, vs gibi, bu kritik bölgede havanın ivmelenmesini ciddi şekilde düşürecek.) Basınç, durgunluk noktasındaki değerinden profilenin üst yüzeyinde oluşacak en düşük negatif değerine ulaşana kadar sürekli düşer. Bundan sonra akış, basıncı firar kenarında serbest hava akışındaki basınç seviyesine geri yükselecek şekilde sürekli olarak yavaşlar.

8° nin altındaki hücum açılarında alt yüzeydeki hava üsté göre çok daha az ivmelenir ve basıncı küçük bir negatif değere getirir. Firar kenarına doğru ise akış yavaşlayarak basıncı artırır ve firar kenarında serbest akıştaki basınç değerine ulaşır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/15
---	--	---	--

Hükum kenarındaki durgunluk noktasındaki yüksek basınç ve firar kenarındaki basınç farklılığı geriye doğru "geri sürükleme" kuvvetini oluşturacaktır.

02.03.03 Hükum Açısı (-4°): Kesitin üst ve alt kısımlarındaki basınç azalması eşittir ve basınç farkı yoktur. Dolayısıyla kaldırma kuvveti oluşmaz



Şekil: 01.02.07

02.03.04 Hükum Açısı (0° - 8°): Kesitin alt yüzeyinde daha az olmakla birlikte her iki yüzeyde de basınç azalması vardır. Bombeli profillerde -4° den 0° a kadar olan negatif açılarda bile az miktarda bir kaldırma kuvveti oluşur.

02.03.05 Hükum Açısı (0° - 16°): Hükum açısının artırılması, etkili kesit alanın (streamtube) azalmasına sebep olarak üst yüzeydeki hava akışındaki ivmeye artıracağından kaldırma kuvvetinin de artmasına sebep olacaktır.

Hükum açısı arttıkça, düşük basıncın en yüksek negatif değeri öne doğru hareket eder.

Toplam kaldırma kuvvetine en büyük katkı, kesitin üst yüzeyinden gelir.

02.03.06 Basınç Gradyanı: Belirli bir mesafedeki hava basıncı değişimidir. İki nokta arasındaki basınç farklılığı büyündükçe, gradyan da o ölçüde büyük olur. Tercih edilen gradyan, basıncın, havanın akış yönünde azalmasıdır. Ters basınç gradyanı, profiline üst yüzeyindeki minimum basınç noktası ve firar kenarındaki basınç farklılığı gibi havanın akış yönünde basıncın artması durumunda oluşur. Hükum açısının artması, gradyanın büyümeye neden olur. 16° den daha büyük hücum açılarında ise ters gradyan üst yüzeydeki havanın profiline üst kesitini takip etmesini öner ve yüzeyden ayırarak bir düşük basınç sahasının yokmasına neden olur. Bu durum "STALL" olarak bilinir. Bu durumda geriye kalan basınç farklılığı sadece alt yüzeydeki basınç artışından kaynaklanır.

02.03.07 Basınç Merkezi (CP): Bir profiline tüm yüzeyi kaldırma gücü üretir. Fakat kordo hattında yer alan ve profile dağılmış kaldırmanın etkin olarak toplandığı nokta basınç merkezidir. Bu merkezin yeri, bombenin ve kesit kaldırma katsayısunun, dolayısıyla hücum açısının, bir fonksiyonudur. (Şekil: 02.09).



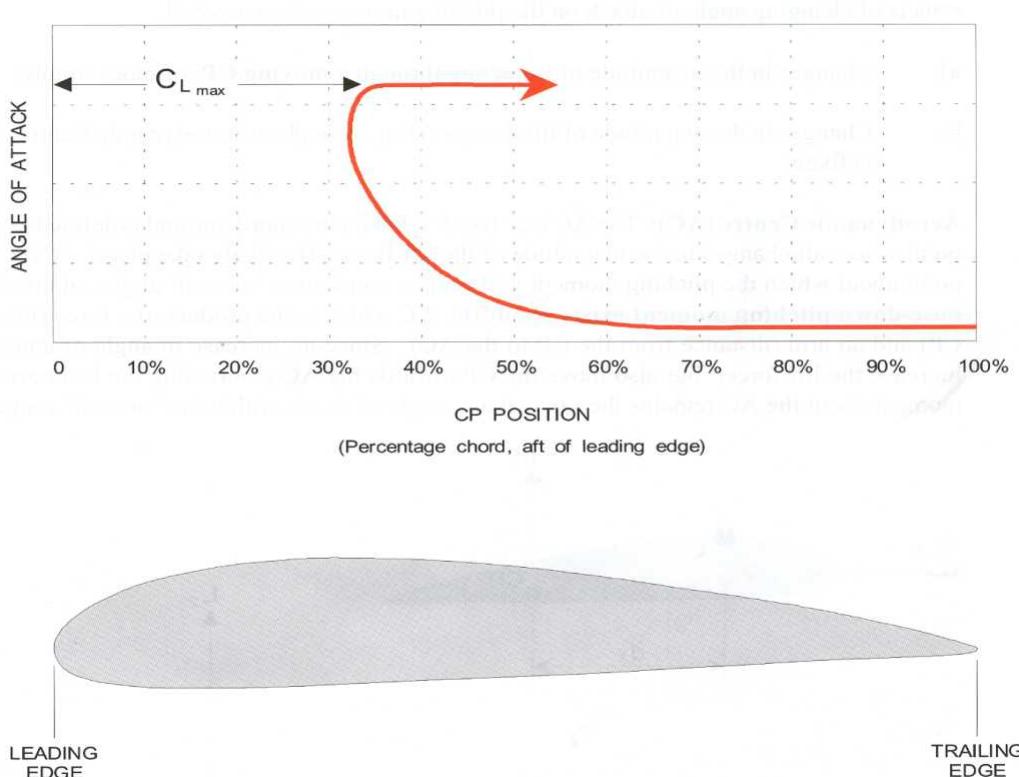
Şekil: 01.02.09

02.03.08 Basınç Merkezinin Hareketi : Hükum açısı 0° den 16° doğru arttıkça, üst minimum basınç noktası ileri doğru hareket eder ve buna bağlı olarak da kaldırmanın etkin olarak toplandığı nokta (CP) da ileri doğru hareket edecektir. Hükum açısının artması ile kaldırma gücü artacak ve CP ileri hareket edecektir. Ancak bu durum Stol a kadar devam edecektir. Stol da kaldırma gücü aniden kaybolur ve basınç merkezi, kordo boyunca gider (Şekil: 01.02.10).

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 7/15
---	--	---	--

02.03.09 Aerodinamik Kuvvet Katsayısı : Bir büyülüğün derecesini gösteren birimsiz bir katsayıdır. Aerodinamik kuvvet katsayısı; ağırlığı, büyülüğu ve hızı ne olursa olsun tüm uçaklar için ortak bir payda olarak kullanılır. Aerodinamik kuvvet katsayısı, ortalama aerodinamik basınç ile hava akımı dinamik basıncı arasındaki orandır.

Bu tanımdan yararlanarak; kaldırma katsayısı (C_L), kaldırma basıncı ile dinamik basınç, sürükleme katsayısı ise (C_D), sürükleme basıncı ile dinamik basınç arasındaki orandır.



Şekil: 02.10

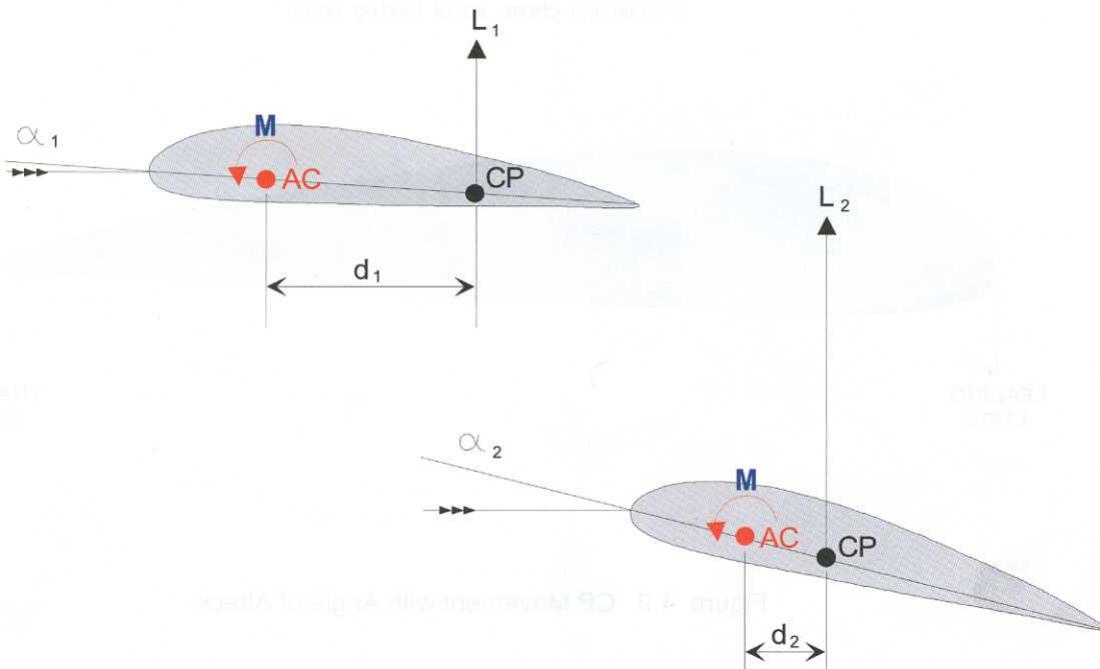
Aerodinamik kuvvet katsayısının kullanımı gereklidir çünkü kuvvet katsayısı;

- Alan, yoğunluk ve hızdan bağımsızdır bir endekstir ve nispi basınç ve hız dağılımından elde edilmiştir.
- Sadece basınç dağılımını belirleyen hücum açısı ve geometrik şeilden etkilenir.

02.03.10 Aerodinamik Yunuslama Momentlerinin Gelişimi: Bir yüzey üzerindeki basıncın dağılımı, kuvvetler kadar aerodinamik momentlerin de sonucudur. Bir profiliyunuslama momentine, hücum açısı değişiminin etkilerini incelemek için iki yol vardır:

- Yer değiştiren basınç merkezinde etki eden kaldırma gücünün miktarındaki değişimler, ya da daha basitçe,
- Sabit aerodinamik merkeze etki eden kaldırma gücünün miktarındaki değişimler.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/15
---	--	---	--



Şekil: 01.02.11

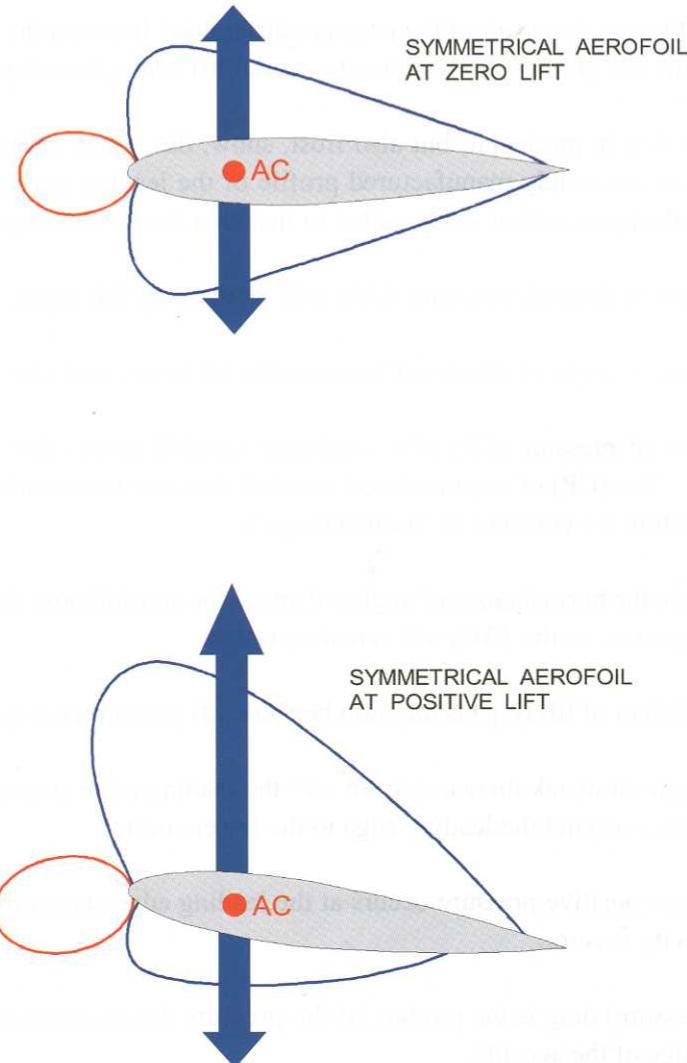
02.03.11 Aerodinamik Merkez (AC) : Aerodinamik merkez kordo hattındaki sabit bir nokta olup kaldırma gücündeki tüm değişimlerin etkin biçimde toplandığı; ve normal húcum açılarında yunuslama momentinin sabit kaldığı noktadır. AC etrafında, CP deki kaldırma kuvveti, CP AC arasındaki mesafenin çarpımından kaynaklı, negatif bir yunuslama momenti vardır. Húcum açısının artması kaldırma gücünü arttırdığı gibi, basınç merkezini (CP) aerodinamik merkeze (AC) yaklaştırır. Böylece AC momenti, normal sınırları içinde tüm húcum açılarında sabit kalır. Bu durum şu formülle izah edilebilir (Şekil: 02.11):

$$L_1 \times d_1 \text{ (} \alpha_1 \text{ için)} = L_2 \times d_2 \text{ (} \alpha_2 \text{ için)}$$

Bir profili bombesi, kalınlığı ve húcum açısı dikkate alınmadan sıkıştırılamaz iki boyutlu hava akımı teorisinde AC nin, kordonun %25 inde yer aldığı kabul edilir. AC bir aerodinamik referans noktası olup, uçağın uzunluk eksenindeki stabilizesi konusunda direk olarak başvuru kaynağıdır.

02.03.12 Simetrik Kanat Profiline Yonuslama Momenti : (Şekil: 02.12) Simetrik bir profilde húcum açısı 0 iken, üst ve alt yüzey kuvvetleri eşittir ve aynı noktada etki ederler. Húcum açısının artmasıyla üst yüzeydeki kuvvet artar, alt yüzeyde ise azalır. Kaldırma gücünün miktarındaki değişim CP nin yerinde, simetrik profillerin bir özelliği olarak, bir değişiklik yaratmaz. Ayrıca simetrik kanat profillerinde CP ve AC aynı noktadır. Bir başka deyişle, profil üzerine etki eden kuvvetler etkin olarak tüm normal húcum açılarında AC den etki eder. Böylece simetrik profillerde AC yunuslama momenti, normal húcum açılarında 0 olur ki bu da, bu tür profillerin en büyük avantajlarından biridir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/15
---	--	---	--



Şekil: 02.12

BÖLÜMÜN ÖZETİ

Havanın akış paterni, ve bunun sonuncu olarak kaldırma ve sürükleme, aşağıdakilere bağlıdır:

- Hücum açısı – **etkili kesit alanının değişmesi**
- Profilin şekli (kalınlık ve bombe) – **etkili kesit alanının değişmesi**
- Havanın yoğunluğu – **kütle akışı**
- Hız – **kütle akışı**

Kaldırma gücü, profilenin alt ve üst yüzeylerindeki basınç farklılıklarının sonucudur. Üst yüzeyin hücum kenarında yer alan yabancı bir madde (su birikintisi, buz, kar, vs.) düzgün üretilmiş şekli değiştirerek, bu bölgedeki hava akış ivmelenmesini azaltacak ve kaldırma gücünün azalmasına neden olacaktır.

Dinamik basınçtaki (IAS) artış kaldırma gücünü arttırmır.

Hücum açısından artış ($0 - 16^\circ$) kaldırma gücünü arttırmır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 10/15
---	--	---	---

Bombeli bir profilde húcum açısı arttıkça, CP (Basınç merkezi) ileri doğru yer değişir. Simetrik bir profilde ise, húcum açısı normal değerlerde kalmak koşulu ile CP yi etkilemez.

Húcum açısı normal değerlerde kalmak koşulu ile, AC (Aerodinamik Merkez) aşağı yunuslama momenti húcum açısından değişimelerden etkilenmeyerek sabit kalır.

CL, kaldırma basıncı ile dinamik basınç arasındaki orandır.

Húcum açısı -4° den arttıkça, húcum kenarı durgunluk noktası üst yüzeyden alt yüzeye kayar.

En yüksek pozitif basınç, nispi akış hızının 0 olduğu húcum kenarı durgunluk noktasında görülür.

Geri sürükleme húcum ve firar kenarları arasındaki basınç farklılığının sonucudur.

Dinamik basınçtaki artış, geri sürüklemeye arttırmır.

C_D , geri sürükleme basıncı ile dinamik basınç arasındaki orandır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 11/15
---	--	---	---

1. With reference to aerofoil section terminology, which of the following statements is true:
- 1 - The chord line is a line joining the centre of curvature of the leading edge to the centre of the trailing edge, equidistant from the top and bottom surface of the aerofoil.
 - 2 - The angle of incidence is the angle between the chord line and the horizontal datum of the aircraft.
 - 3 - The angle between the chord line and the relative airflow is called the aerodynamic incidence or angle of attack.
 - 4 - The thickness/chord ratio is the maximum thickness of the aerofoil as a percentage of the chord; the location of maximum thickness is measured as a percentage of the chord aft of the leading edge.
- a) 1, 2, 3 and 4
b) 1, 2 and 4
c) 2, 3 and 4
d) 2 and 4
2. The definition of lift is:
- a) the aerodynamic force which acts perpendicular to the chord line of the aerofoil
 - b) the aerodynamic force that results from the pressure differentials about an aerofoil
 - c) the aerodynamic force which acts perpendicular to the upper surface of the aerofoil
 - d) the aerodynamic force which acts at 90° to the relative airflow
3. An aerofoil section is designed to produce lift resulting from a difference in the:
- a) negative air pressure below and a vacuum above the surface.
 - b) vacuum below the surface and greater air pressure above the surface.
 - c) higher air pressure below the surface and lower air pressure above the surface.
 - d) higher air pressure at the leading edge than at the trailing edge.
4. On an aerofoil section, the force of lift acts perpendicular to, and the force of drag acts parallel to the:
- a) flightpath.
 - b) longitudinal axis.
 - c) chord line.
 - d) aerofoil section upper surface.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 12/15
---	--	---	---

5. When the angle of attack of a symmetrical aerofoil is increased, the centre of pressure will:
- a) have very limited movement.
 - b) move aft along the aerofoil surface.
 - c) remain unaffected.
 - d) move forward to the leading edge.
6. Why does increasing speed also increase lift?
- a) The increased impact of the relative wind on an aerofoil's lower surface creates a greater amount of air being deflected downward.
 - b) The increased speed of the air passing over an aerofoil's upper surface decreases the static pressure, thus creating a greater pressure differential between the upper and lower surface.
 - c) The increased velocity of the relative wind overcomes the increased drag.
 - d) Increasing speed decreases drag.
7. The point on an aerofoil section through which lift acts is the:
- a) midpoint of the chord.
 - b) centre of gravity.
 - c) centre of pressure.
 - d) aerodynamic centre.
8. The angle between the chord line of the aerofoil section and the longitudinal axis of the aircraft is known as:
- a) the angle of attack.
 - b) the angle of incidence.
 - c) dihedral.
 - d) sweep back.
9. The angle between the chord line of an aerofoil section and the relative wind is known as the angle of:
- a) incidence.
 - b) lift.
 - c) attack.
 - d) sweepback

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 13/15
---	--	---	---

10. A line drawn from the leading edge to the trailing edge of an aerofoil section and equidistant at all points from the upper and lower contours is called the:
- a) chord line.
 - b) camber.
 - c) mean camber line.
 - d) longitudinal axis.
11. At zero angle of attack, the pressure along the upper surface of a symmetrical aerofoil section would be:
- a) greater than atmospheric pressure.
 - b) equal to atmospheric pressure.
 - c) less than atmospheric pressure.
 - d) non existent.
12. The angle of attack of an aerofoil section directly controls:
- a) amount of airflow above and below the section.
 - b) angle of incidence of the section.
 - c) distribution of positive and negative pressure acting on the section.
 - d) the angle relative to the horizontal datum
13. When the angle of attack of a positively cambered aerofoil is increased, the centre of pressure will:
- a) have very little movement.
 - b) move forward along the chord line.
 - c) remain unaffected.
 - d) move back along the chord
14. The term "angle of attack" is defined as the angle:
- a) formed by the longitudinal axis of the aeroplane and the chord line of the section.
 - b) between the section chord line and the relative wind.
 - c) between the aeroplane's climb angle and the horizon.
 - d) formed by the leading edge of the section and the relative airflow.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 14/15
---	--	---	---

15. Which of the following statements is true:

- 1 - Relative airflow, free stream flow, relative wind and aircraft flightpath are parallel.
 - 2 - Aircraft flightpath, relative airflow, relative wind and free stream flow are parallel, but the aircraft flightpath is opposite in direction.
 - 3 - The pressure, temperature and relative velocity of the free stream flow are unaffected by the presence of the aircraft.
 - 4 - The relative wind is produced by the aircraft moving through the air.
 - 5 - The direction of flight is parallel with and opposite to the relative airflow.
- a) 5 only
 - b) 3, 4 and 5
 - c) 1 and 2
 - d) 1, 2, 3, 4 and 5

16. Which of the following statements is correct:

- 1 - Maximum camber is the maximum distance between the top and bottom surface of an aerofoil section.
 - 2 - The thickness/chord ratio is expressed as a percentage of the chord.
 - 3 - It is easier for air to flow over a well rounded leading edge radius than a sharp leading edge.
 - 4 - Two dimensional airflow assumes a wing with the same aerofoil section along its entire span, with no spanwise pressure differential.
 - 5 - Air flowing towards the lower pressure of the upper surface is called upwash.
- a) 1, 2, 3, 4 and 5
 - b) 2, 3 and 4
 - c) 2, 3, 4 and 5
 - d) 1 and 5

17. When considering an aerofoil section at a constant angle of attack, which of the following statements is true:

- a) If the static pressure on one side is reduced more than on the other side, a pressure differential will exist.
- b) If dynamic pressure is increased, the pressure differential will decrease.
- c) The pressure differential will increase if the dynamic pressure is decreased
- d) Dynamic pressure and pressure differential are not related.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 15/15
---	--	---	---

18. Considering an aerofoil section subject to a constant dynamic pressure, which of the following statements is correct:
- a) If the angle of attack is increased from 4° to 14° the pressure differential will not change but lift will be greater due to increased dynamic pressure acting on the lower surface.
 - b) Up to about 16° , increasing the angle of attack will increase the pressure differential between the top and bottom surface of the aerofoil.
 - c) Changing the angle of attack does not affect the pressure differential, only changes in dynamic pressure affect the pressure differential.
 - d) Up to about 16° , increasing the angle of attack decreases the pressure differential between the top and bottom surface of the aerofoil section.
19. When considering the effect of changing angle of attack on the pitching moment of an aerofoil, which of the following statements is correct:
- 1 - At ‘normal’ angles of attack the pitching moment is nose up.
 - 2 - The pitching moment about the aerodynamic centre (AC) is constant at ‘normal’ angles of attack.
 - 3 - The aerodynamic centre (AC) is located approximately at the 25% chord point.
 - 4 - The moment about the aerodynamic centre (AC) is a product of the distance between the aerodynamic centre (AC) and the centre of pressure (CP) and the magnitude of the lift force.
- a) 1, 2, 3 and 4
 - b) 4 only
 - c) 3 and 4
 - d) 2, 3 and 4
20. Ice contamination of the leading portion of the aerofoil has which of the following consequences:
- 1 - The profile of the leading portion of the surface can be changed, preventing normal acceleration of the airflow and substantially reducing the magnitude of the lift force.
 - 2 - Form (pressure) drag will be increased because of the increased frontal area of the aerofoil section.
 - 3 - Loss of lift will have a greater effect than an increase in form (pressure) drag.
 - 4 - At ‘normal’ angles of attack lift can be lost entirely if enough ice accumulates.
- a) 1, 2, 3 and 4
 - b) 1, 3 and 4
 - c) 1, 2 and 3
 - d) 3 and 4

ANSWERS

1-C, 2-D, 3-C, 4-A, 5-C, 6-B, 7-C, 8-B, 9-C, 10-C, 11-C, 12-C, 13-B, 14-B, 15-D, 16-C, 17-A
18-B, 19-D, 20-A

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/30
---	--	---	--

5. BÖLÜM – 081 01 03 00 TAŞIMA KUVVETİ

03.01.00 AERODİNAMİK KUVVET KATSAYISI:

Taşıma ve sürükleme kuvvetleri pek çok değişkenin bileşik etkisine bağlıdır. Bu etkenlerden en önemlileri şunlardır :

- | | | |
|---------------------------------|---|---|
| a. Hava akım hızı (V) | { | Dinamik basınç ($\frac{1}{2} \rho V^2$) |
| b. Havanın yoğunluğu (ρ) | | |
| c. Profilin yüzey şekli | { | Basınç dağılımı (CL veya CD) |
| d. Hüküm açısı | | |
| e. Yüzey Alanı (S) | | |
| f. Yüzey durumu | | |
| g. Sıkıştırılabilirlik etkileri | | |

03.01.01 DİNAMİK BASINÇ : Dinamik basınç ($\frac{1}{2} \rho V^2$), aerodinamik kuvvetlere ilişkin ortak bir paydadır ve basınç dağılımının büyülüğu hava akışına verilen kinetik enerjiye bağlı olduğundan dolayı da ana faktörlerden biridir.

$$KE = \frac{1}{2} m V^2$$

03.01.02 BASINÇ DAĞILIMI : Bir başka ana faktör, yüzeye meydana gelen nispi basınç dağılımıdır. Basınç dağılımını oluşturan hız dağılımı yüzey profili ve şekliyle hücum açısı tarafından belirlenir.

CL veya CD

03.01.03 YÜZEY ALANI : Bir yüzeye oluşan aerodinamik kuvvetler, yüzey üzerindeki değişik basınç dağılımlarının sonucu olduğundan yüzey alanı (S) da bir diğer ana faktördür. Daha büyük bir yüzey alanı, daha büyük kuvvet üretilmesini sağlar.

Sonuç olarak herhangi bir aerodinamik kuvvet bu üç ana faktörün bir çarpımı olarak ifade edilebilir;

1. Hava akışının dinamik basıncı ($\frac{1}{2} m V^2$).
2. Nispi basınç dağılımı ile kuvvet katsayısının tespiti (CL veya CD).
3. Cisinin yüzey alanı (S).

Bu 3 faktör arasındaki ilişki şu eşitlikle ifade edilir :

$$F = Q \cdot C_F \cdot S$$

F = Aerodinamik kuvvet (Taşıma veya Sürükleme), Q = Dinamik basınç ($\frac{1}{2} \rho V^2$), C_F = Aerodinamik kuvvet katsayısı (CL veya CD), S = Yüzey alanı

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/30
---	--	---	--

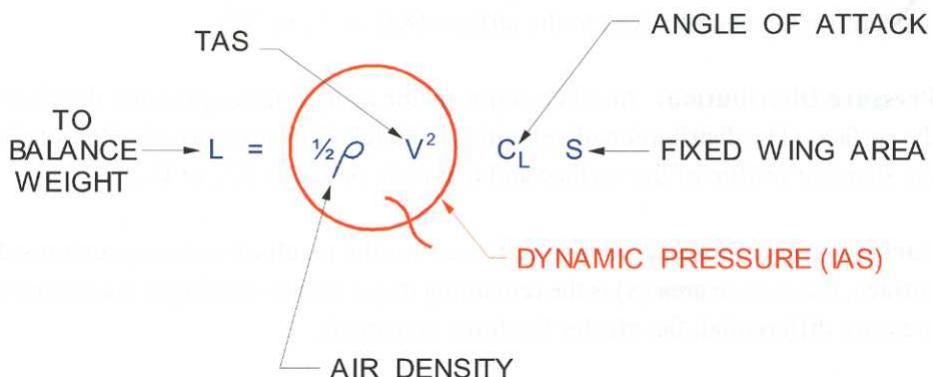
03.02.00 TEMEL TAŞIMA KUVETİ EŞİTLİĞİ

Taşıma kuvveti, uçuş yolu veya nispi rüzgara göre 90° de üretilen net kuvvettir.

Taşıma kuvveti kanadın alt ve üst yüzeyleri arasındaki basınç farklılığından kaynaklanır ve aşağıdaki eşitlikle tanımlanabilir.

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_L \cdot S$$

Bu formülün doğru yorumlanması, temel uçuş prensiplerinin tamamını anlamada da anahtar öneme sahiptir.



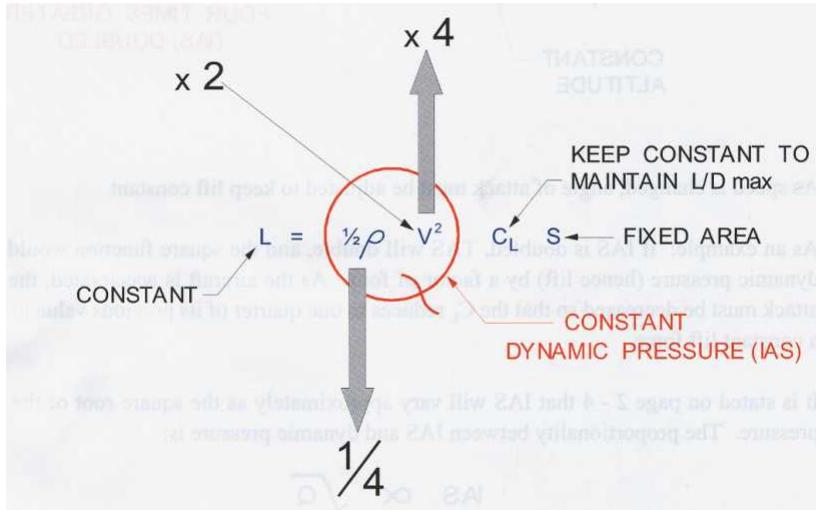
NOTLAR: Konunun daha iyi anlaşılması sağlanmak için, yukarıdaki formüldeki CL nin hucum açısı tarafından belirlendiği söylenmiştir, ancak; CL, yüzey şekli ve profilinden ve de daha sonra anlatılacak diğer bazı faktörlerden de etkilenmektedir.

- Bir hava aracı uçuş zamanının çoğunu düz uçuşa harcar.
- Ne kadar taşıma gücü gerekir?
Ağırlıkla aynı miktarda.
- Ağırlık anlık olarak sabit olduğundan, taşıma kuvveti de sabit olmalıdır.
- Gerekli taşıma gücü üretilirken, ne kadar az parazit geri sürükleme üretilirse o kadar iyidir. Çünkü, bu parazit kuvvet üretecek itki ile dengelenmelidir ve bu itkinin de maliyete neden olmaktadır.
- Minimum sürükleme ile maksimum taşıma belirli bir hucum açısında sağlanır. Bu açı, modern kanatlarda yaklaşık 4° dir. Bu "Optimum açı" korunduğunda maksimum aerodinamik etkinlik elde edilir.
- Taşıma kuvveti kanadın alt ve üst yüzeylerindeki basınç farklılığından oluşmaktadır. Kanadın üst yüzeyinde hızlanan hava akışı, buradaki basıncı azaltır. Bu nedenle, kanat alanı, gereken taşıma gücünü üretebilecek kadar büyük olmalıdır.
- İrtifa arttıkça hava yoğunluğu azalır. Eğer irtifa arttığı halde uçağın hızı sabit tutulursa kanat etrafından geçen hava miktarı azalacağından taşıma da azalır.
- İrtifadaki artış rağmen sabit bir taşıma kuvveti elde edebilmek için, sabit kütle akışı temin edilmelidir. İrtifa arttıkça hava yoğunluğu azaldığından, hava aracının taşıma kuvvetini muhafazası için hava içindeki kanadın hızı ;yani TAS (True air Speed) artırılmalıdır.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 3/30
---	--	---	--

ICAO Standart Atmosfer Kartından da görüleceği gibi, 40.000 ft. te hava yoğunluğu, deniz seviyesindekinin $\frac{1}{4}$ 'ü kadardır. Bu durumu "azalan hava yoğunluğuna karşı TAS'ın ne kadar artırılması gerektiği" probleminde örnek olarak kullanabiliriz.

40.000 FT TE TAŞIMA GÜCÜNÜ SABİT TUTABİLMEK İÇİN TAS İKİ KATINA ÇIKARILMALIDIR.

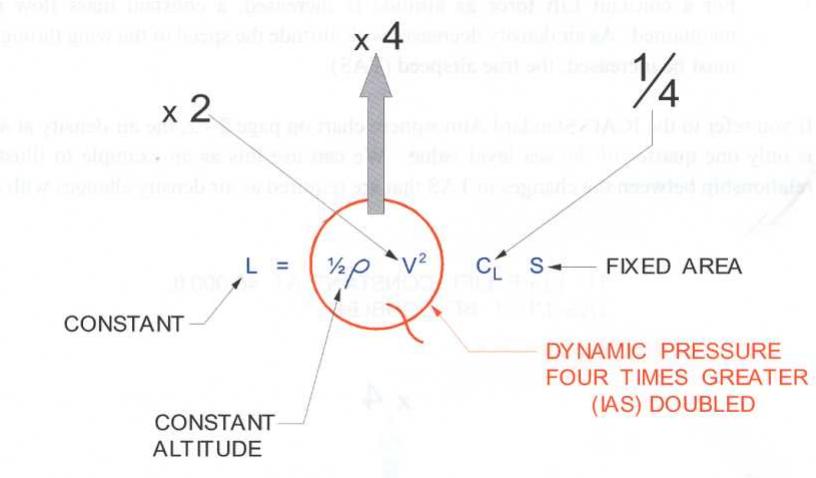


Bu misalde, aerodinamik verimliliğin sağlanması için 4° lik optimum hücum açısının kullanıldığını ve kanat alanının sabit olduğunu kabul edeceğiz.

40.000 ft irtifada, yoğunluk değeri deniz seviyesindekinin $\frac{1}{4}$ 'ü kadardır. Böylece dinamik basıncı sabit tutabilmek için hava aracı hava hızını iki katına çıkarmalıdır. Hava akışının kinetik enerjisi dikkate alınındından TAS'ın karesi alınır ($KE = \frac{1}{4} m V^2$).

Taşıma kuvveti formülü aynı zamanda sabit bir irtifada (aynı zamanda sabit bir yoğunlukta) hız ile hücum açısı arasındaki ilişkiyi değerlendirmekte de kullanılabilir.

EĞER HIZ İKİ KATINA ÇIKARILIRSA, C_L ESKİ DEĞERİNİN $\frac{1}{4}$ ÜNE DÜŞÜRÜLMELİDİR.



	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/30
---	--	---	--

Taşıma kuvvetini sabit tutmak için, hız değişikçe hıcum açısı da ayarlanmalıdır.

Örneğin IAS iki katına çıkarıldığında TAS' ta 2 kat artacak; ve bu durum dinamik basıncın, dolayısıyla da taşıma kuvvetinin 4 kat artmasına neden olacaktır. Uçak hızlandııkça, sabit taşıma kuvvetini muhafaza edebilmek için CL' nin hıcum açısı azaltılarak eski değerinin $\frac{1}{4}$ üne düşürülmeli gerekmektedir.

Buradan görülmektedir ki; IAS yaklaşık olarak dinamik basıncın karekökü ile orantılıdır.

$$IAS \propto \sqrt{Q}$$

Kolaylık ve bu temel prensiplerin daha kolay anlaşılabilmesi için (0.4 M üzerindeki hızlar hariç) TAS' in değişiminin IAS' nin değişimi ile aynı oranda olduğu söylenebilir.

Taşıma formülü, profesyonel bir pilotu ilgilendiren pek çok değişkenin ölçümünde kullanılabilir. Örneğin; hız, minimum düz uçuş hızından % 30 oranında arttırılırsa, CL' yi CLMAX' in %' si olarak hesap edebilir miyiz? (CLMAX minimum düz uçuş hızında uçarken kullanılan C_L değeridir.)

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S ; \text{ bu formülden } CL$$

$$CL = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

Yoğunluk, taşıma kuvveti ve kanat alanı sabit olduğundan $CL \propto 1/V^2$ yazılabilir. Minimum düz uçuş hızının %30 fazlası 1.3 olarak ifade edilirse;

$$1/V^2, 1/(1.3)^2 \text{ ye döñeektir. } 1/1.69 = 0.59 \times 100/1 = \%59$$

Düz ve ufki uçuşu minimum düz uçuş hızının % 30 fazlası ile devam ettirirken CL, CLMAX in % 59 u kadar olacaktır.

GÖZDEN GEÇİRME : Düz ve ufki uçuşa taşıma kuvveti ağırlık kuvvetini dengelemelidir ve herhangi bir anda bu iki kuvvet sabittir.

- a) İrtifa değişikliği nedeniyle değişen yoğunlukta taşıma gücünü sabit tutabilmek için TAS artırılmalıdır.
 - i) İrtifa arttıkça yoğunluk azalır. Bu nedenle TAS artırılmalıdır.
 - ii) İrtifa azaldıkça yoğunluk artar. Bu nedenle TAS azaltılmalıdır.

Sabit bir IAS yi muhafaza etmek yoğunluktaki değişimleri telafi edecktir.

- b) Sabit irtifada hız değiştirildiğinde taşıma gücünü sabit tutabilmek için hıcum açısı ayarlanmalıdır.
 - i) Hız artırıldığında hıcum açısı azaltılmalıdır. Hız iki kat artırıldığında hıcum açısı, CL' yi eski değerinin $\frac{1}{4}$ üne getirecek şekilde azaltılmalıdır.
 - ii) Hız azaltıldığında, hıcum açısı artırılmalıdır. Hız yarıya düşürüldüğünde hıcum açısı, CL' yi 4 kat artıracak kadar artırılmalıdır.
- c) Genellikle seyir hızı, uçağın optimum hıcum açısında (L/D maksimum yaklaşık 4°) uçmasını sağlayacak şekilde seçilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 5/30
---	--	---	--

03.03.0 TAŞIMA EĞRİSİ

Şekil: 01.03.01 örnek bir kanat için, taşıma katsayısının (C_L) hücum açısına göre değişimin işaretlendiği taşıma eğrisini göstermektedir. Hücum açısının sıfır durumunda taşıma üretilmediği için, kanadın simetrik olduğu anlaşılmaktadır.

Taşima eğrisi, çeşitli konfigürasyonlarının özelliklerini göstermesi yönünden uygun ve etkili bir araçtır ve notlarımızda sıkça kullanılacaktır.

Taşima katsayısı, kritik hücum açısına denk gelen CLMAX değerine ulaşılınca kadar, hücum açısından artışla artacaktır. Kritik hücum açısına ulaşıldığında ise yüzeyin üst bölümü üzerinde düzgün hava akışı imkansız hale gelir ve taşıma gücü azalmaya başlar. Bu durumda stol meydana gelir.

Eğrinin yorumlanması: Taşima eğrisi, taşıma denklemiyle beraber incelendiğinde birçok önemli husus açıkça görülür.

- Sabit bir taşıma kuvveti üretebilmek için, dinamik basınçta yapılan bir değişiklik hücum açısı değişikliği ile dengelenmelidir (C_L nin CLMAX dan daha az olduğu durumlarda).
- Sabit bir taşıma kuvvetinin sağlanması için, değişik her dinamik basınç için belirli bir hücum açısı gerekmektedir.
- Minimum dinamik basınç, belirli bir hücum açısında meydana gelen (ortalama 16°) maksimum taşıma katsayı (CLMAX) tarafından belirlenir.
- $C_{L MAX}$ a denk gelen hücum açısı verilen bir konfigürasyon için sabittir.
- Daha yüksek işletim ağırlıkları nedeniyle daha yüksek taşıma kuvetine ihtiyaç duyulursa, belirli bir hücum açısını koruyabilmek için dinamik basınçın da büyümesi gereklidir.
- İşletim ağırlığı büyündükçe, minimum dinamik basınç da yükselir.

Taşima formülünü belirli değerler için kullanılırken, her bir maddeyi SI birimlerine çevirmek gereklidir. Uçak kütlesi; 60.000 kg (yer çekimi 9.81 m/s² ile çarpılarak ağırlığı bulunabilir), Kanat alanı; 105 m², Yoğunluk 1.225 kg/ m³ (ICAO standart deniz seviyesi).

Taşima denkleminden elde edilecek hız, m/s cinsinden bulunacaktır. 1 deniz mili 6080 ft ve 1 metre 3.28 ft dir.

$$\text{Taşima formülü : } L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S$$

Formülden V çekildiğinde;

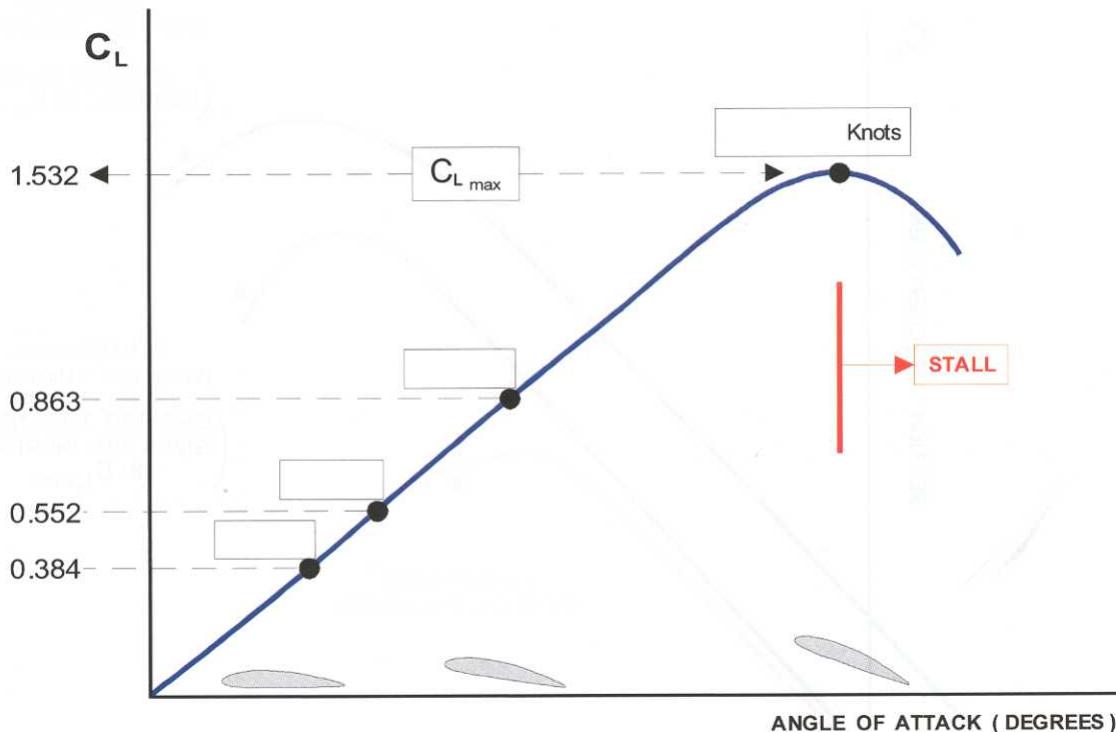
$$V = \sqrt{\frac{L}{\frac{1}{2} \rho C_L S}}$$

Şekil: 01.03.01 e göre aşağıdaki soruları cevaplayın :

- Düz ve ufkı uçuş için kaç Newtonluk taşıma kuvveti gereklidir?
- İşaretlenen her taşıma katsayısi için hızı deniz mili cinsinden hesaplayın?
- Düz uçuşa kullanılabilecek en düşük hız nedir?
- Düz uçuşa, mümkün olan en düşük hızda uçulduğunda kullanılması gereken taşıma katsayı nedir?

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/30
---	--	---	--

- e) Her hücüm açısı belirli bir hız gerektirir mi?
- f) Hız arttırıldığında, düz uçuşu devam ettirebilmek için hücüm açısında nasıl bir ayarlama yapılmalıdır?
- g) İrtifa arttıkça hava yoğunluğunun azalması sonucu, gereken taşıma gücünü muhafaza edebilmek için ne yapmak gereklidir?
- h) Sabit bir irtifada hız yarıya indirilirse, düz uçuşu devam ettirebilmek için hücüm açısından nasıl bir ayarlama yapılmalıdır?

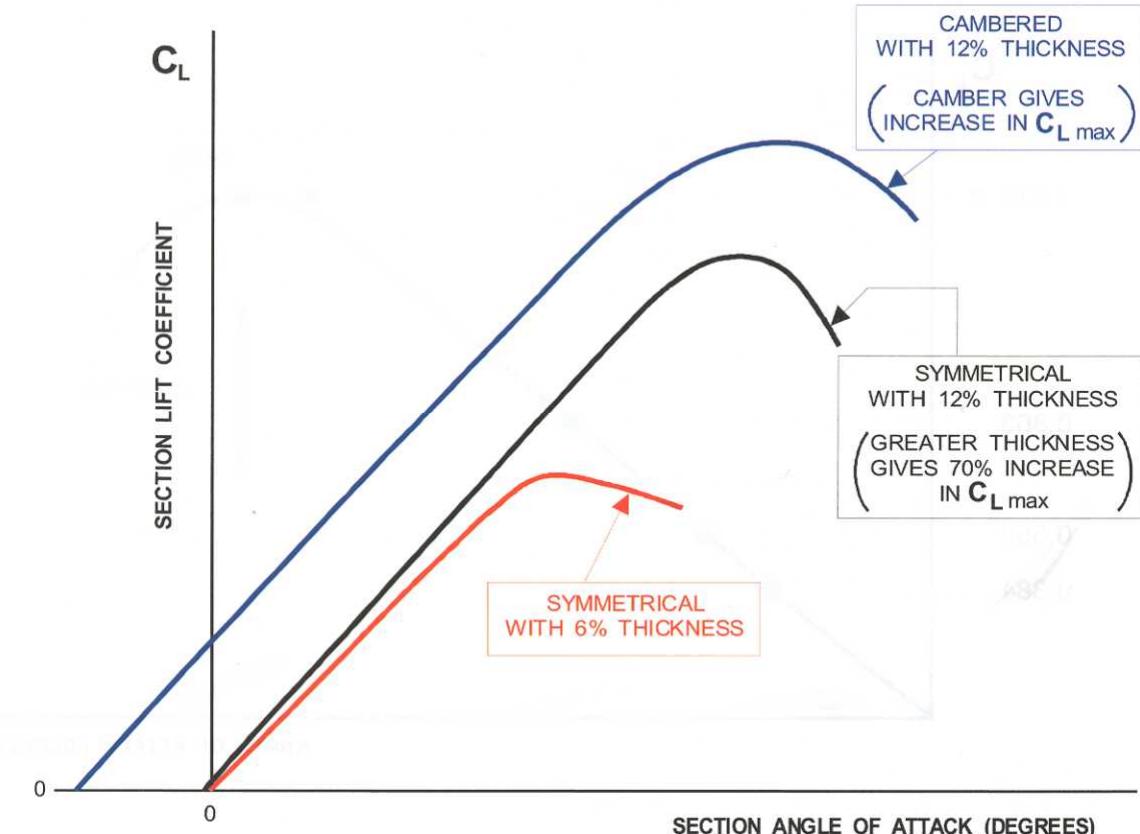


Şekil: 01.03.01

Şekil: 01.03.02 yi kullanarak aşağıdaki soruları cevaplayın :

- a) Bombeli profilin CLMAX' I belirgin derecede yüksek olmasının nedeni nedir?
- b) Aynı hücüm açısı için Simetrik profilin ürettiği taşıma gücünün bombeli profile göre daha az olmasının nedeni nedir?
- c) % 12 kalınlığında bombeli bir profilin, düşük negatif hücüm açılarında az bir miktar taşıma gücü üretmesinin nedeni nedir?
- d) Verilen bir hücüm açısında % 6 kalınlığındaki simetrik bir profil en düşük miktarda taşıma gücü üretmektedir. Bu durum nasıl istenen bir özellik haline getirilebilir?
- e) % 6 kalınlığında simetrik bir profilin dezavantajları nelerdir?

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 7/30
---	--	---	--



Şekil: 01.03.02

03.04.00 HIZ - DİNAMİK BASINÇ İLİŞKİSİ

Kuvvet eşitliklerinde kullanılan hız ile dinamik basınç arasındaki ilişkiyi anlamak çok önemlidir. Kuvvet eşitliğindeki hız uçağın hava içindeki hızı, bir başka deyişle TAS' tır.

Verilen bir hücum açısında: "Sabit bir taşıma gücü temin edebilmek için dinamik basınç sabit tutulmalıdır". Uçak hava yoğunluğunun deniz seviyesi ISA' sında olmadığı herhangi bir irtifada uçarken; TAS , yoğunluk değişim oranında değişimelidir. İrtifa arttıkça, aynı dinamik basıncı sağlayabilmek için TAS da artırılmalıdır. ($Q = \frac{1}{2} \rho V^2$)

03.04.01 Profil taşıma karakteristikleri: Değişik kalınlık ve bombeye sahip her profil farklı $-C_L$ eğrisi üretecektir. Şekil: 01.03.02 de, çeşitli kalınlık ve/veya bombelerdeki profillerin karşılaştırmaları gösterilmektedir.

- Simetrik bir profilden kalınlığındaki artış, daha yüksek bir CLMAX sağlar.*
- Bombeleşme, CLMAX üzerinde faydalı bir etki yaratır.*

Maksimum taşıma katsayısının önemi açıktır: CLMAX büyükçe stol hızı azalacaktır. Ancak bununla birlikte, yüksek CLMAX için gereken kalınlık ve bombe, kabul edilemez derecede düşük MCRIT yaratarak, geri sürüklenebilir ve yüksek hızlarda dönüş momentlerini artıracaktır. Yani, yüksek bir CLMAX profilde olması gereken özelliklerden yalnızca bir tanesidir.

Buradaki önemli nokta, yüksek bir CLMAX değerinin, düşük bir minimum uçuş hızına imkan vereceğidir.

03.04.02 Minimum Uçuş Hızı (stol hızı): Bir profilde CL, CLMAX sağlanana dek hücum açısından birlikte artar. Bu noktadan sonra hücum açısında meydana gelecek her artış, havanın profilenin üst yüzeyi üzerindeki düzgün akışının bozularak yüzeyden ayrılmamasına neden olarak C_L yi azaltacaktır. CLMAX minimum uçuş hızına denk geldiğinden önemli bir referans noktasıdır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/30
---	--	---	--

Minimum uçuş hızını azaltmak maksadıyla profil bombesinin artırılması, ortaya çıkan yüksek geri sürükleme nedeniyle verimli seyir hızını düşürecektir. Bu nedenle **en iyi yöntem, verimli seyir hızının yüksek olmasını sağlayacak bir profil kullanıp düşük hızda uçmak gereğinde kanat bombesini geçici olarak artırmaktadır.** Bu da kanadın húcum veya firar kenarlarına yerleştirilen ayarlanabilir bölmelerle, yani flap'larla mümkündür.

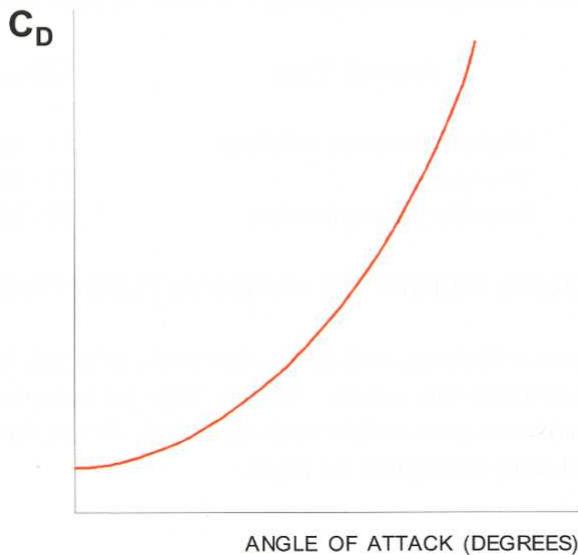
03.05.0 SÜRÜKLEME (DRAG) KARAKTERİSTİKLERİNE GİRİŞ

Sürükleme, nispi rüzgara paralel ve uçuş yolunun ters yönünde etki eden net bir aerodinamik kuvvettir. Büyük, kalın, kaba şekilli gövdeler dengeli basınç dağılımı sağlayamadığı için daha fazla geri sürükleme özelliği göstereceklerdir. Buna karşın düzgün hava akımı sağlayacak şekildeki cisimlerde oluşan sürükleme kuvveti temel olarak yüzey sürtünmesinden kaynaklanır. Diğer aerodinamik kuvvetler gibi sürükleme kuvveti de; dinamik basınç, sürükleme katsayısı ve yüzey alanının bir sonucudur.

$$D = Q \cdot C_D \cdot S$$

PRINCIPLES OF FLIGHT

LIFT



Şekil: 01.03.03

Geri sürükleme kuvveti; dinamik basıncın, geri sürükleme katsayısının ve yüzey alanının çarpımıdır. C_D ise sürükleme basıncının dinamik basınç oranıdır. Düşük húcum açılarında C_D 'de düşüktür. C_D nin húcum açısına göre değişimi grafiğe taşındığında elde edilen eğri Şekil: 01.03.03 de gözüktüğü gibi olacaktır. Düşük húcum açılarında, húcum açılarındaki küçük değişimler, C_D 'de sadece küçük değişimler yaratır. Fakat büyük húcum açılarında C_D 'de oldukça yüksektir ve húcum açılarındaki çok küçük değişiklikler bile C_D 'de çok büyük değişikliklere neden olur. Stol oluştugunda C_D de de çok büyük artış olacaktır.

03.05.01 Taşıma / Sürükleme oranı :

Taşıma ve geri sürüklemenin ayrı ayrı incelenmesi yerine daha verimli bir taşıma kuvveti üretebilmek amacıyla, ikisi arasındaki oranın L/D incelenmesi gerekir. Yüksek bir L/D yüksek verimliliğe işaret eder.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/30
---	--	---	--

Şekil: 01.03.01 ve 01.03.03 teki tipik taşıma ve sürükleme grafiklerinde belirli hücum açıları için CL / CD oranları her hücum açısı için rahatlıkla hesaplanabilir. Bu şekilde oluşan grafik, Şekil: 01.03.04, L/D oranının hücum açısından artış ile belli bir maksimum noktaya kadar arttığını, ve daha sonra $C_{L\text{MAX}}$ 'ı veren hücum açısına daha ulaşılmadan azalmaya başladığını göstermektedir.

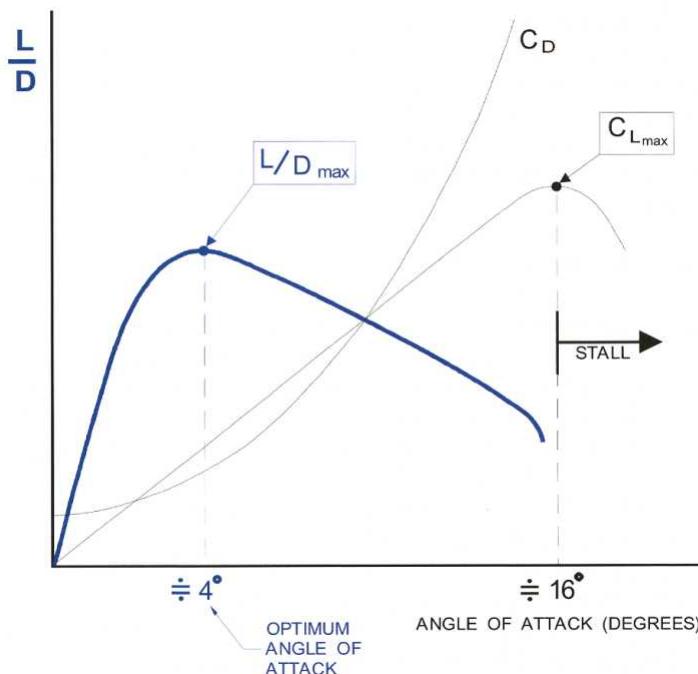
NOT: Şekil: 01.03.04 te görülen taşıma, geri sürükleme ve L/D grafikleri farklı ölçeklerdedirler ve grafiklerin kesişmesi herhangi bir yorumu yol açmamalıdır.

Maksimum taşıma/sürükleme oranı (L/D_{max}) belirli bir profil için, yalnız belirli bir hücum açısında elde edilebilir. Bu açı optimum hücum açısı olarak adlandırılır ve yaklaşık 4° dir. Uçak L/D_{max} hücum açısından düz uçuşa uğuruluyorsa, istenen taşıma kuvveti, en az sürükleme kuvvetiyle elde edilir. L/D_{max} hücum açısından daha farklı bir açı kullanıldığında ise L/D oranı azalır ve belirli bir taşıma kuvvetine denk gelen sürükleme artar.

Şekil: 01.03.04 te gösterilen hava aracının L/D_{max} oranı 12.5 verilmiştir. Hava aracının düz uçuşa 588.600 N luk bir ağırlığı olduğunu farz edelim. Şayet L/D_{max} a denk gelecek hücum açısı ve hızda uçulursa, geri sürükleme $588.600/12.5 = 47.088$ N olacaktır. Bu hızdan daha fazla veya az hız, 47.088 N luk geri sürükleme kuvvetinden daha fazla olacaktır. Aynı hava aracı, daha fazla veya az gros ağırlık ile үçsa da yine 12.5 olacak L/D_{max} yine aynı hücum açısında elde edilecektir. Ancak, gros ağırlıktaki değişiklik, C_L ve hücum açısı aynı kalacağından hızda değişiklik gereklidir. Daha az ağırlık, L/D_{max} a denk gelen hücum açısında kalmak için daha düşük IAS gereklidir.

Hava aracının dizaynının L/D oranına büyük bir etkisi vardır. Uçak tiplerine göre tipik değerler aşağıda görülmektedir.

<u>Hava aracı tipi</u>	<u>L/D_{max}</u>
Yüksek performanslı deniz uçağı	25 - 60
Ulaştırma	12 - 20
Pervaneli eğitim	10 - 15



Şekil: 01.03.04

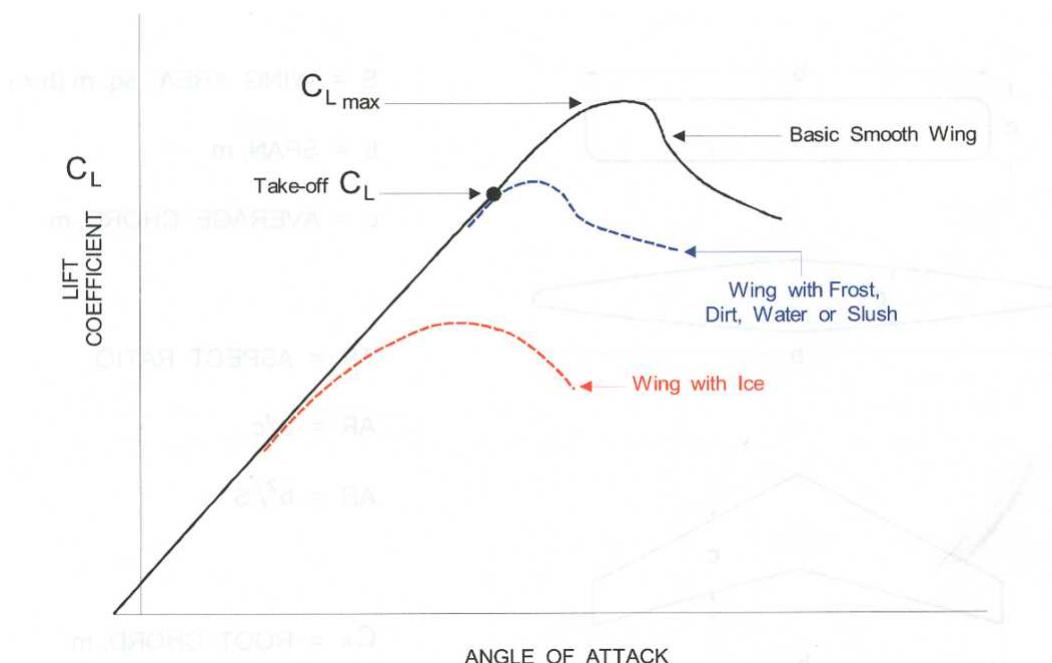
	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 10/30
---	--	---	---

03.06.00 MİNİMUM UÇUŞ HİZINA HAVA ARACI AĞIRLIĞININ ETKİSİ

Bir aerodinamik kesit daima aynı húcum açısından stol olur, fakat hava aracı ağırlığı stol olayının olacağrı hızı etki eder. Modern büyük jet uçaklarında yakıt, maksimum gros ağırlığın büyük bir yüzdesini oluşturur. Bu yüzden uçuş boyunca gros ağırlık değişeceğinden, stol hızı da uçuş boyunca değişecektir. Bu yüzden uçuş esnasında özellikle inişlerde stol olmamak için bu durum dikkate alınmalıdır.

03.05 YÜZYEY DURUMU

Bozuk yüzey, özellikle de húcum kenarına yakınsa profil karakteristikleri üzerinde oldukça etkilidir. Özellikle CLMAX húcum kenarı pürüzlerine karşı çok hassastır. Şekil: 01.03.05' te pürüzlü húcum kenarının etkisi, düzgün yüzeyle karşılaştırılmıştır. Húcum kenarından firar kenarına doğru kordonun %20 si kadar mesafeden sonraki pürüzlerin $C_{L\text{MAX}}$ değerine olan etkisi çok azdır. Buzlanma ve yağmur sularının yanı sıra park alanlarında kanat üzerinde biriken kir ve talaş yüzey pürüzlenmesini arttıran önemli faktörlerdir. Şekilde çeşitli nedenlerle düzgün olmayan yüzeylerle, düzgün yüzeylerin mukayesesini görülmektedir.



Şekil: 01.03.05

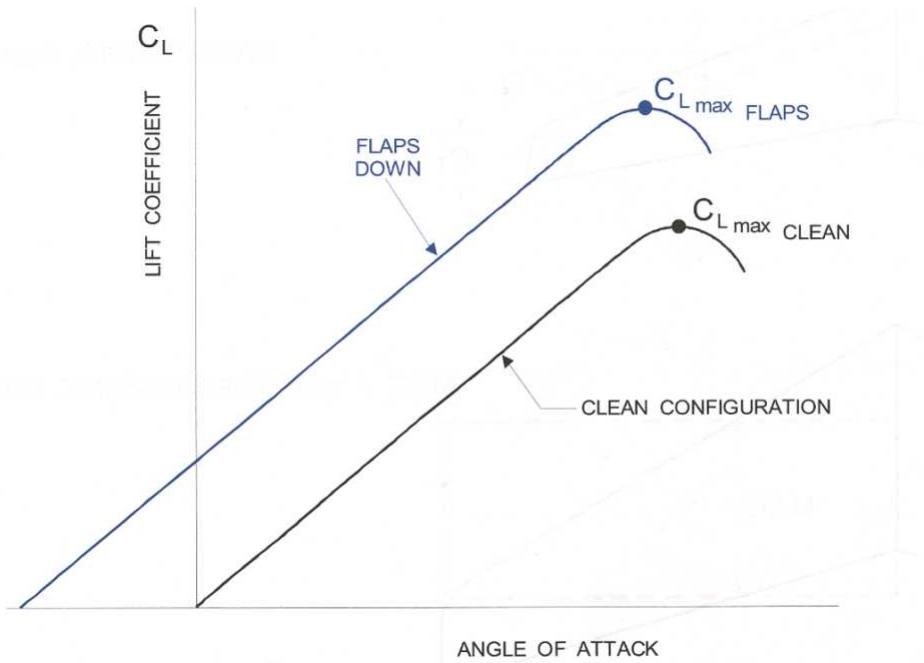
03.08.00 YÜKSEK TAŞIMA KOŞULLARINDA UÇUŞ

Bir uçağın aerodinamik taşıma karakteristikleri taşıma katsayıları eğrisi ile gösterilir. Şekil:01.03.06 da yer alan bu tarz bir eğri normal ve flaplari aşağıda olan bir uçak konfigürasyonuna aittir. Böyle bir konfigürasyonda húcum açısı arttıkça, maksimum taşıma katsayısına ulaşıcaya kadar taşıma katsayısı da artacaktır. Húcum açısının daha fazla artırılma durumunda stol meydana gelecek ve taşıma katsayısı düşecektir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 11/30
---	--	---	---

03.08.01 YÜKSEK TAŞIMA ARAÇLARININ ETKİSİ :

Flap, slot, slat, vs. gibi yüksek taşıma araçlarının ana amacı, profiline $C_{L MAX}$ değerini artırrarak minimum hızı azaltmaktadır (stol hızını düşürmektedir). Dolayısıyla kalkış ve iniş hızları ve mesafeleri de azalacaktır. Şekil: 01.03.06 da tipik bir yüksek taşıma aracının etkilerine ait eğriler yer almaktadır. Flapların indirilmesinin temel amacı $C_{L MAX}$ i artırrarak belli bir taşıma katsayısı için hücüm açısını azaltmaktadır. $C_{L MAX}$ daki artış stol hızında düşüşe neden olacaktır.



Şekil: 01.03.06

03.09.00 ÜÇ BOYUTLU HAVA AKIŞI :

Bu bölüme kadar hep iki boyutlu hava akımı inceledik. Bu, gerçek hava akış paternlerinin incelenmesi için bir temel oluşturmaktadır. Profildeki anlık basınç değişimleri bile hava akış yönünü değiştirerek havanın düşük basınçlı bölgelere akmasına neden olur. Üç boyutlu hava akışı, etkili hücüm açısının değişmesine neden olur, sürüklemeyi artırır, stol karakteristiklerini değiştirir ve uçağın kontrol ve dengesini etkileyebilir. Bu andan itibaren sadece bir profil değil tüm kanat dikkate alınacaktır.

03.10.00 KANAT TERMINOLOJİSİ (Şekil: 01.03.07)

03.10.01 Kanat Alanı (S): Kanat yüzey alanıdır. Bu alanın bir bölümü gövde veya motor bağlantılarına ayrılsa da, bu yüzeylerdeki basınç aktarımı tüm kanat yüzeyinin değerlendirilmesine imkan tanır.

03.10.02 Kanat Açıklığı (b): Kanadın bir ucundan diğer ucuna olan uzaklığı.

03.10.03 Ortalama Kordo (c): Geometrik ortalama. Kanat açıklığı ve ortalama kordonun çarpımı kanat alanına eşittir ($b \times c = S$).

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 12/30
---	--	---	---

03.10.04 Aspect Ratio (Açıklık Oranı) - (AR): Kanat açıklığının ortalama kordoya olan oranıdır. Eğer ortalama kordo kolay belirlenemiyorsa bir başka formülasyon olan (b^2/S) de kullanılabilir. Kanadın açıklık oranı aerodinamik karakteristiklerle yapısal ağırlığı belirleyen bir faktördür. Açıklık oranları 3'ten (savaş jeti) 35'e (deniz uçağı) kadar değişiklik gösterir. Taşımacılıkta kullanılan modern yolcu jetlerinde ise yaklaşık 12' dir.

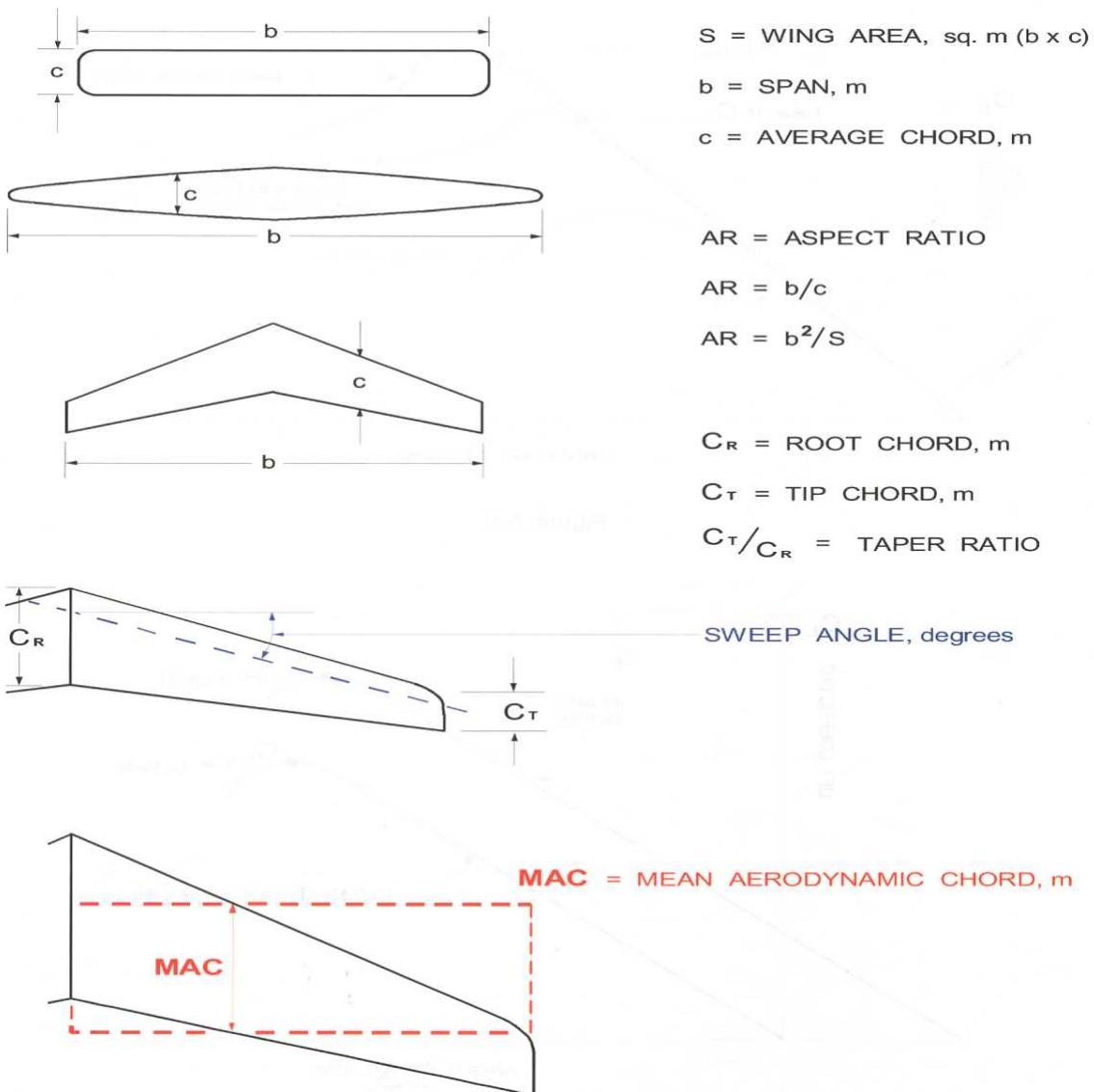
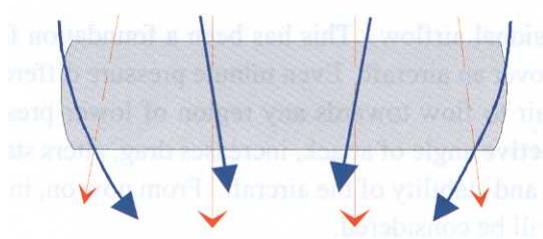
03.10.05 Root (Kök) Kordosu (C_R): Kanat merkez hattındaki kordo uzunluğudur.

03.10.06 Kanat Ucu Kordosu (C_T): Kanat ucundaki kordo uzunluğudur.

03.10.07 Taper (Kanat İncelme) Oranı (C_T / C_R): Kanat ucu korda uzunluğunun kök korda uzunluğuna oranı olup, köşeli kanatlarda 1.0 olan bu oran, sivri uçlu delta kanatlarda ise 0.0 dır.

03.10.08 Sweep Açısı: Kanat boyunca olan tüm %25 korda noktalarının birleşiminden oluşan çizgi ile kök korda hattı arasındaki açıdır. Kanat sweep i sıkıştırma, maksimum taşıma ve stol karakteristiklerinde belirli değişiklikler oluşturur.

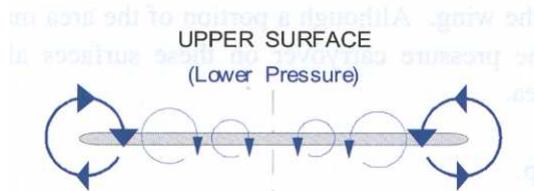
03.10.09 Ortalama Aerodinamik korda (MAC): Plan alanının ortalama geometrik merkezinden çizilen korda hattıdır. Bu korda ve aynı kanat açılığına sahip dikdörtgen bir kanat özdeş yunuslama momenti karakteristiklerine sahiptir. MAC, uçağın referans ekseniinde yer alır ve uzunluk ekseni dengesi için ana referanstır.

**Şekil: 01.03.07****03.11.00 KANAT UCU VORTEXLERİ****Şekil: 01.03.08**

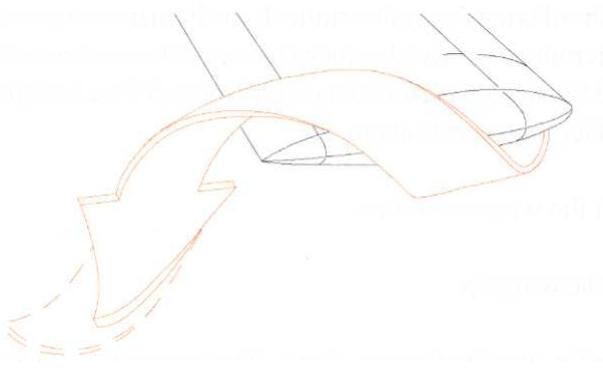
Kanadın üst yüzeyinde akan hava, alttakinden daha düşük basınç sahiptir. Firar kenarı ve kanat uçları bu iki havanın karşılaştığı yerlerdir. Basınç farklılığı, akış yönünü üst yüzeyde kanat köküne, alt yüzeyde ise kanat ucuna doğru akış yaratacak şekilde etkiler (Şekil: 01.03.08). Kanat terminolojisinde kanada her zaman arkadan bakılmaktadır. Buna göre sol kanat ucunda saat yönünde, sağ kant ucunda ise saat yönünün tersine hareket eden vorteksler oluşur (Şekil: 01.03.09, 01.03.10 ve 01.03.11)

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 14/30
---	--	---	---

Yüksek hucum açılarında(düşük IAS' lerde) kanat üzerinden geçen havanın vektörü kanat ekseni boyunca hareket eden vektöre göre küçüleceğinden, vorteksler daha güçlü bir etkiye sahip olacaklardır.

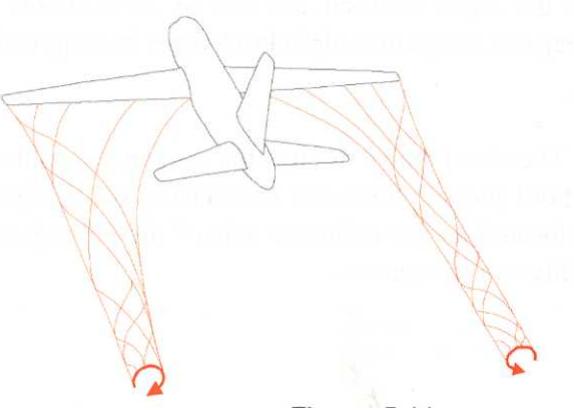


Şekil: 03.09



Şekil: 01.03.10

03.11.01 İndüklenmiş Aşağı Akımlar (Şekil: 01.03.12)

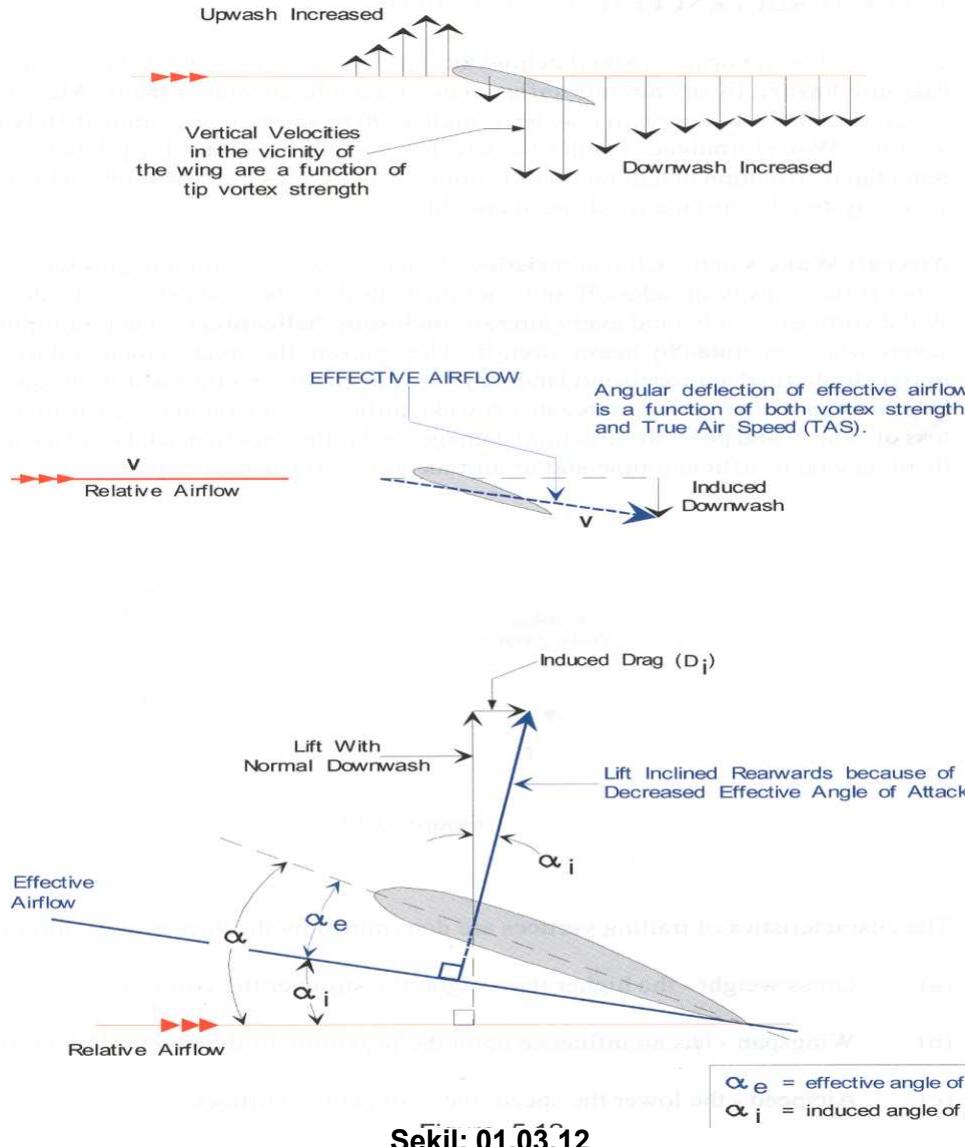


Şekil: 01.03.11

Firar kenarı vortexleri kanadın hem önündeki hem arkasındaki hava akışında dikey hız bileşenleri yaratır. Bu dikey hız bileşenleri aşağı ve yukarı akımları kuvvetlendirir. Bu vortexler yukarı akım (upwash) ve aşağı akım (downwash)ları kuvvetlendirir. Bunun sonucu olarak da firar kenarı vortexleri kanada etki eden etkin hucum açısını azaltır. Vortexler ne kadar kuvvetli olursa etkin hucum açısından azalma da o kadar çok olur. Etkin hucum açısından bu azalmadan dolayı da kanadın ürettiği toplam taşıma kuvveti, kanatta enine basınç farklılığı olmadığı zamanda üretilen değerin altında olacaktır. Kaybolan taşıma gücünü yeniden temin için hucum açısı artırılmalıdır.

Ancak bu da sürüklemenin artmasına yol açacaktır. Oluşan bu ilave sürüklemeye "İndükleme Sürüklemesi" denir. Kısacası vortexler güçlendikçe, indükleme sürüklemesi de büyüyecektir. Kanat ucu vortexları, özellikle aşağı ve yukarı akımlara olan etkileri hava aracının aerodinamik, denge ve kontrolundaki önemli etkiler meydana getirecektir.

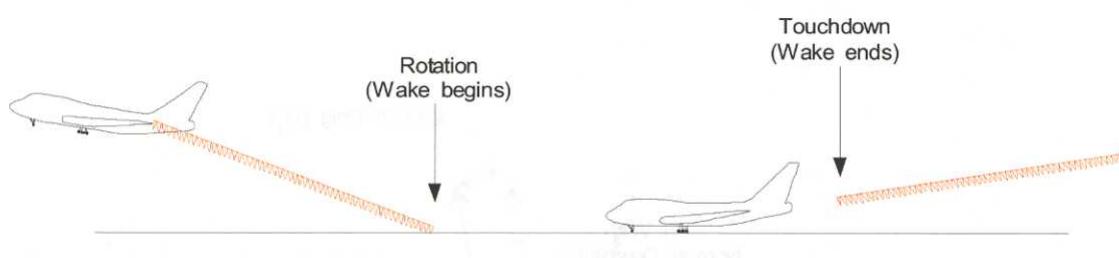
	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 15/30
---	--	---	---



Şekil: 01.03.12

03.12 KUYRUK (WAKE) TÜRBÜLANSLARI

Uçağın gerisinde bıraktığı kanat ucu vorteksleri, arkadaki uçak için belli bir mesafeye kadar önemli bir tehlike yaratır. Vortekslerin hızı, uçağın hemen gerisinde 90m/s (300 ft/s) ye kadar ulaşabilir. Kuyruk turbülansları herhangi bir şekilde tespit edilemediklerinden, pilotların, bunların dağılımlarına ve sürelerine ve de mevcut rüzgar hızının ve yönünün bu turbülansa yapacağı etkiler konusunda oldukça dikkatli olmaları gereklidir.



Şekil: 01.03.13

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 16/30
---	--	---	---

03.12.01 Kuyruk Türbülansı Karakteristikleri :

Kuyruk türbülansı kalkışta burun tekerinin yerden kesilmesiyle başlar ve inişte burun tekerinin yere temas etmesiyle sona erer. Tüm uçak ve helikopterler kuyruk türbülansı üretirler ancak büyük uçakların ürettiği kuyruk türbülansları en tehlikeli olanlardır. **Kuyruk türbülanslarının en tehlikeli olduğu zamanlar kalkış, ilk tırmanış, yaklaşma ve iniş aşamalarında, bir başka deyişle birçok uçağın geçtiği yere yakın bölgelerdir.** Kuyruk türbülansının zararları kontrol kaybı ve muhtemel yapısal hasarlar şeklinde olabilir. Ancak bu etkiler yere çok yakın bölgelerde olursa muhtemel bir faciadan kurtulmak için yeterli zaman ve irtifa olmayabilir.

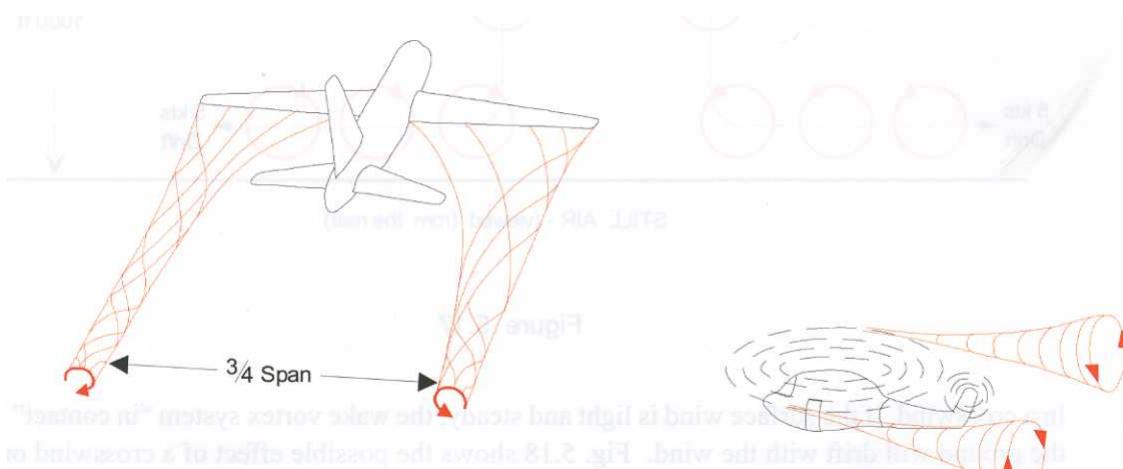
Kuyruk türbülanslarının karakteristikleri, türbülansı yaratan hava aracına göre değişir;

- a. Uçak ağırlığı arttıkça vortexler güçlenir.
- b. Kanat açıklığı arttıkça vortexler güçlenir.
- c. Sürat azaldıkça vortexler güçlenir.
- d. Uçak "temiz" konfigürasyonda ise vortexler daha güçlüdür.
- e. Hüküm açısı arttıkça vortexler güçlenir.

Genel kaide olarak; hava aracı büyündükçe, vorteks büyür ve muhtemel tehlikesi de artar. Ayrıca helikopterlerin ürettiği vorteks sabit kanatlı uçaklarından fazladır.

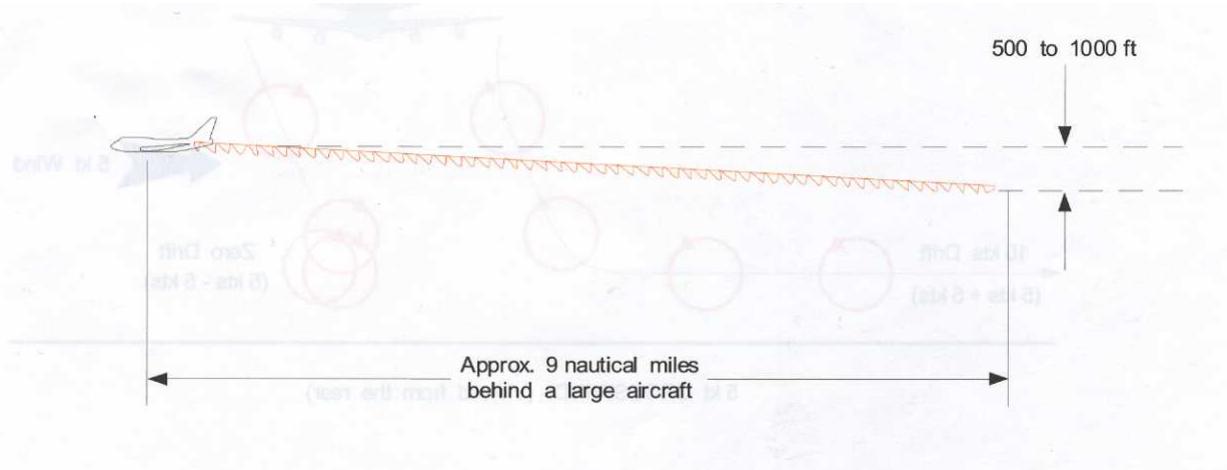
03.12.02 Kuyruk Türbülansının Genişliği :

Kanat uçlarından dağılan vortexlerin birbirinden uzaklışı, kanat açıklığının yaklaşık $\frac{3}{4}$ 'ü kadardır. Rüzgarsız havada aşağı doğru iniş eğiliminde olurlar ve uçuş yolunun yaklaşık 500-1000 ft kadar aşağısına inerler. Büyük bir uçağın ürettiği kuyruk türbülansı 9 deniz miline kadar etkili olabilir (Şekil: 01.03.14 ve 01.15, 16).



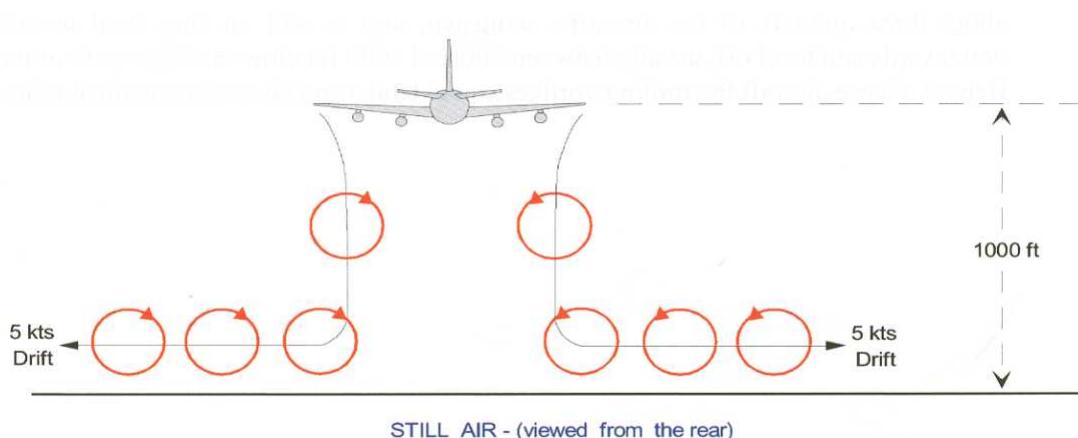
Şekil: 01.03.14 ve 15

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 17/30
---	--	---	---

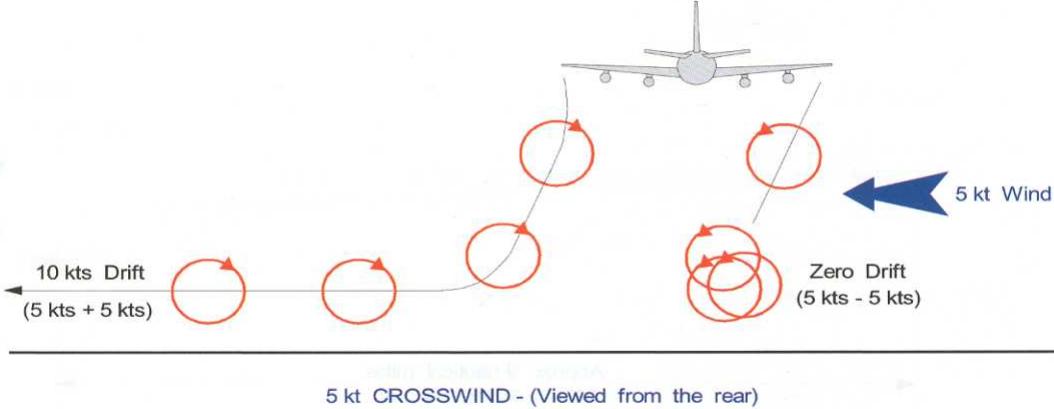
**Şekil: 01.03.16****03.12.03 Yere Yakın vorteks Hareketleri**

Şekil: 01.03.17 yerden yüksekliği 1000ft e kadar olan bir uçağın yarattığı Vortexlerin aşağı doğru hareket edip yere dokunduktan sonra uçağın kanat açıklığının yarısı kadar bir yükseklikte yanlara doğru yaklaşık 5 kt. hızla dağıldığını göstermektedir.

Yan rüzgarlarda (Şekil: 01.03.18), eğer rüzgar şiddetli hafif ve istikrarlı ise, kuyruk turbülansı rüzgarla sürüklenebilir. Ancak bu durumun paralel pistlerde iniş kalkış yapan uçaklar için tehlike yaratabileceği unutulmamalıdır.

**Şekil: 01.03.17**

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 18/30
---	--	---	---



Şekil: 01.03.18

03.12.04 Kuyruk Türbülansının Bozulma Süreci

Atmosferik turbülans, kuyruk turbülansının bozulmasında en etkili faktördür. Rüzgar arttıkça, bozulma süreci de hızlanır.

03.12.05 Kuyruk Türbülansı ile Karşılaşma Olasılığı

Hava trafik kontrol üniteleri tarafından belli ayırma kriterleri uygulanmakta fakat bu her zaman kuyruk turbülansından kaçınmak için bir garanti teşkil etmez. Bu kriterler kuyruk turbülansıyla karşılaşmanın ihtimalini minimuma indirdiği gibi muhtemel etkilerini de en az seviyeye indirir. Ancak yine de özellikle büyük uçakların arkasından iniş- kalkış yaparken çok dikkat edilmelidir. Tehlikeli durumlarla çoğunlukla rüzgarın az olduğu zamanlarda karşılaşılmıştır.

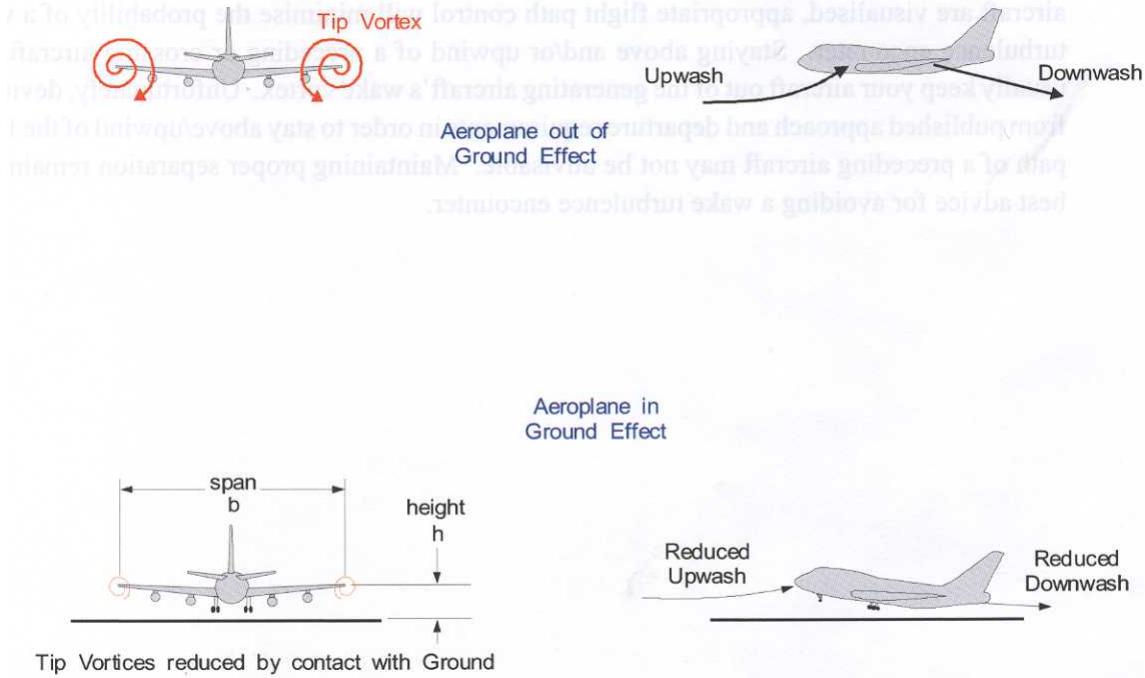
03.12.06 Kuyruk Türbülansından Kaçınma

Önceden geçmiş veya o anda geçen uçakların yarattığı kuyruk turbülanslarının yerleri gözlemlenebilirse, uygun bir uçuş yolu kontrolü kuyruk turbülansına girme olasılığını minimuma indirir. Geçen veya önceden geçmiş bir uçağın üstünden yada önünden uçarak o uçağın yaratmış olduğu kuyruk turbülansından kaçınılabilir. Ancak kuyruk turbülanslarından kaçınmak için, belirlenmiş alçalma ve kalkış paternleri dışına çıkmak tavsiye edilebilir bir yöntem değildir. uçaklar arası uygun açılığın korunması kuyruk turbülanslarından kaçınmak için en tavsiye edilebilir yöntemdir.

03.13.00 YER ETKİSİ

İniş ve kalkışta kanadın yere yakın olması, firar kenarı vortexlerinin tam olarak gelişmesini öner ve zayıflatır (Şekil: 01.03.19). Aşağı ve yukarı akımların azalması, kanat etkili hückum açısının büyümeye sebep olur. Bu nedenle uçak "yer etkisi"nde iken genellikle taşıma gücü artar, indüklemeye sürüklemesi (drag) (CDİ) azalır. İlave olarak, azalan aşağı akımlar, hem C_p 'nin hareket etmesinden dolayı boylamasına eksendeki dengeyi, hem de kuyruk stabilizesinin etkili hückum açısının değişmesi sebebi ile yunuslama momentini etkiler (Şekil: 01.03.21).

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 19/30
---	--	---	---



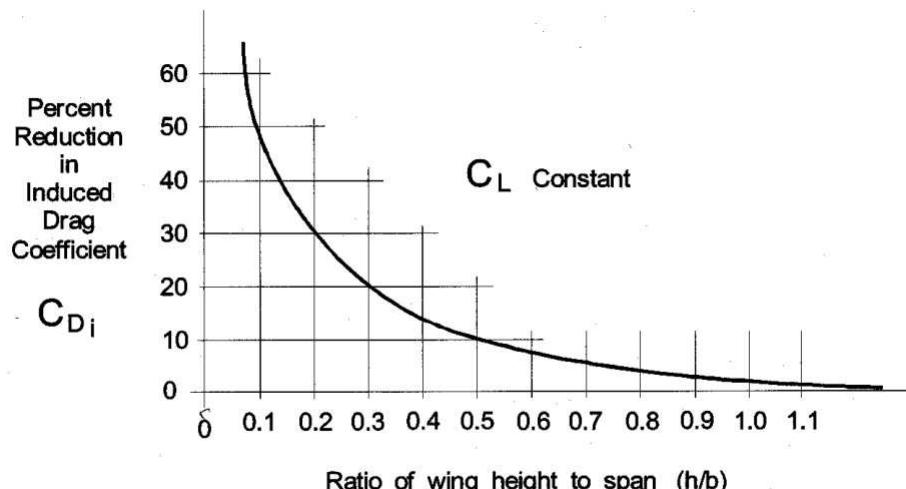
Şekil: 01.03.19

03.13.01 Yer Etkisinin Tesiri

Yer etkisinin derecesi kanadın yerden olan mesafesine bağlıdır. C_{D_i} de büyük azalma sadece kanadın yere çok yakın olması durumunda gerçekleşir (Kanat açıklığının yarısı kadar bir mesafe içinde).

Şekil: 01.03.20'de verilen 40m. kanat açıklığı olsan bir uçak için C_{D_i} deki azalma değerleri şöyledir:

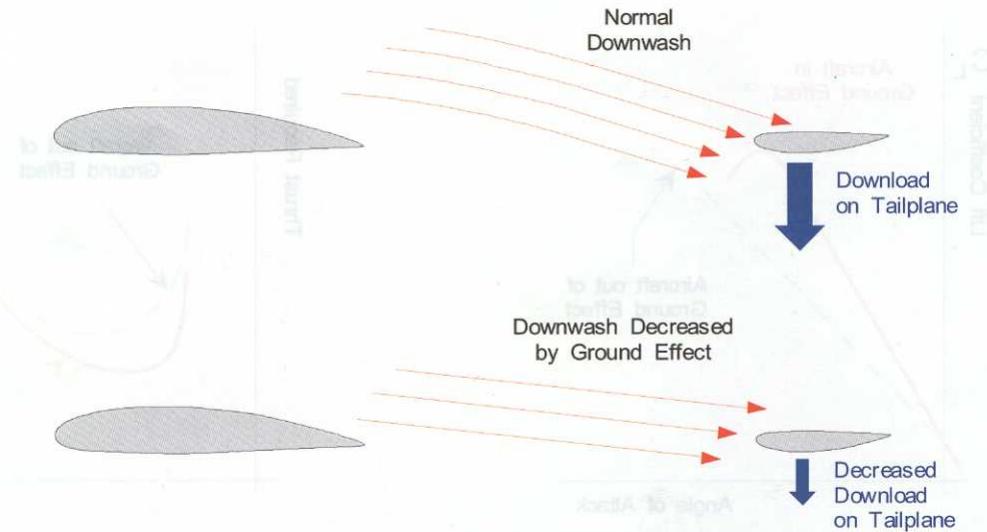
- a. 40 m. yükseklikte C_{D_i} deki azalma % 1.4,
- b. 10 m. yükseklikte C_{D_i} deki azalma % 23.5,
- c. 4 m. yükseklikte C_{D_i} deki azalma % 47.6.



Şekil: 01.03.20

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 20/30
---	--	---	---

Uçağın iniş anında kanadının yerden yüksekliği kanadının gövdeye monte yerinden de etkilenir. (h/b) ile C_{Di} ilişkisini gösteren şekil: 01.03.20'de de görüldüğü gibi iniş anındaki son birkaç metrede C_{Di} deki azalma çok artmaktadır. Genel olarak, kanadı alta monte edilmiş olan uçak, yükseğe monte edilmiş olana göre yer tesirinden daha fazla etkilendiği söylenebilir.



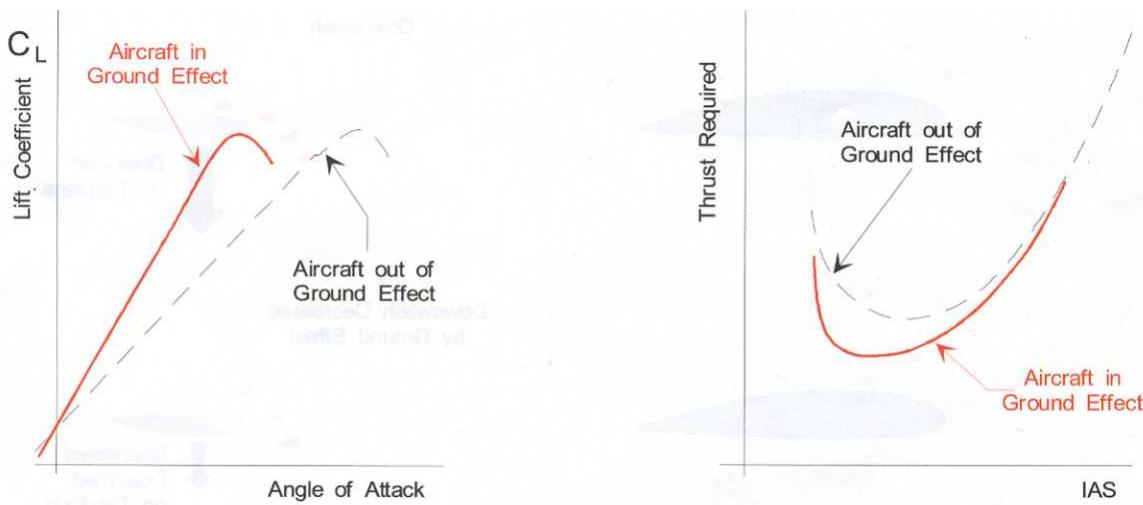
Şekil: 01.03.21

03.13.02 Yüksek ve Alçak Kuyruk Karakteristikleri

Yer yastığının normal etkisi olarak aerodinamik karakteristiği değiştirmesinin yanı sıra, alçak monteli yatay stabilizeli uçaklarda, kanadın arkasında meydana gelen aşağı hava akış açısının değişmesi sebebiyle, kendine ait hücum açısı üzerinde etkisi vardır. Bu özellik yüksek monteli yatay stabilizeli uçaklarda mevcut değildir (şekil: 01.03.21).

03.13.03 Yer Etkisine Giriş

Sabit C_{Di} 'si ve IAS'ı olduğu varsayılan bir uçak, yer etkisine girerken aşağıdaki değişiklikler gerçekleşir.



Şekil: 01.03.22

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 21/30
---	--	---	---

- a. Azalan aşağı akım etkili húcum açısını arttırır. Böylece aynı taşıma katsayısını üretebilmek için daha küçük bir kanat húcum açısı gereklidir. Yer etkisine girilirken yunuslama durumu korunursa, **CL artışı ve C_{Di} azalması nedeni ile kalkış hissi meydana gelebilir** (şekil:01.03.12 ve 22). C_{Di} deki azalma yavaşlamayı azaltacağından fazla hız kalkışın meydana geldiği mesafeyi arttırır. Güç azaltılmadığı sürece uçakta tırmanış etkisi (balonlama) devam edecek ve arzu edilen alçalma yolunun üzerine çıkılacaktır.
- b. Özellikle hızın düşük húcum açısının yüksek tutulduğu kısa inişlerde, **yer etkisine girilmesiyle sert inişe neden olabilecek, stol meydana gelebilir.**
- c. Azalan aşağı akımların etkisi **yatay stabilizerin de etkin húcum açısından bir artış yaratacak**, bu da uçağa burun aşağı bir yunuslama momenti verecektir. İstenen iniş konfigürasyonunun korunması için pilotun burun yukarı moment etkisi yaratacak şekilde yatay stabilizelerin konumunu ayarlamalıdır.
- d. Aşağı – yukarı akımlar ile kanat ucu vortexlarındaki değişimler **ASI de yanlış okumaya yol açabilecek pozisyon hatalarına neden olabilir**. Yanlış okumaların nedeni çoğunlukla, statik mecralardaki basıncın artarak ve ASI ile altimetrenin normalden düşük göstermesine neden olmasıdır.

03.13.04 Yer Etkisinden Çıkış

Yer etkisinden çıkışın yarattığı etkiler, girişteki etkilerin tam tersidir. Sabit bir CL ve IAS ' yi koruduğu varsayılan bir uçak için, yer etkisinden çıkışta meydana gelen değişiklikler şöyledir:

- a. **CL azalacak ve C_{Di} (gerekli itki) artacaktır.** Uçak, aynı CL 'yi koruyabilmek için húcum artırmak durumunda kalacaktır.
- b. Aşağı akımlardaki artış **burun yukarı yunuslama momenti** yaratacak ve pilot, uçağın konfigürasyonunu koruyabilmek için ihtiyaç duyacağı geriye tazyiki azaltacaktır.
- c. Pozisyon hatası değişiklikleri AIS' de hatalı okumaya neden olabilir. Statik mecralardaki basıncı azalarak, AIS ve altimetre de normalin üzerinde değer okunmasına neden olacaktır.
- d. Yer etkisinden dolayı uçak kalkıştan sonra tekrar pisteye düşebileceği bir hızda ve húcum açısından havalandırılabilir. Ancak uçak bu şekilde bir konfigürasyonla havalandırsa yer etkisinden çıkışınca gerekli taşımayı sağlayamayacaktır. Dolayısıyla **kalkışlarda doğru hızı seçmek hayatı öneme haizdir.**
- e. Burun yukarı yunuslama momenti, istenmeyen dönüşlere ve kuyruk çarpmalarına neden olabilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 22/30
---	--	---	---

03.14 ÖZET

Gerekli taşıma gücünün üretilmesindeki 3 önemli faktör:

- a. Dinamik basınç (IAS),
- b. Basınç dağılımı (profil kesiti ve húcum açısı),
- c. Kanat alanı (S).

Sabit bir taşıma kuvveti elde etmek için, her IAS durumuna karşılık gelen bir húcum açısı vardır.

CLMAX' daki húcum açısı sabittir.

Uçak ağırlığı arttıkça bu ağırlığı dengeleyecek taşıma kuvvetini elde edebilmek için aynı húcum açısından daha büyük bir IAS gereklidir.

Belirli bir húcum açısından, irtifa arttıkça sabit bir IAS aynı taşıma kuvvetinin üretilmesine sebep olacaktır.

Belirli bir húcum açısından, nispeten ince bir kanat daha az taşıma kuvveti üretecek ve daha az ve minimum hızı daha yüksek olacaktır.

Şok dalgası oluşumunun geri sürüklemeyi arttırmasından önce, ince kanat daha hızlı uçabilir.

Ince kanatlı bir uçakta kabul edilebilir bir minimum hız elde edebilmek için, yüksek taşıma aletleri kullanmak gereklidir.

Taşıma / sürükleme oranı aerodinamik verimliliği gösteren bir ölçütür.

Kanat yüzeyindeki, özellikle burundan kordonun %20 si kadar geriye kadar olan bölgedeki kirlilik; aerodinamik performansı ciddi biçimde etkiler.

Kanat Ucu Vortexleri :

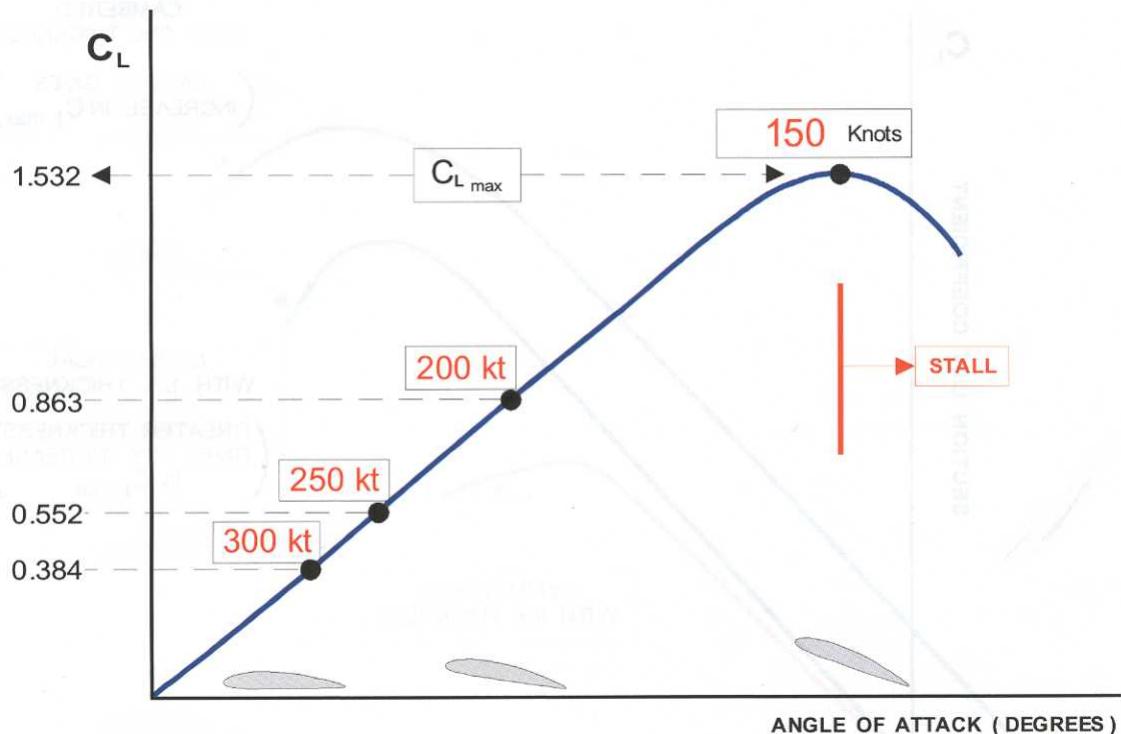
- a. Toplam taşımayı azaltır
- b. Sürüklemeyi arttırır
- c. Aşağı akımları değiştirerek yatay stabilizelerin etkin húcum açlarını değiştirir.
- d. Diğer uçaklar için ciddi bir tehlike olan firar vortexlerini yaratır.
- e. Kanadın stol karakteristiklerini etkiler
- f. Taşıma dağılımını değiştirir.

Vortexlerin ani oluşumu ve oluşan vortexların ani yok oluşunun yarattığı etkilere özellikle kalkış ve inişte dikkat edilmelidir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 23/30
---	--	---	---

Şekil: 01.03.01 deki Soruların Cevapları :

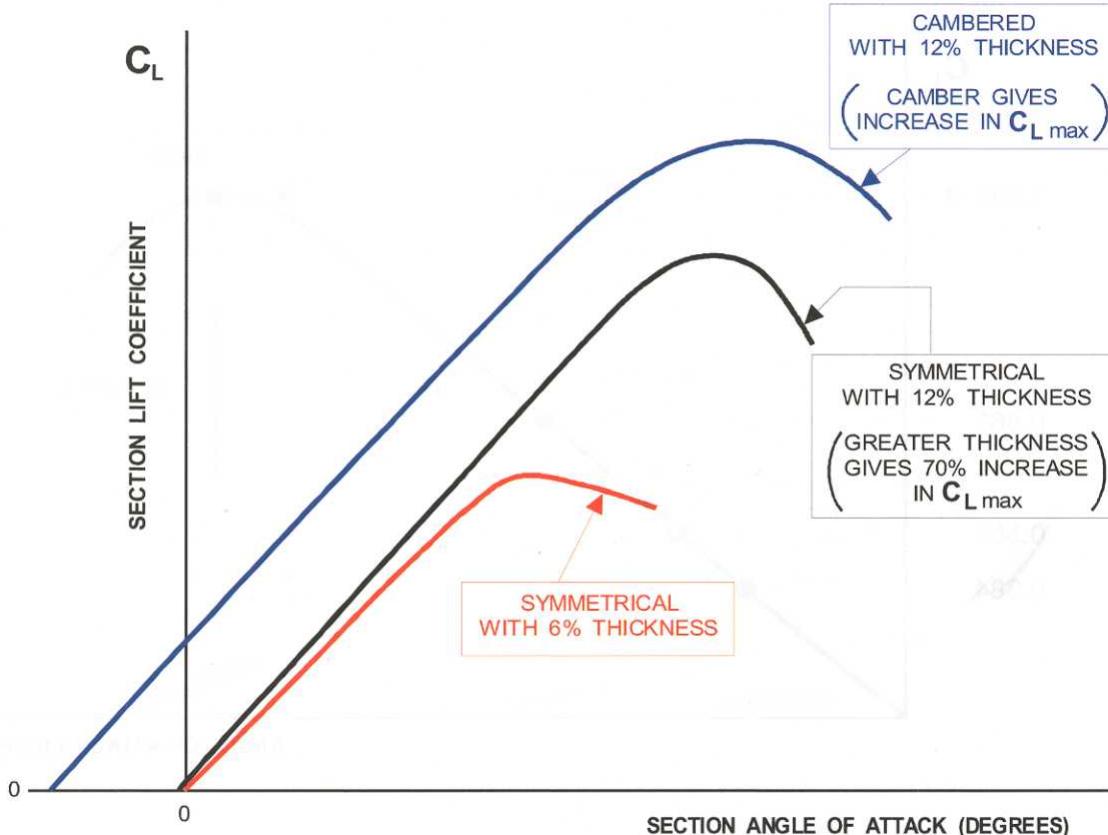
ANSWERS FROM PAGE 5 - 7



- a. 588.600 N
- b. Şekildeki gibi
- c. 150 kt.
- d. CLMAX
- e. Evet
- f. Hüküm açısı azaltılmalıdır.
- g. TAS artırılmalıdır
- h. CL 'yi 4 kat artıracak şekilde artırılmalıdır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 24/30
---	--	---	---

Şekil: 01.03.02' deki Soruların Cevapları :



- Aynı kalınlıkta simetrik bir kesitle karşılaştırıldığında, aynı stol açısından bombeli bir kesitte streamtube ün kesit alanı daha küçüktür ve bu daha büyük bir alan farklılığı oluşmasına neden olacaktır. Bunun sonucu olarak bombeli kesitin üst yüzeyindeki hava akışının hızlanması daha büyütür ve bu daha büyük bir basınç farklılığı yaratır.
- Hücum açısı, kordo hattı ile nispi rüzgar arasındaki açıdır. Aynı hücum açısında simetrik bir profili kesitinin "streamtube" alanları daha büyütür.
- Küçük negatif hücum açılarında bile bombeli profiller küçük bir basınç farklılığı yaratarak belli bir taşıma kuvveti üretebilirler.
- Yüksek hızda uçan modern jet nakliye uçaklarında ince bir kanat, gereklili olan taşıma kuvvetini şok dalgalarının oluşturacağı sürüklemenin minimumu ile sağlayabilir.
- Minimum hızı yüksektir ve mevcut pistleri kullanabilmesi için kompleks yüksek taşıma aletleri gerektirir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 25/30
---	--	---	---

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. To maintain altitude, what must be done as Indicated Air Speed (IAS) is reduced:
 - a) Decrease angle of attack to reduce the drag.
 - b) Increase angle of attack to maintain the correct lift force.
 - c) Deploy the speed brakes to increase drag.
 - d) Reduce thrust.

2. If more lift force is required because of greater operating weight, what must be done to fly at the angle of attack which corresponds to $C_{L MAX}$:
 - a) Increase the angle of attack.
 - b) Nothing, the angle of attack for $C_{L MAX}$ is constant.
 - c) It is impossible to fly at the angle of attack that corresponds to $C_{L MAX}$.
 - d) Increase the Indicated Air Speed (IAS).

3. Which of the following statements is correct:
 - 1 - To generate a constant lift force, any adjustment in IAS must be accompanied by a change in angle of attack.
 - 2 - For a constant lift force, each IAS requires a specific angle of attack.
 - 3 - Minimum IAS is determined by $C_{L MAX}$.
 - 4 - The greater the operating weight, the higher the minimum IAS.
 - a) 1, 2 and 4
 - b) 4 only
 - c) 2, 3 and 4
 - d) 1, 2, 3 and 4

4. What effect does landing at high altitude airports have on ground speed with comparable conditions relative to temperature, wind, and aeroplane weight:
 - a) Higher than at low altitude.
 - b) The same as at low altitude.
 - c) Lower than at low altitude.
 - d) Dynamic pressure will be the same at any altitude.

5. What flight condition should be expected when an aircraft leaves ground effect:
 - a) A decrease in parasite drag permitting a lower angle of attack.
 - b) An increase in induced drag and a requirement for a higher angle of attack.
 - c) An increase in dynamic stability.
 - d) A decrease in induced drag requiring a smaller angle of attack.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 26/30
---	--	---	---

6. What will be the ratio between airspeed and lift if the angle of attack and other factors remain constant and airspeed is doubled. Lift will be:
- a) Two times greater.
 - b) Four times greater.
 - c) The same.
 - d) One quarter.
7. What true airspeed and angle of attack should be used to generate the same amount of lift as altitude is increased:
- a) A higher true airspeed for any given angle of attack.
 - b) The same true airspeed and angle of attack.
 - c) A lower true airspeed and higher angle of attack.
 - d) A constant angle of attack and true air speed.
8. How can an aeroplane produce the same lift in ground effect as when out of ground effect:
- a) A lower angle of attack.
 - b) A higher angle of attack.
 - c) The same angle of attack.
 - d) The same angle of attack, but a lower IAS.
9. By changing the angle of attack of a wing, the pilot can control the aeroplane's:
- a) Lift and airspeed, but not drag.
 - b) Lift, gross weight, and drag.
 - c) Lift, airspeed, and drag.
 - d) Lift and drag, but not airspeed.
10. Which flight conditions of a large jet aeroplane create the most severe flight hazard by generating wingtip vortices of the greatest strength:
- a) Heavy, slow, gear and flaps up.
 - b) Heavy, fast, gear and flaps down.
 - c) Heavy, slow, gear and flaps down.
 - d) Weight, gear and flaps make no difference.
11. Hazardous vortex turbulence that might be encountered behind large aircraft is created only when that aircraft is:
- a) Using high power settings.
 - b) Operating at high airspeeds.
 - c) Developing lift.
 - d) Operating at high altitude.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 27/30
---	--	---	---

12. Wingtip vortices created by large aircraft tend to:
- a) Rise from the surface to traffic pattern altitude.
 - b) Sink below the aircraft generating the turbulence.
 - c) Accumulate and remain for a period of time at the point where the takeoff roll began.
 - d) Dissipate very slowly when the surface wind is strong.
13. How does the wake turbulence vortex circulate around each wingtip, when viewed from the rear:
- a) Inward, upward, and around the wingtip.
 - b) Counterclockwise.
 - c) Outward, upward, and around the wingtip.
 - d) Outward, downward and around the wingtip.
14. Which statement is true concerning the wake turbulence produced by a large transport aircraft:
- a) Wake turbulence behind a propeller-driven aircraft is negligible because jet engine thrust is a necessary factor in the formation of vortices.
 - b) Vortices can be avoided by flying 300 feet below and behind the flightpath of the generating aircraft.
 - c) The vortex characteristics of any given aircraft may be altered by extending the flaps or changing the speed.
 - d) Vortices can be avoided by flying downwind of, and below the flight path of the generating aircraft.
15. What effect would a light crosswind have on the wingtip vortices generated by a large aeroplane that has just taken off:
- a) The downwind vortex will tend to remain on the runway longer than the upwind vortex.
 - b) A crosswind will rapidly dissipate the strength of both vortices.
 - c) A crosswind will move both vortices clear of the runway.
 - d) The upwind vortex will tend to remain on the runway longer than the downwind vortex.
16. To avoid the wingtip vortices of a departing jet aeroplane during takeoff, the pilot should:
- a) Remain below the flightpath of the jet aeroplane.
 - b) Climb above and stay upwind of the jet aeroplane's flightpath.
 - c) Lift off at a point well past the jet aeroplane's flightpath.
 - d) Remain below and downwind of the jet aeroplane's flightpath.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 28/30
---	--	---	---

23. In theory, if the angle of attack and other factors remain constant and the airspeed is doubled, the lift produced at the higher speed will be:
- a) The same as at the lower speed.
 - b) Two times greater than at the lower speed.
 - c) Four times greater than at the lower speed.
 - d) One quarter as much.
24. An aircraft wing is designed to produce lift resulting from a difference in the:
- a) Negative air pressure below and a vacuum above the wing's surface.
 - b) Vacuum below the wing's surface and greater air pressure above the wing's surface.
 - c) Higher air pressure below the wing's surface and lower air pressure above the wing's surface.
 - d) Higher pressure at the leading edge than at the trailing edge.
25. On a wing, the force of lift acts perpendicular to, and the force of drag acts parallel to the:
- a) Camber line.
 - b) Longitudinal axis.
 - c) Chord line.
 - d) Flightpath.
26. Which statement is true, regarding the opposing forces acting on an aeroplane in steady-state level flight:
- a) Thrust is greater than drag and weight and lift are equal.
 - b) These forces are equal.
 - c) Thrust is greater than drag and lift is greater than weight.
 - d) Thrust is slightly greater than Lift, but the drag and weight are equal.
27. At higher elevation airports the pilot should know that indicated airspeed:
- a) Will be unchanged, but ground speed will be faster.
 - b) Will be higher, but ground speed will be unchanged.
 - c) Should be increased to compensate for the thinner air.
 - d) Should be higher to obtain a higher landing speed.
28. An aeroplane leaving ground effect will:
- a) Experience a reduction in ground friction and require a slight power reduction.
 - b) Require a lower angle of attack to maintain the same lift coefficient.
 - c) Experience a reduction in induced drag and require a smaller angle of attack
 - d) Experience an increase in induced drag and require more thrust.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 29/30
---	--	---	---

29. If the same angle of attack is maintained in ground effect as when out of ground effect, lift will:
- a) Increase, and induced drag will increase.
 - b) Increase, and induced drag will decrease.
 - c) Decrease, and induced drag will increase.
 - d) Decrease and induced drag will decrease.
30. Which is true regarding the force of lift in steady, unaccelerated flight:
- a) There is a corresponding indicated airspeed required for every angle of attack to generate sufficient lift to maintain altitude.
 - b) An aerofoil will always stall at the same indicated airspeed; therefore, an increase in weight will require an increase in speed to generate sufficient lift to maintain altitude.
 - c) At lower airspeeds the angle of attack must be less to generate sufficient lift to maintain altitude.
 - d) The lift force must be exactly equal to the drag force.
31. At a given Indicated Air Speed, what effect will an increase in air density have on lift and drag:
- a) Lift will increase but drag will decrease.
 - b) Lift and drag will increase.
 - c) Lift and drag will decrease.
 - d) Lift and drag will remain the same.
32. If the angle of attack is increased beyond the critical angle of attack, the wing will no longer produce sufficient lift to support the weight of the aircraft:
- a) Unless the airspeed is greater than the normal stall speed.
 - b) Regardless of airspeed or pitch attitude.
 - c) Unless the pitch attitude is on or below the natural horizon.
 - d) In which case, the control column should be pulled-back immediately.
33. GIVEN THAT:
- Aircraft A.
 Wingspan: 51 m
 Average wing chord: 4 m
- Aircraft B.
 Wingspan: 48 m
 Average wing chord: 3.5 m
- Determine the correct aspect ratio and wing area.
- a) Aircraft A has an aspect ratio of 13.7, and has a larger wing area than aircraft B.
 - b) Aircraft B has an aspect ratio of 13.7, and has a smaller wing area than aircraft A.
 - c) Aircraft B has an aspect ratio of 12.75, and has a smaller wing area than aircraft A.
 - d) Aircraft A has an aspect ratio of 12.75, and has a smaller wing area than aircraft B.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 30/30
---	--	---	---

34. Aspect ratio of the wing is defined as the ratio of the:

- a) Wingspan to the wing root.
- b) Square of the chord to the wing span.
- c) Wing span to the average chord.
- d) Square of the wing area to the span.

35. What changes to aircraft control must be made to maintain altitude while the airspeed is being decreased:

- a) Increase the angle of attack to compensate for the decreasing dynamic pressure.
- b) Maintain a constant angle of attack until the desired airspeed is reached, then increase the angle of attack.
- c) Increase angle of attack to produce more lift than weight.
- d) Decrease the angle of attack to compensate for the decrease in drag.

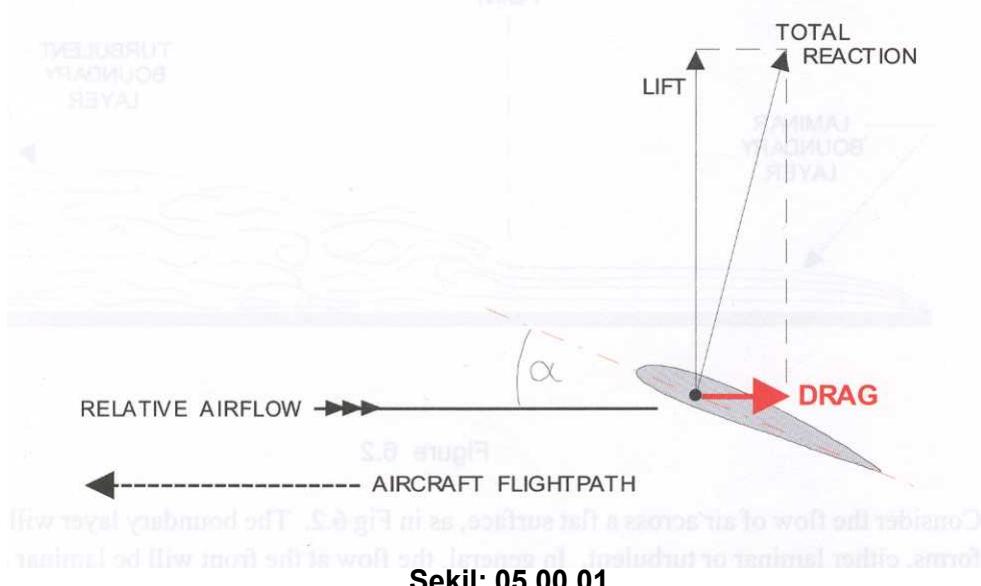
No	A	B	C	D	REF	No	A	B	C	D	REF
1		B				19			C		
2				D		20		B			
3				D		21			C		
4	A					22		B			
5		B				23			C		
6		B				24			C		
7	A					25				D	
8	A					26		B			
9			C			27	A				
10	A					28				D	
11			C			29		B			
12		B				30	A				
13			C			31				D	
14			C			32		B			
15				D		33		B			
16		B				34			C		
17		B				35	A				
18				D							

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/26
---	--	---	--

6. BÖLÜM - 081 01 05 00 SÜRÜKLEME KUVVETİ (DRAG)

01.05.00.01 TANIM

Drag, uçağın ileri hareketine karşı direnç gösteren kuvvettir. Drag, nispi hava akışına (airflow) paralel ve aynı yöndedir (uçağın uçuş yoluna ters istikametedir). Hava akış hızı düşünüldüğünde, uçağın hava içerisindeki hareketi veya havanın uçağın üzerinden geçişi arasında bir fark yoktur: önemli olan uçakla havanın birbirlerine göre olan hızları yani nispi hızdır.



Şekil: 05.00.01

Uçağın her parçası hava akışından etkilenir ve bu akışa karşı çeşitli dirençler meydana getirir ki bunların her biri toplam draga katkı yapar. Drag, iki ana başlık altında inceleneciktir;

- (1) PARAZİT DRAG - taşıma kuvvetinin dışında,
- (2) İNDÜKLENMİŞ DRAG – taşıma kuvvetinin sonucu.

01.05.02.01 PARAZİT DRAG

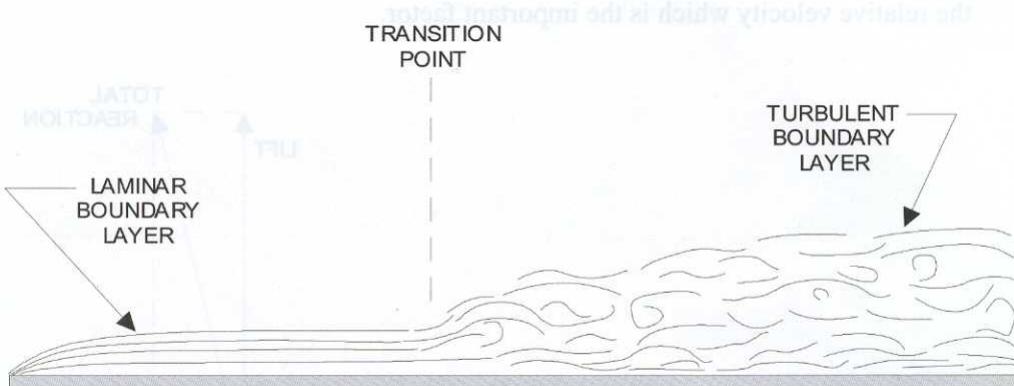
Şayet uçak sıfır derece hücum açısı ile uçuyorsa, varolan tek drag, parazit dragıdır. *Parazit dragı; yüzey sürtünmesi, şekil ve kesişim bölgeleri oluşturur.*

01.05.02.02 YÜZEY SÜRTÜNMESİ DRAGI

Uçakla direk temassta olan hava partikülleri uçağın hızına erişene kadar hızlandırırlar ve uçakla beraber hareket ederler. Bu partiküler, kendilerine bitişik partiküller de hızlandıracak fakat bu partiküler havanın vızkositesi düşük olduğundan dolayı uçak hızından çok az daha düşük bir hızda hareket edeceklerdir. Yüzeyden olan mesafe arttıkça hava katmanlarının hızlanmaları da azalacaktır. Bu şekilde tüm katmanlara bakıldığında, uçağa göre hızın uçak yüzeyindeki sıfır değerinden hattın yüzeye en uzak olan sınırında maksimuma çıkacak şekilde değiştiği bir hava katmanı oluşacaktır.

Yüzeyden, viskozite etkilerinin sıfıra indiği noktaya kadar olan bu ince hava katmanına sınır tabakası denir. Uçuşta, **sınır tabakasının özellikleri maksimum taşıma katsayı, stol karakteristikleri, şeklin drag değeri ve belli bir ölçüde yüksek hız karakteristiklerini belirler.**

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/26
---	--	---	--

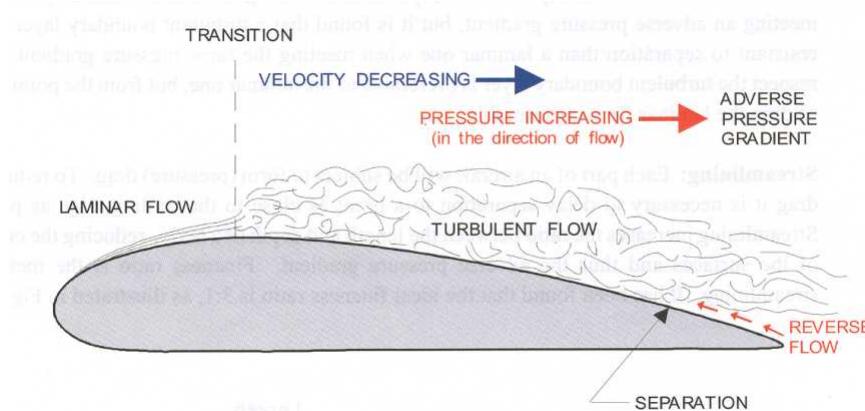


Şekil: 01.05.02

Şekil: 01.05.02 de görülen hava düz bir satıhta hareket etmektedir. Sınır tabakası, düzgün (LAMINAR) veya türbülanslı (TURBULANT) olmak üzere iki şekilde teşekkül etmektedir. Genelde akış başlangıçta düzgün, belli bir noktadan, ki bu noktaya geçiş noktası denir, sonra da türbülanslı olur. **Türbülanslı bölgede hız değişimi daha fazla olduğu için yüzey sürtünmesi de daha fazladır.** Yine, türbülanslı sınır tabakasının kinetik enerjisi laminerinkine göre daha yüksektir.

Geçiş noktasının ileri hareketi, türbülanslı akış bölgesinin daha geniş olmasını, dolayısıyla da yüzey sürtünmesinin artmasına neden olacaktır. Geçiş noktasının pozisyonu aşağıdakilere bağlıdır;

- (a) **Yüzey durumu** - ince laminar tabaka düzensiz yüzeylere karşı oldukça hassastır. Hükum bölgesindeki yüzeydeki herhangi bir pürüz, türbülansın o noktada oluşumuna neden olacak, tabaka kalınlaşacak ve türbülanslı bölge geriye doğru tüm satha yayılarak sıvı sürtünme dragının artmasına sebep olacaktır.
- (b) **Akış hızı** – belli bir kalınlığı olan herhangi bir profilde hava akış hızındaki artış, geçiş noktasının öne doğru kaymasına neden olacaktır. Bu geçişin erken oluşumu türbülans bölgesinin daha geniş sahaya yayılmasına ve dolayısıyla sıvı sürtünme dragının büyümeye neden olacaktır.
- (c) **Ters basınç gradyanı (adverse pressure gradient)** –(Şekil: 01.05.03) basıncın akış istikametinde yükseldiği durumda laminar tabaka oluşamaz. **Bir kanat profili gibi kavisli yüzeylerde geçiş noktası genellikle maksimum kalınlık noktasında veya yakınında oluşur.** Eğimli yüzeyde oluşacak ters basınç gradyanından dolayı, eğimli yüzeylerde düz yüzeylere göre geçiş noktası daha öndedir.



Şekil: 01.05.03

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 3/26
---	--	---	--

01.05.02.03 ŞEKİL (BASINÇ) DRAGI: Bir cismin hücüm kenarındaki basıncın, firar kenarından daha büyük olması sonucu oluşur. Yüzey sürünmesi, akış firar kenarına doğru hareket ettikçe yüzey boyunca devamlı sınır tabakasının kinetik enerjisinin azalmasına sebep olacaktır. Geçiş noktasının gerisindeki ters basınç gradyanı sınır tabakasının kinetik enerjisinde ilave azalmaya sebep olacaktır. **Şayet sınır tabakası, ters basınç gradyanının mevcudiyetinde yeterli kinetik enerjiye sahip değilse, sınır tabakasının alçak seviyelerinde hava akışı olmayacağı (stagnation – durgun nokta).** Bu noktada (ayırılma noktası) sınır tabakasının daha üst seviyelerinde hava akış hızı fazlalaşacak ve tüm sınır tabakası yüzeyden ayrılmaktır. Keza, ayrılma noktasının gerisindeki yüzey akımı, ayrılma noktasına doğru ileri kayacak ve ters akım olacaktır. Ayrılmanın oluşumundan dolayı, firar kenarında hücüm kenarına oranla alçak basınç olacaktır. Tüm bunların sonucunda da alçak basınç istikametinde bir aerodinamik kuvvet etki edecektir – şekil dragı.

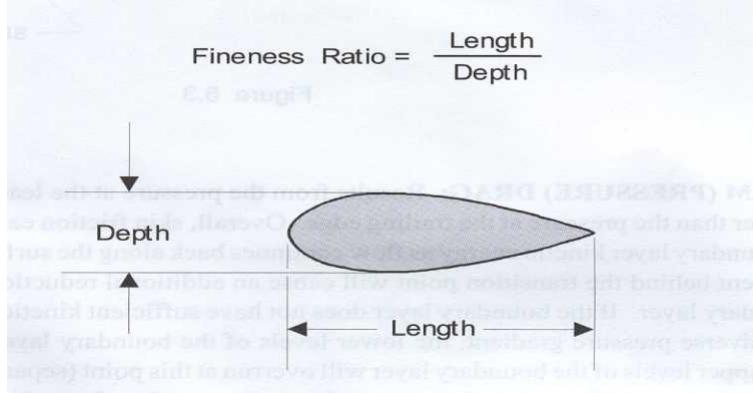
“TERS BASINÇ GRADYANININ VARLIĞINDA, SINIR TABAKASI YETERLİ KINETİK ENERJİYE SAHİP DEĞİLSE AYRILMA OLACAKTIR.”

Sınır tabakasında kinetik enerji kaybı birkaç faktöre bağlıdır;

- (a) Hücüm açısı büyüğünde, geçiş noktası hücüm kenarına yaklaşacak, ters basınç gradyanı kuvvetlenecektir. Bu olay ayrılma noktasının öne kaymasına neden olacaktır. Sonuçta, sınır tabakası ayrılması hücüm kenarına çok yakın bir noktada oluşacak ve gerekli taşıma kuvvetinin temini için basınç farkı yeterli olmayacağı (CL azalacak ve stol oluşacaktır).
- (b) ÜST yüzeye şok dalgası olduğu zaman, şok dalgası boyunca oluşacak statik basınç artışı çok yüksek seviyede bir ters basınç gradyanı yaratacaktır. **Şayet şok dalgası yeteri kadar kuvvetli ise, ayrılma şok dalgasının hemen gerisinde oluşacaktır.**

LAMİNAR VE TÜRBÜLANSLI AYRILMA: Ayrılma, hava akımının ters bir basınç gradyanı ile karşılaşması sonucu oluşur ve bulgular göstermiştir ki göre aynı ters basınç gradyanı ile karşılaşan laminer akım türbülanslı akıma göre daha kolay ayrılma eğilimindedir. Bu yönden bakıldığından, türbülanslı sınır tabakası, drag yönünden bakılacak olursa da laminer hava akışı daha avantajlıdır.

MÜZDEVİCE: Bir uçağın her parçası şekil (basınç) dragına maruzdur. Şekil dragını azaltmak için, ayrılmayı mümkün olduğu kadar hücüm kenarından uzaklaşım gerekmektedir. Müzdevice bir cismin uzunluğunun kalınlığına oranını büyüterek, yüzey kavisini ve dolası ile ters basınç gradyanını azaltır. Uygunluk oranı müzdevicenin bir ölçüsüdür. İdeal uygunluk oranı şekil: 01.05 04 te görüldüğü gibi 3:1 olarak bulunmuştur.



Şekil: 01.05 04 Uygunluk Oranı

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/26
---	--	---	--

PROFİL DRAGI: Yüzey sürtünmesi ve şekil dragının toplamı profil dragı olarak bilinir. Bu drag nispi hava akışına maruz kalan uçağın “profilini” (veya kesit alanı) olarak düşünülebilir.

01.05.02.04 KESİŞİM BÖLGESİ DRAGI: Komple uçak düşünüldüğünde, parazit dragın uçağın parçalarının ayrı ayrı yarattığı dragların toplamından daha fazla olduğu görülecektir. Bu ilave drag, uçağın kanat-gövde, kanat-motor yatağı gibi kesişim bölgelerinin yarattığı dragların yanı “kesişim bölgesi dragları”nın sonucudur. Bu gibi böülümlere aerodinamik açıdan uygun şekiller verilerek kesişim bölgesi dragı minimuma indirgenebilir. Bu da müzdevicenin bir parçası olarak düşünülebilir.

01.05.03.01 İNDÜKLENMİŞ DRAG

İndüklenmiş drag, taşıma kuvvetiyle oluşan ve arzu edilmeyen bir dragtir. Kanat ucu anaforlarının aşağı ve yukarı akımları (upwash-downwash) etkileyerek, taşıma kuvvet vektörüne geriye doğru bir bileşke eklemesine, indüklenmiş drag denir.

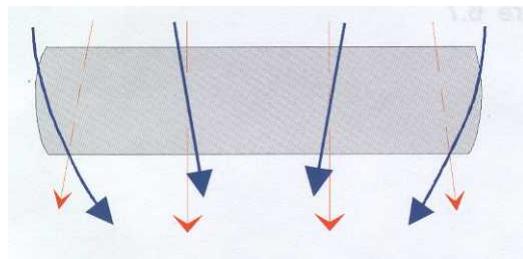
IAS azaldıkça, hücüm açısı artacak – daha kuvvetli anaforlar oluşacaktır.

Anaforlar kuvvetlendikçe, indüklenmiş draglar büyüyecektir.

Kanat Ucu Anaforları: Bir kanadın üst yüzeyinden akan havanın basıncı, altından akan havanından daha azdır. Kanat uçları ve firar kenarı bu iki hava akımının kesiştiği yerlerdir. Basınç farklılığı, akış yönünü üst yüzeyde kanat köküne, alt yüzeyde ise kanat ucuna doğru akış yaratacak şekilde etkiler (Şekil: 02.05.05).

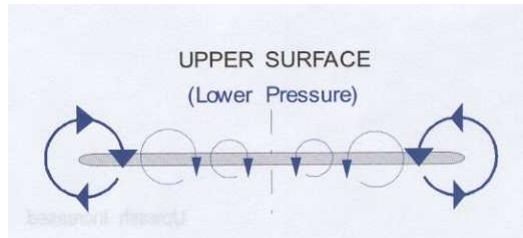
Şekil: 02.05.05

Kanat terminolojisinde kanada her zaman arkadan bakılmaktadır. Buna göre sol kanat ucunda saat yönünde, sağ kant ucunda ise saat yönünün tersine hareket eden vorteksler oluşur (Şekil: 01.05.05).



Yüksek hücüm açılarında (düşük IAS' lerde) kanat üzerinden geçen havanın vektörü kanat ekseni boyunca hareket eden vektöre göre küçüleceğinden, vorteksler daha güçlü bir etkiye sahip olacaklardır.

Şekil: 01.05.06

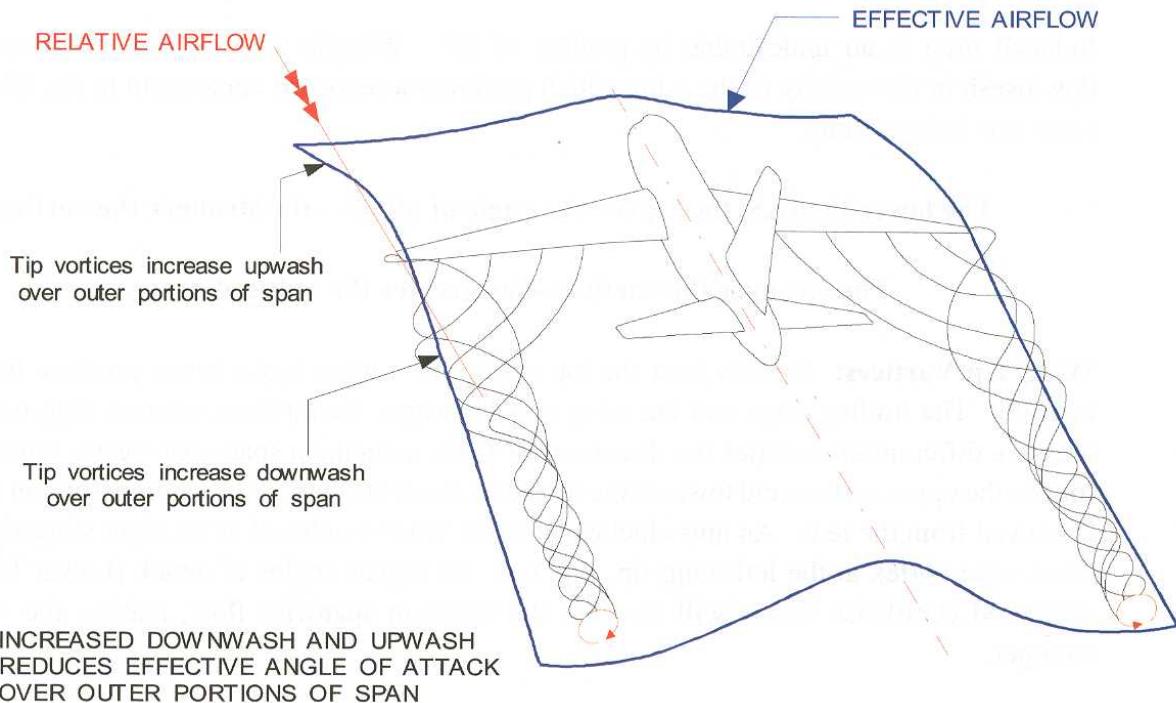


İndüklenmiş Aşağı Akımlar: Kanat ucu anaforları, kanat çevarında, kanadın hem önünde hem de arkasında, dikey hız bileşenleri yaratırlar (Şekil: 01.05.08). Bu akımlar aşağı ve yukarı akımları kuvvetlendirerek etkin hücüm açısını azaltırlar. Anaforlar kuvvetlendikçe, etkin hücüm açısından azalma da büyüyecektir.

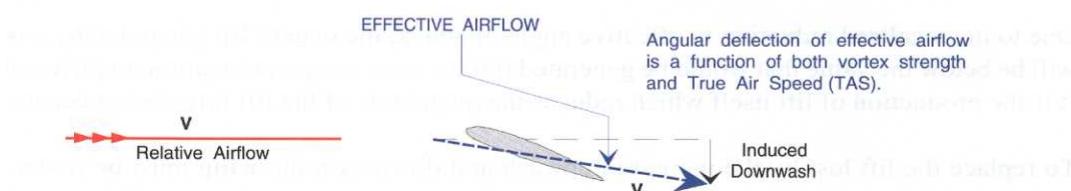
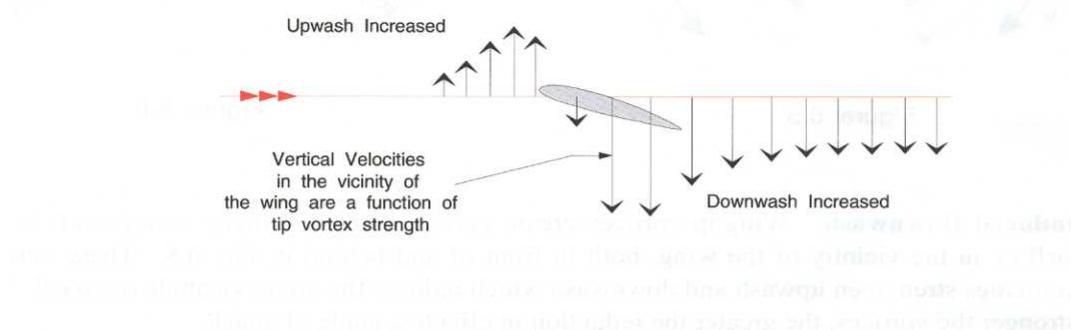
Etkin hücüm açısının azalması sonucu kanadın ürettiği toplam taşıma kuvveti, kanatta enine basınç farklılığı olmadığı durumda üretilen toplam taşıma kuvvetine göre daha az olacaktır. Üretilen taşıma kuvvetindeki azalma da aslında taşıma kuvvetinin kendisinden kaynaklanmaktadır.

Taşıma kuvvetinde oluşan kaybı ortadan taşımak için kanadın daha yüksek bir hücüm açısında uçurulması gerekecektir. Bu da dragı artıracaktır. Bu ekstra drag a indüklenmiş drag denir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 5/26
---	--	---	--

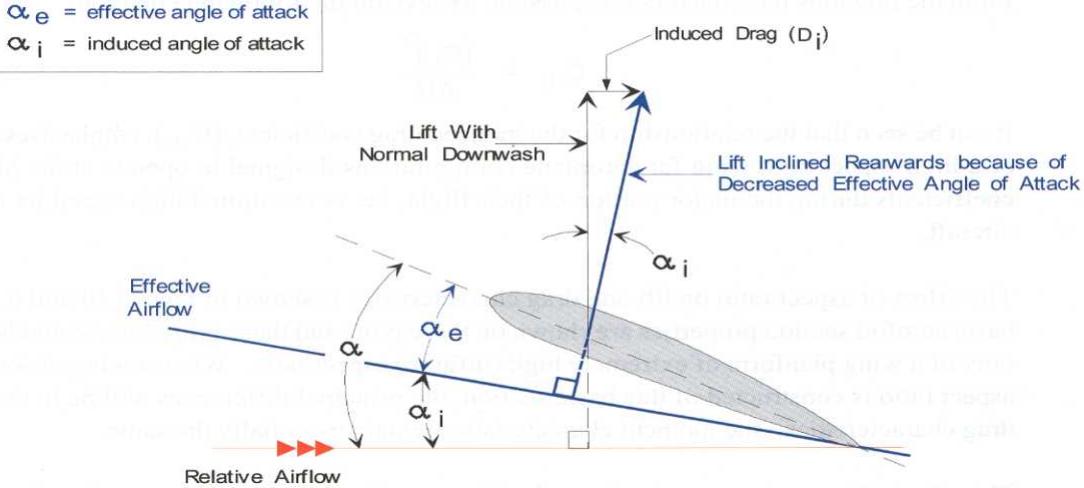


Şekil: 01.05.07



Şekil: 01.05.08

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/26
---	--	---	--



Şekil: 01.05.09

01.05.03.02 İNDÜKLNMİŞ DRAGI ETKİLEYEN FAKTÖRLER

- (a) **Taşıma kuvvetinin büyüklüğü:** İndüklenmiş dragın taşıma kuvvetinin bileşkesi olması nedeni ile, taşıma kuvveti büyündükçe, indüklenmiş drag da büyüyecektir. Taşıma kuvvetinin düz uçuştta, ağırlığa eşit olması gerektiğinden indüklenmiş drag da ağırlığa bağlıdır. İndüklenmiş drag ağırlığı daha çok olan uçaklarda daha çok olacaktır. Özel manevralarda, uçak ağırlığından daha fazla taşıma kuvetine ihtiyaç olacaktır. Taşıma kuvveti ile ağırlık arasındaki orana, "yük faktörü – g" denir. Örnek olarak, taşıma kuvveti, dönüşlerde, ağırlıktan daha büyktür, buna bağlı olarak bu durumda indüklenmiş drag da daha büyük olacaktır. Dolayısıyla, indüklenmiş drag yük faktörü ile de doğru orantılıdır. **İndüklenmiş drag, taşıma kuvvetinin karesi ile orantılı şekilde artar veya azalır.**

$$\text{Yük faktörü} = \frac{\text{Taşıma kuvveti}}{\text{ağırlık}}$$

- (b) **Uçağın hızı:** Hızın artmasına bağlı olarak indüklenmiş drag azalacaktır (sabit taşıma kuvveti için). Bunun nedeni hızın artması ile, kanat anaforlarının aşağı ve yukarı akımları saptırması daha az olacak, taşıma kuvvetinin geriye doğru eğimi azalacak ve böylece indüklenmiş drag da azalacaktır. **İndüklenmiş drag, hızın karesiyle ters orantılı olarak değişir.**
- (c) **Kanadın açıklık oranı:** Yüksek açıklık oranlı kanadın uç anaforları, kanadın daha az bir oranını etkiler ve böylece aşağı akımdaki değişim daha az olur. Bunun sonucu olarak da taşıma kuvvetinin geriye doğru eğimi daha az olacağından indüklenmiş dragda da azalma olur. Buradan çıkacak sonuç: açıklık oranı arttıkça, indüklenmiş drag azalacaktır (verilen bir taşıma kuvveti için). **İndüklenmiş drag, açıklık oranıyla ters orantılıdır.**

Bahsi geçen a, b, ve c maddeleri, aşağıdaki eşitlikte birbirleriyle ilişkilendirilebilir;

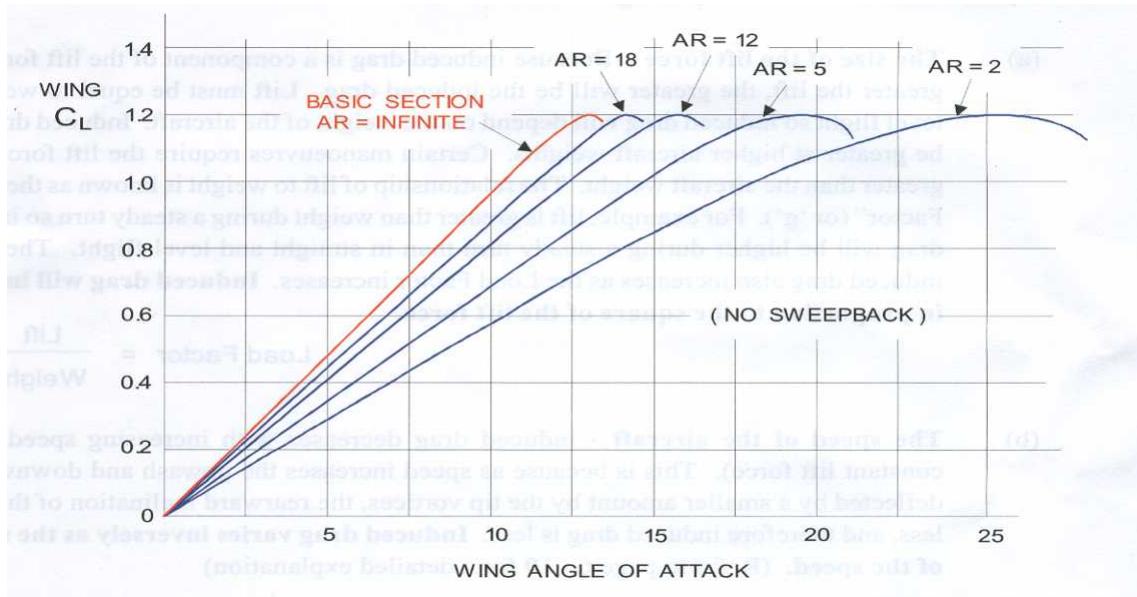
$$C_{D_i} = \frac{(C_L)^2}{AR}$$

Yukarıdaki formülden de görülebileceği gibi **uçusun büyük bir bölümünde yüksek taşıma katsayısında uçmak için dizayn edilen uçaklarda, yüksek açıklık oranı olan kanatlara ihtiyaç duyulmaktadır**. Örnek olarak, konvensiyonel yüksek hızlı jet taşıma uçakları.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 7/26
---	--	---	--

Şekil: 01.05.10 ve 11de açıklık oranının taşıma kuvveti ve draga etkileri görülmektedir. Şekilde, temel kanat profilinin de değişimi gösterilmektedir. Bu profilin özellikleri ancak sonsuz açıklık oranına sahip bir kanat için geçerli olacaktır. Aynı profilden belli bir açıklık oranı olan bir kanat imal edildiğinde, profil özelliklerinden farklılık gösterecek karakteristikler temel olarak taşıma kuvveti ve dragı – moment karakteristikleri genelde aynı kalır.

(Şekil: 01.05.10) den de görülebileceği gibi aynı taşıma katsayısını sağlayabilmek için daha büyük açıklık oranlarında daha küçük húcum açılarına ihtiyaç duyulur. Daha yüksek açıklık oranı olan kanatlarda, húcum açısından değişimlere karşı daha hassastırlar, fakat maksimum taşıma kuvveti için daha küçük húcum açısı gerektirirler.

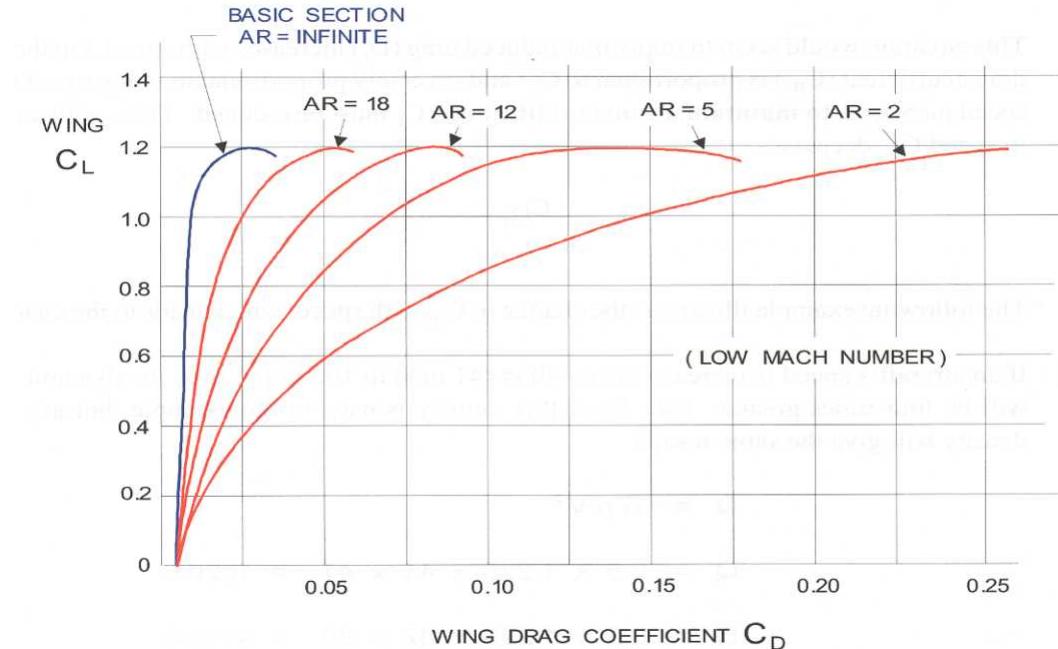


Şekil: 01.05.10

Şekil: 01.05.11de herhangi bir taşıma katsayıısı için, daha büyük bir açıklık oranının daha küçük bir sürükleme katsayıısı verdiği görülmektedir. Yüksek kanat açıklık oranı olan kanatlarda, sürükleme katsayıısı taşıma katsayıısındaki değişikliklerden çok az etkilenir.

Yüksek taşıma kuvvet katsayılarında (alçak IAS), indüklenmiş drag oldukça yüksektir ve taşıma katsayıısındaki değişikliklerden çok fazla etkilenir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/26
---	--	---	--



Şekil: 01.05.11

Taşıma kuvveti ve drag eğrileri göstermektedir ki, yüksek açıklık oranlı kanatlarda C_L , stol noktasına kadar daki artışla çok hızlı bir şekilde artmaktadır ve C_D de ise sadece stol sonrası büyük artış olmaktadır

Açıklık oranını sürekli olarak artırmaya engel olan hususlar aşağıda verilmiştir:

Çok yüksek açıklık oranlı kanatlar aşağıdaki etkilere maruz kalırlar;

- a) **Kanattaki aşırı eğilme momenti:** kanat içinde yakıt taşınarak ve/veya kanat altına motorların montesi ile azaltılabilir.
- b) **Yatış (roll) oranının azalması (özellikle düşük hızlarda):** buna, aşağı doğru giden ve yüksek etkin hümücm açısına maruz kalan kanat sebep olur. Etkin hümücm açısının artış, kanadın ileri doğru olan TASının ve kanat ucu açısal TASının bileşkesi sonucudur. Belli bir yatış hızında AR ne kadar büyükse kanat ucu açısal TASı da o kadar büyük olacak, bu da etkin hümücm açısında daha büyük bir artışa sebep olacaktır. Kanat ucunda daha yüksek bir etkin hümücm açısı yatış hızına daha büyük bir direnç yaratacaktır. Bu olaya "aerodinamik damping" denir.
- c) **Kalkış ve inişler esnasında, uçak yatışta iken yer kleransının azalması:**

İndüklenmiş drag katsayı (CDi);

$$Di = \frac{1}{2} \rho C_{Di} S$$

Eşitlikten de görüldüğü gibi, indüklenmiş drag (Di) hız ile artar, fakat indüklenmiş drag katsayısi CL^2 ile doğru, açıklık oranı (AR) ile ters orantılıdır. Hız artarken, sabit taşıma kuvveti sağlamak için CL azaltılmalıdır. Dolayısıyla, hızın artışı ile CDi azalacaktır;

$$CDi = CL^2 / AR$$

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/26
---	--	---	--

Aşağıdaki örnekte olay daha iyi anlaşılacaktır.

Bir uçağın hızı 80 kt (41 m/s) den 160 kt (82 m/s) a artarken, dinamik basınç dört kat yükselmektedir (örnekte deniz seviyesi ISA yoğunluğu kullanılmaktadır, ancak herhangi bir sabit yoğunluk da aynı sonucu verecektir).

$$Q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$Q = 0.5 \times 1.225 \times 41 \times 41 = 1029.6$$

$$Q = 0.5 \times 1.225 \times 82 \times 82 = 4118.4$$

Taşıma kuvveti formülü hatırlanacak olursa: $L = Q CL S$

Hız iki kat arttığında, dinamik basınç dört kat artacaktır. CL ise daha önceki taşıma kuvvetini muhafaza etmek için 4 kat azaltılacaktır.

$\frac{1}{4}$ uygulandığında, önceki CL için CD_i ;

$$CD_i = \frac{CL^2}{AR} = \frac{(1/4)^2}{AR}$$

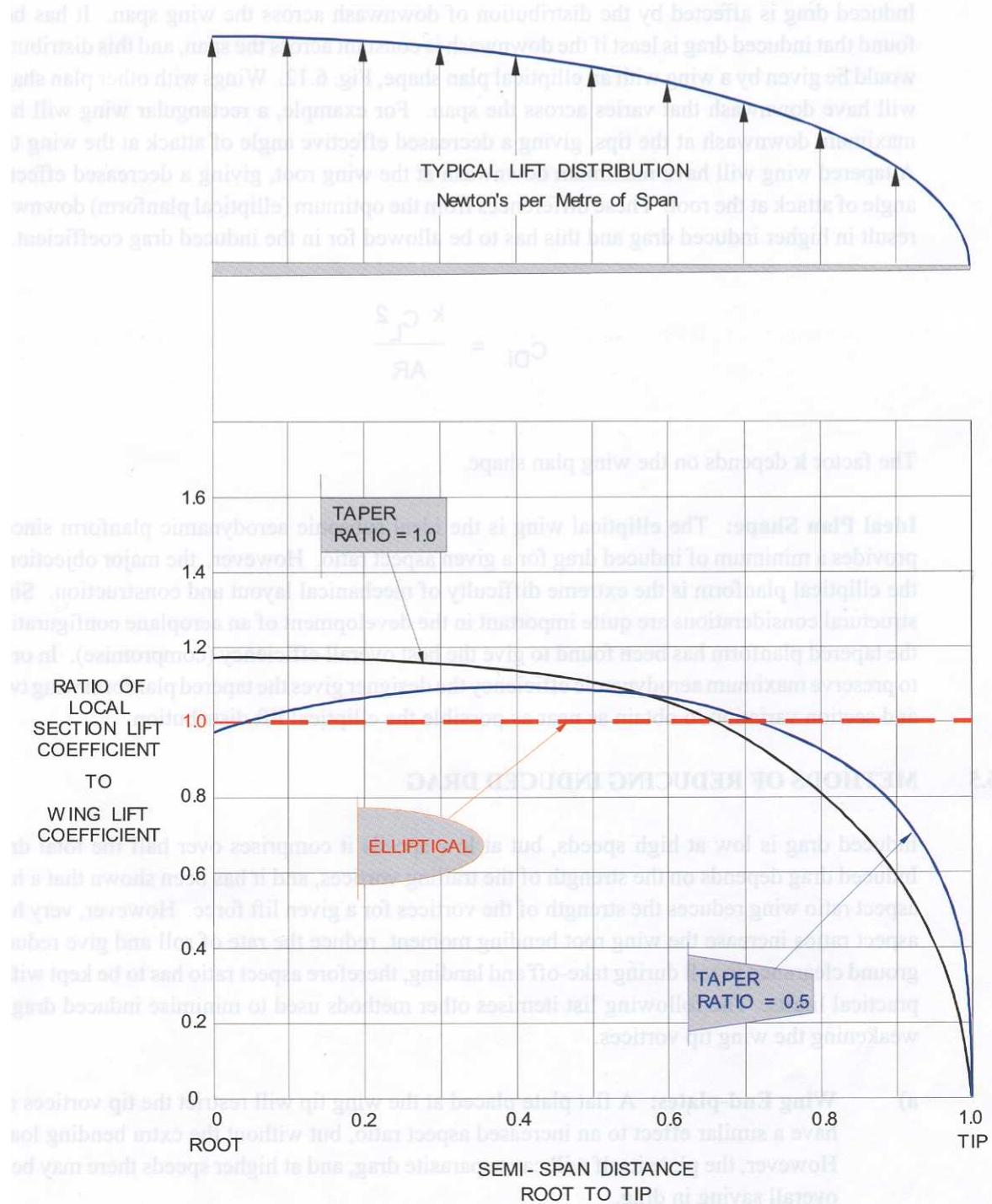
AR sabit olduğundan, $CD_i = (1/4)^2 = 1/16$,

Önceki CD_i nin 1/16 sı indüklenmiş drag formülüne uygulanırsa;

$$D_i = (Q \times 4) \times 1/16 = 1/4$$

Sonuç: Düz uçuşa hız iki katına çıkarsa dinamik basınç da 4 katına çıkar; bu durumda C_L $\frac{1}{4}$ üne indirilecek ve C_{Di} ise önceki değerinin 1/16 sına düşecektir. Sonuç olarak D_i eski değerinin $\frac{1}{4}$ üne düşecektir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 10/26
---	--	---	---



Şekil 01.05.12

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 11/26
---	--	---	---

01.05.02.04 ŞEKLİN İNDÜKLENMİŞ DRAGA ETKİSİ

Kanat yüzeyi boyunca aşağı akımların dağılımı indüklenmiş dragı etkiler. **Aşağı akımlar, kanat yüzeyinde sabit ise, indüklenmiş drag en azdır ve bu dağılım eliptik kanat şekliyle sağlanır** (Şekil: 01.05.12). Diğer kanat şekillerinde ise aşağı akım dağılımı kanat açılığı boyunca farklılık gösterir. Örnek olarak, dikdörtgen kanat tiplerinde maksimum aşağı akım kanat uçlarında olur ve burada etkili hücum açısından azalma olur. Konik kanat tiplerinde ise, aşağı akım kanat kökünde en çoktur ve dolayısıyla kanat kökü etkili hücum açısından azalma olur. En uygun aşağı akımlara (eliptik şekilde) göre olan bu değişiklikler indüklenmiş dragda artışlara neden olur ve bu durum indüklenmiş drag katsayısı denkleminde ifade edilmelidir.

$$CD_i = k CL^2 / AR \quad \text{Buradaki "k" faktörü, kanadın şecline bağlıdır.}$$

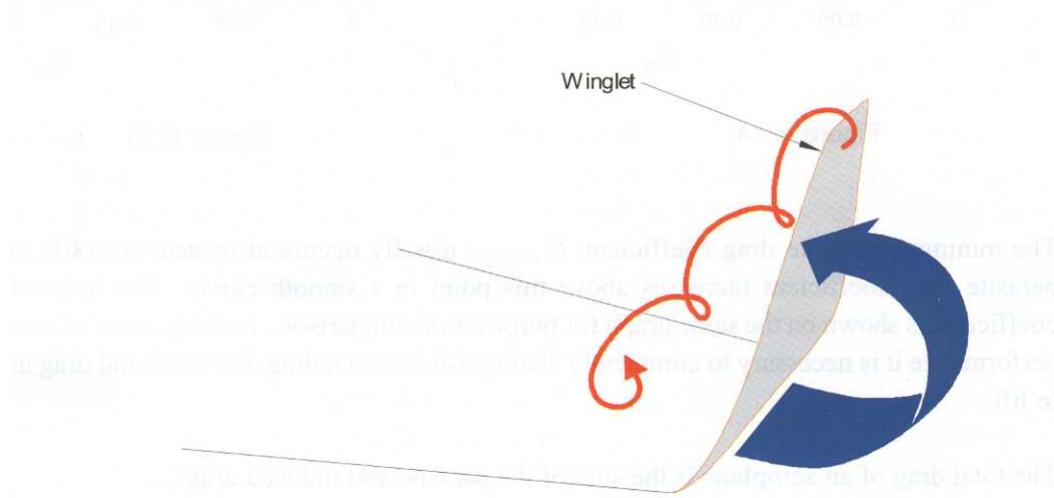
İdeal plan şekli: Verilen kanat açılık oranı için minimum indüklenmiş drag oluşturduğundan eliptik kanat, ideal sabsonik aerodinamik plan şeclidir. Ancak, eliptik kanadın en büyük dezavantajı, mekanik tasarım ve yapım zorluğudur. Yapısal olgular bir hava aracının geliştirilmesinde oldukça önemli rol oynadığından konik kanat yapısının en verimli kanat yapısı olduğu bilinmektedir. Maksimum aerodinamik verimliliği sağlamak için tasarımcılar, konik kanada eliptik taşıma dağılımını yakalayabilmek için kanada burgu ve açılığı boyunca kesit değişimi verilir.

01.05.02.05 İNDÜKLENMİŞ DRAGI AZALTMA METODLARI

Yüksek hızlarda indüklenmiş drag düşüktür, fakat düşük hızlarda indüklenmiş drag toplam dragın yarısından fazlasını oluşturur. Indüklenmiş Drag, firar kenarında oluşan anaforlarının şiddetine bağlıdır ve yüksek açılık oranlı kanatlarda, sabit bir taşıma kuvveti için, anaforların şiddetinin azaldığı görülmüştür. Ancak, çok yüksek açılık oranlı kanatlarda kanat kökü bükülme momenti yüksek, yatış hızı düşük, kalkış ve inişler esnasındaki yataşlığı yer kleransı düşüktür. Bu nedenlerden, açılık oranı belli bazı pratik limitler içinde muhafaza edilmelidir. Aşağıda, kanat ucu anaforlarını zayıflatarak indüklenmiş dragı minimuma indirmenin diğer metotları anlatılmaktadır.

- A. **Kanat ucu başlık levhası (wing end-plate):** Kanat uçlarına yerleştirilen düz levhalar kanat uçlarında düşük ve yüksek basınçlı havanın karşılaşmasını engelleyerek kanat ucu anaforlarının oluşmasına engel olur. Bu yüksek kanat açılık oranı ile aynı etkiyi, ekstra bükülme momenti yaratmadan, gösterir. Ancak, bu levhaların kendileri de parazit draga sebep olur ve yüksek hızlarda toplam dragda bir kazanç sağlanamayabilir.
- B. **Kanat ucu tankları:** Kanat uçlarına konulan yakıt tankları, kanat ucu başlık levhasının yaptığı faydaya benzer bir etki yaratır. İndükleme dragını ve aynı zamanda kanat kökü bükülme momentini azaltır.
- C. **Winglets:** İndüklenmiş dragın azaltılmasındaki son gelişme winglet kullanılmıştır. Wingletler, basit levhalardan ziyade, özel şekiller verilmiş ve küçük de olsa bir itici kuvvet yaratmak üzere, indüklenmiş hava akımına belli bir açıda yerleştirilmiş kanat ucunun bir kısmını oluşturan küçük ve düşey profillerdir (Şekil 01.05.13). Bunlar kanadın alt yüzeyinden üst yüzeyine doğru olan hava akımını belli bir ölçüde engelleyerek kanat ucu anaforlarının şiddetini azaltırlar. Buna ek olarak, wingletin kendisinin ürettiği küçük anafor kanat ucunda üretilen ana anaforla etkileşerek, ana anaforun şiddetini daha da düşürür.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 12/26
---	--	---	---

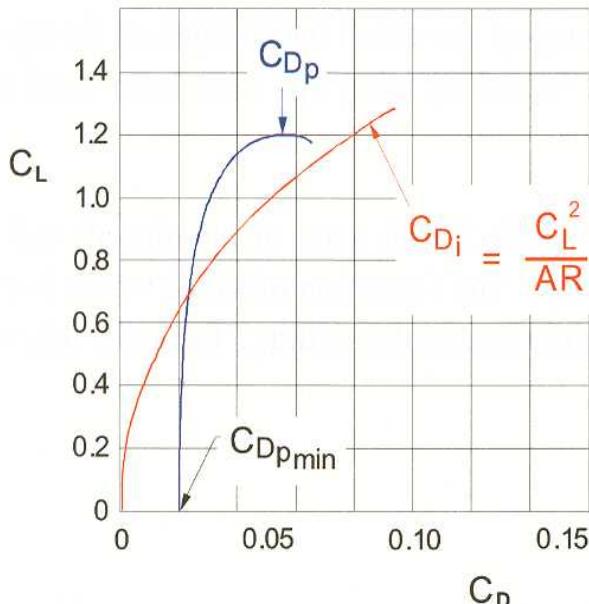


Şekil: 01.05.13

D. **Kanat ucu şekilleri:** Kanat ucu şekilleri, kanat ucu anaforlarının şiddetini etkileyebilirler. Bunun için yukarı yada aşağı eğimli gibi, değişik kanat uçları dizayn edilmiştir.

NOT: Yüksek hızlarda uçakın bazı bölgelerindeki nispi hava hızları, süpersonik (sesten hızlı) olacak ve bu da şok dalgalarının oluşumuna sebep olacaktır. Şok dalgaları, daha sonra da anlatılacağı gibi, dragın ani büyümesine sebep olacaktır. Bu olay genelde 0.8 M civarında teşekkül eder.

01.05.02.06 TAŞIMA KUVVETİNİN PARAZİT DRAGA ETKİSİ



Şekil: 01.05.14

Aerodinamik şekil, sürtünme ve kesişim bölgelerinde oluşan dragların toplamı, parazit drag olarak adlandırılır ve bu drag taşıma kuvveti ile direk bağlantılı değildir. **Parazit drag, taşıma kuvveti ile doğrudan ilişkisi olmamasına rağmen, gerçekle taşıma kuvvetiyle değişmektedir.** Parazit drag katsayısi CD_p nin, taşıma kuvveti katsayıısı CL ile olan ilişkisi şekilde: 01.05.14 te görülmektedir.

Minimum parazit drag katsayıısı $CD_{p\ min}$ ' genelde sıfır taşıma kuvvetinde oluşur ve parazit drag katsayıısı bu noktadan sonra düzgün bir eğri ile yükselir. Şekilde, indüklenmiş drag katsayıısı da mukayese maksadıyla gösterilmiştir. Uçak performansının birçok alanında, taşıma kuvvetinden dolayı oluşan ve taşıma kuvvetinden bağımsız olan dragların ayırt edilmesi gerekmektedir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 13/26
---	--	---	---

Toplam drag, parazit ve indüklenmiş dragdan meydana gelmiştir.

$$C_D = C_{D_p} + C_{D_i}$$

Burada;

C_D = Uçağın drag katsayısı, C_{D_p} = Parazit drag katsayısı, C_{D_i} = İndüklenmiş drag katsayısıdır.

Şekil: 01.05.14 den de açıkça görüleceği gibi, hem C_{D_p} hem de C_{D_i} taşıma katsayıları ile değişmektedir. Ancak, parazit dragın sıfır taşımadaki minimum değerinden yüksek kısımları indüklenmiş drag katsayısına dahil edilmiştir.

Bu şekilde, uçağın drag katsayısı, taşıma kuvvetine bağlı olmayan drag (C_{D_p} min.) ve taşıma kuvvetine bağlı olan drag (C_{D_i})ların toplamı olarak ifade edilebilir. C_{D_p} min taşıma kuvvetiyle değişmez ve sıfır taşıma kuvvetinde oluşan parazit dragı temsil eder. Taşıma kuvvetinden dolayı oluşan drag, parazit dragın bir kısmını da içermesine rağmen C_{D_i} olarak ifade edilecektir.

Şekil : 01.05.15 C_{D_p} min. ve C_{D_i} toplamını göstermektedir.

Toplam uçak dragı , parazit ve indüklenmiş dragların toplamından oluşur:

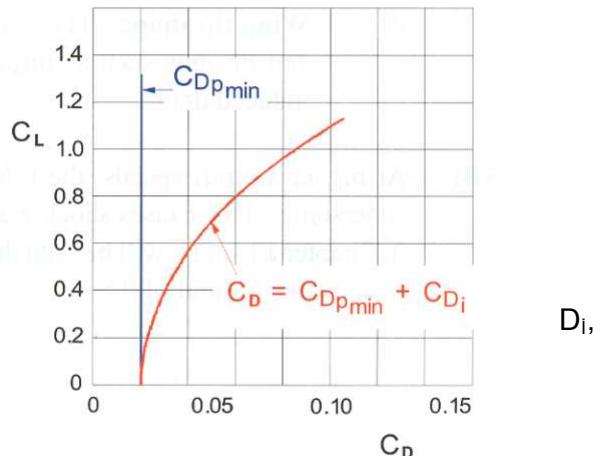
$$D = D_p + D_i$$

Burada ;

D_p = Parazit drag (C_{D_p} min. $Q S$)

D_i = indüklenmiş drag ($\frac{CL^2}{AR}$ $Q S$)

Bu şekilde ifade edildiğinde, D_p , parazit drag taşıma kuvvetinden tamamen bağımsızdır. İndüklenmiş drag, ise taşıma kuvvetine bağlı dragların toplamıdır ve taşıma kuvvetinin bir fonksiyonudur.



Şekil: 01.05.15

Konfigürasyonun etkisi: Parazit drag, " D_p ", taşıma kuvvetinden etkilenmez. Fakat dinamik basınç ve alan ile değişir. Bu durum parazit dragın çeşitli uçuş konfigürasyonlarına göre değişimini açıklaması için temel oluşturur. Diğer faktörler sabit kaldığında, parazit drag uçağın ön alanı ile doğru orantılı olarak değişiklik gösterir. Örnek olarak, iniş takımlarının açık olması ve flap tatbiki parazit alanı % 80 düzeyinde arttırılabilir. Böyle bir durumda, herhangi bir IAS' da, uçak % 80 lik bir parazit drag artışına maruz kalacaktır.

İrtifanın etkisi: Uçuşun birçok safhasında IAS ve dinamik basınç sabit kalacağından parazit drag değişmez. TAS, aynı IAS nin korunması için yüksek irtifada daha yüksek olacaktır.

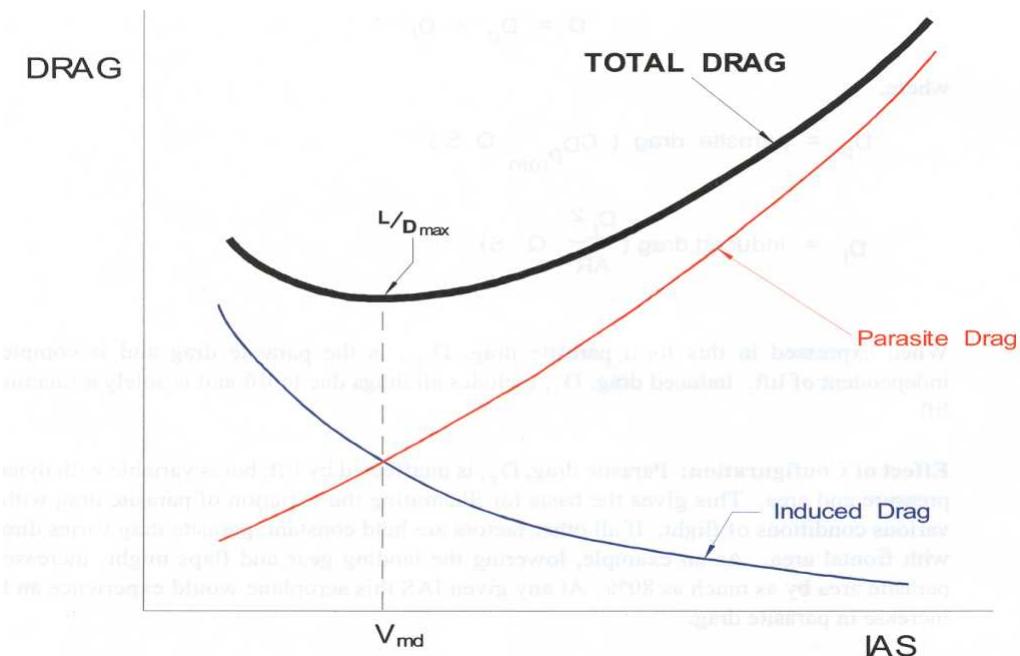
Hızın etkisi: Hızın, parazit draga yalnız başına olan etkisi parazit draga olan en büyük etkidir. Diğer faktörler sabit tutulmak şartıyla, hız iki katına çıkarıldığında dinamik basınç 4 kat artacak ve böylece parazit drag da 4 kat artacaktır. **Hız ile pozitif dragın ilişkisi, yüksek IAS lerde parazit dragın çok etkili, düşük dinamik basınçlarda ise indüklenmiş dragın etkili olduğunu göstermektedir.** Stol hızının hemen üzerinde uçmaktadır parazit drag toplam dragın ancak % 25 ini

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 14/26
---	--	---	---

oluştururken, maksimum düz uçuş hızında uçan aynı uçağın yarattığı parazit drag toplam dragın hemen hemen % 100’ünü meydana getirecektir. Dolayısıyla, yüksek hız performansı elde etmek için parazit dragı minimuma indirecek, büyük aerodinamik temizliğe gereksinim vardır.

01.05.02.07 UÇAĞIN TOPLAM DRAGI

Bir uçağın toplam dragı, parazit ve indüklenmiş dragların toplamıdır. Şekil 01.05.16 düz ve ufki uçuşa belirli ağırlık ve konfigürasyon için uçağın toplam dragının hız ile değişimini göstermektedir.



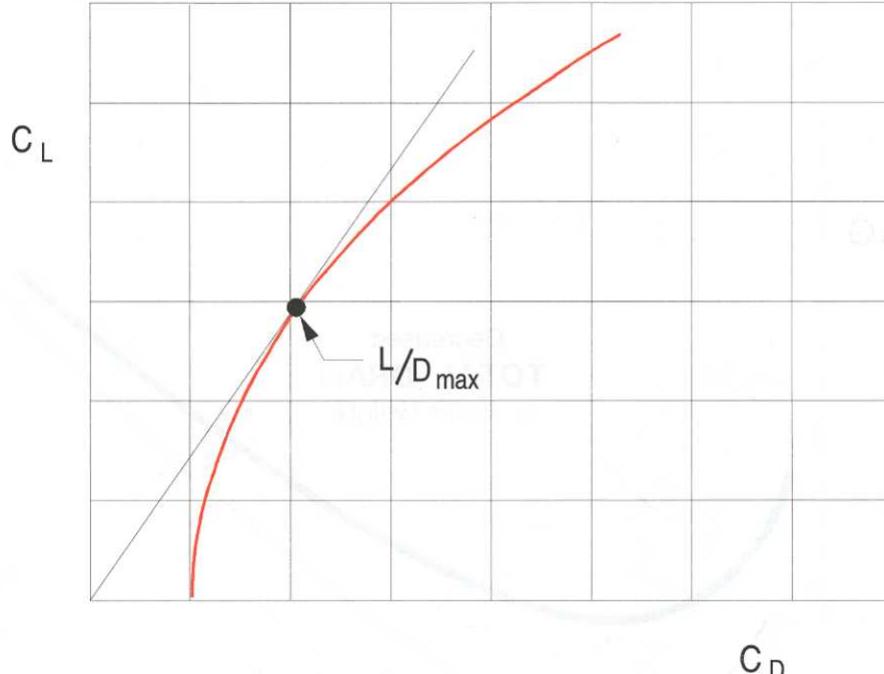
Şekil: 02.05.16

Şekil: 02.05.16 da görüldüğü gibi indükleme dragı düşük hızlarda, parazit drag ise yüksek hızlarda baskındır. Parazit ve indüklenmiş dragın hızla göre olan kendilerine has değişimlerinin sonucunda, **toplam dragın minimum olduğu hız (V_{md})**, **her iki dragın eşit olduğu zamanda görülür**. Minimum drag için hız, uçağın birçok performansının tespitinde önemli bir referanstır. Menzil, havada kalma, tırmanma, süzülme, manevra, kalkış ve iniş gibi performans özelliklerinin hesabında uçağın toplam drag eğrisini de kullanılır. **V_{md} de uçuş, uçağın taşıma kuvveti ağırlık eşitliğindeki uçuşundaki minimum dragı oluşturduğundan, uçak aynı zamanda L/D_{max} a denk gelen húcum açısında olacaktır**(yaklaşık 4°). Unutulmamalıdır ki L/D_{max} belli bir húcum açısında elde edilir ve L/D oranı önemli bir aerodinamik verimlilik ölçüsüdür.

NOT : Şayet bir uçak L/D_{max} húcum açısında uçuruluyorsa, gerekli taşıma kuvveti üretirken drag minimum olacaktır. L/D_{max} ’tan daha büyük ve küçük húcum açılarında, aynı taşıma kuvvetinde drag yükselecek, drag büyütükçe thrust ihtiyacı artacak, verimlilik artacak ve maliyet yükselecektir. Burada belirtilmelidir ki, IAS değişikçe, L/D de değişecektir.

Şekil: 01.05.04 de húcum açısı ile L/D oranının ilişkisi verilmiştir. L/D nin bir alternatif sunumu, şekil: 01.05.17 deki CD - CL diyagramıdır(Drag polar).

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 15/26
---	--	---	---



Şekil: 01.05.17

Şekil: 01.05.17 de başlangıçta C_L , C_D den daha hızlı yükselmekte fakat daha sonra C_D daha çabuk yükselmektedir. C_L düşmeye başladıktan, stol ötesinde, sonra dahi drag artacaktır. Maksimum Taşıma kuvveti/drag oranı sıfır noktasından eğime çizilecek teğet noktasıdır.

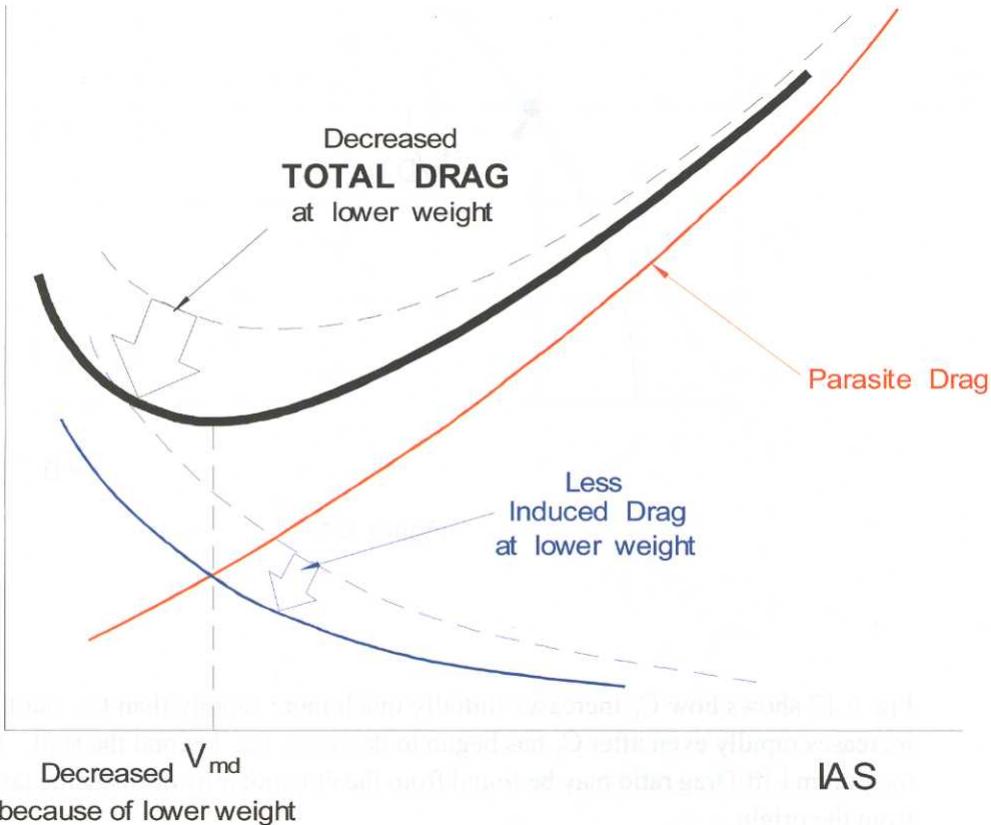
NOT : L/D oranın gösterilmesinde “drag polar” yaygın bir metot olup, şekil: 01.05.17 çok iyi bilinmelidir.

01.05.02.08 UÇAĞIN GROSS AĞIRLIĞININ TOPLAM DRAGA ETKİSİ

Şekil: 01.06.18 uçak gros ağırlığının toplam draga etkisini göstermektedir. Yakıt harcadıkça gros ağırlık da azalacaktır. Uçağın ağırlığı azaldıkça daha az taşıma kuvetine ihtiyaç duyulacak (daha düşük C_L), bu da indükleme dragını azaltacaktır. Böylece toplam drag daha az olacak ve V_{MD} daha düşük IAS de olusacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 16/26
---	--	---	---

DRAG



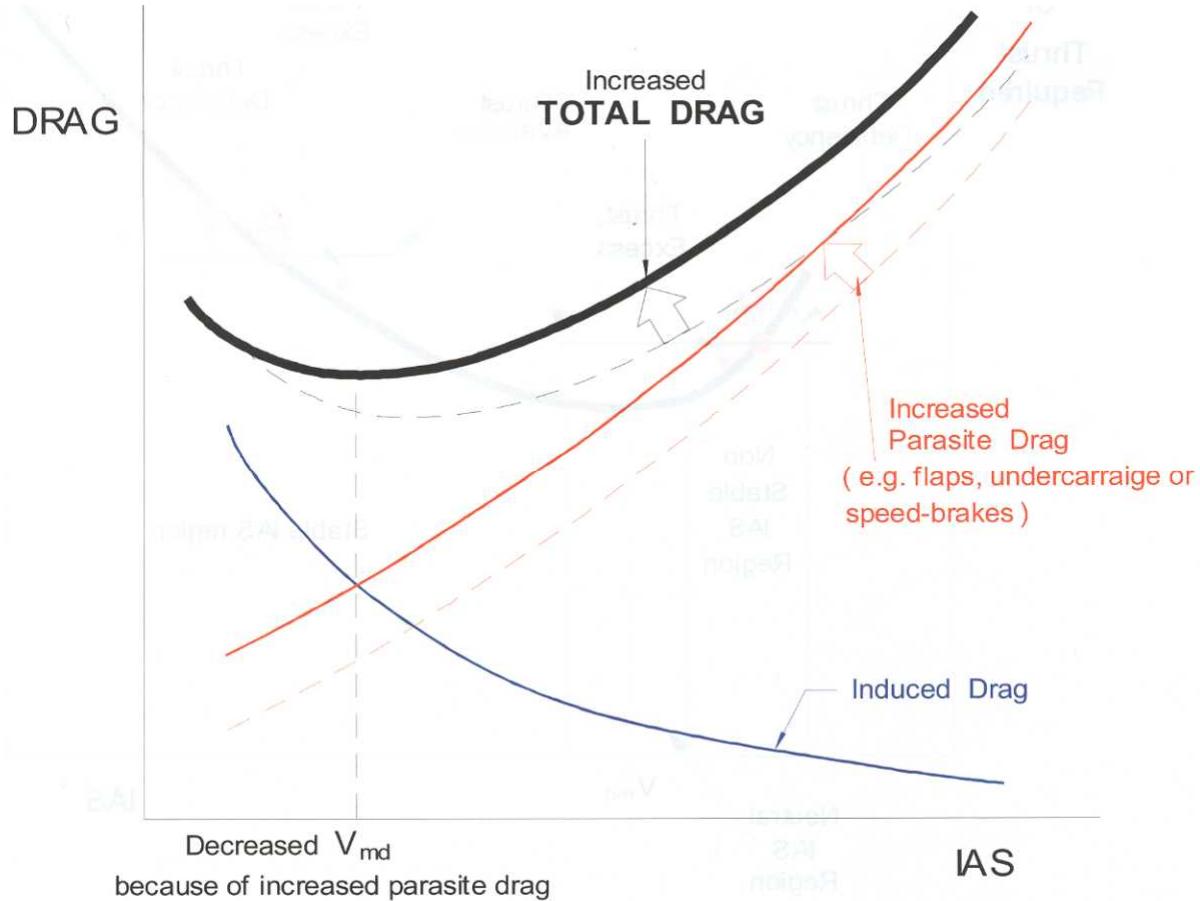
Şekil: 01.05.18

Şayet bir uçak daha fazla ağırlıkta uçurulursa, daha fazla taşıma kuvetine ihtiyaç duyulacaktır. Daha fazla taşıma kuvveti de daha fazla indüklenmiş drag demektir. Toplam drag daha büyük olacak ve V_{md} daha yüksek IAS de oluşacaktır. Şayet bir uçak yük faktörünün daha yüksek olduğu bir manevra yaparsa, sonuç ağırlığının artmasını yarattığı etkiyle aynı olacaktır: indüklenmiş drag yükselir.

01.05.02.09 İRTİFANIN TOPLAM DRAGA ETKİSİ

Uçaklar genelde işareti hava hızı (IAS) limitleri içinde uçurulurlar, dolayısıyla dragın IAS ye bağlı değişimini incelemek uygun olacaktır. Şayet uçak sabit IAS ta uçuruluyorsa, dinamik basınç ta sabit olacaktır. Hava yoğunluğu irtifa ile azaldığından, IAS ($Q = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2$) yi sabit değerinde muhafaza etmek için TAS yükseltilecektir. **Eğer uçak sabit IAS de uçurulursa, drag irtifa ile değişmeyecektir.**

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 17/26
---	--	---	---



Şekil: 01.05.19

01.05.02.10 UÇAK KONFİGÜRASYONUN TOPLAM DRAG' A ETKİSİ

İniş sisteminin aşağıda olması, hava frenleri, flaplar parazit dragı artıracak, fakat indükleme dragını önemli ölçüde etkilemeyecektir. Artan parazit drag, herhangi bir IAS' ta toplam dragı yükseltecek ancak sistemleri normal durumda olan bir uçakla mukayese edildiğinde V_{md} hızını azaltacaktır (Şekil: 01.05.19).

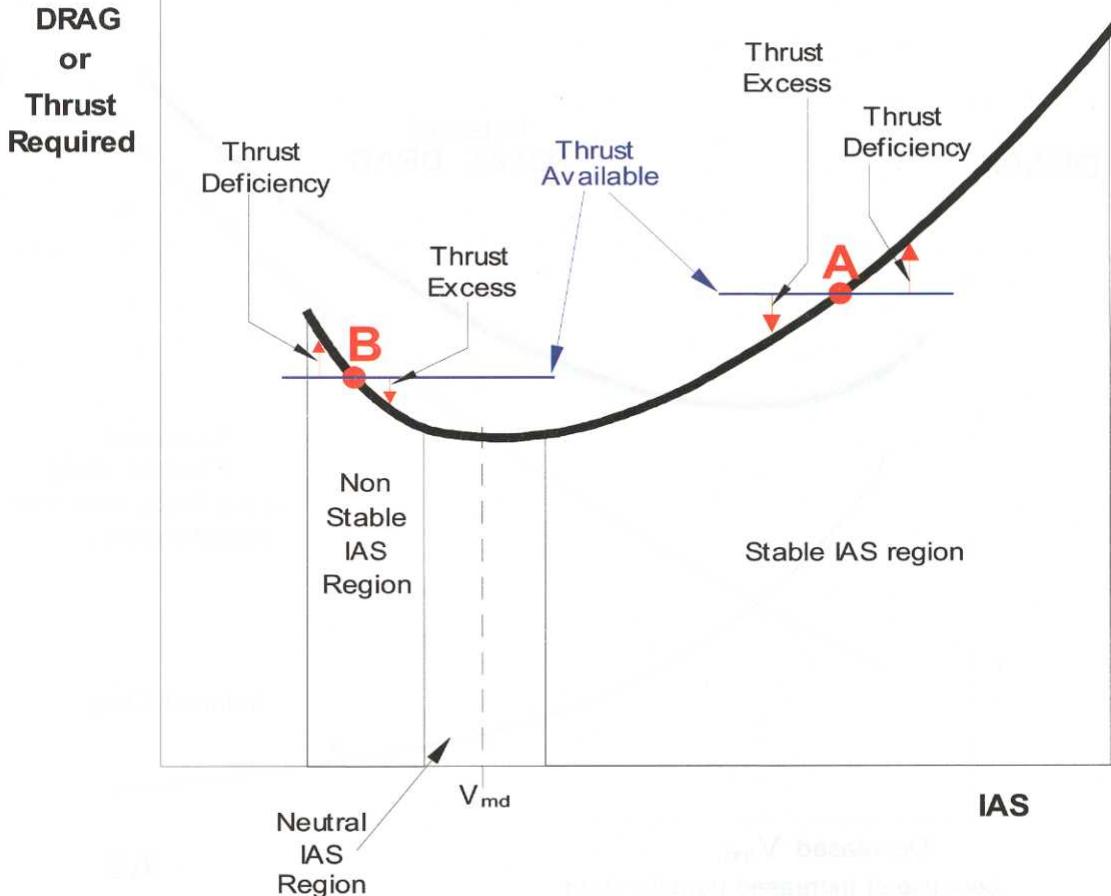
01.05.02.11 HIZ KARARLILIĞI

Düz ve ufki uçuştaki bir uçak dengede olmalıdır, dengesinin bozacak herhangi bir kuvvet veya moment olmamalıdır. Bir uçak sabit hızda uçacak şekilde trimde olduğu zaman, ileri itki (THRUST) ile drag birbirine eşittir. Bu yüzden bir uçak düz ve ufki uçuşa ise, drag ve thrust aynı şeyi ifade eder.

Bunun sonucu olarak, şekil: 01.05.16 da gösterilen IAS – Drag eğrisindeki drag yerine “İtki gereksinimi” konulabilir.

Düz ve ufki uçuştaki uçak, şayet güç ayarlaması yapmadan hızda değişiklik varsa, trime bağlı olarak , thrust da ya bir fazlalık yada eksiklik vardır. Şekil: 01.05.20 de bu durum görülmektedir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 18/26
---	--	---	---



Şekil: 01.05.20

Şayet bir uçak şekil: 01.05.20 deki A noktasında düz ve ufki uçuşa ayarlanmışsa, taşıma kuvveti ağırlığa eşittir ve thrust, "thrust gereksinimi" ne eşit olacak şekilde ayarlanmıştır. Eğer uçağın bu denge haline hızı artıracak şekilde bir etki olursa, thrust "thrust gereksinimi"nden daha düşük olacak ve hız düşecektir. Benzer şekilde, uçağın denge haline hızı düşürecek şekilde bir etki olursa, thrust "thrust gereksinimi"nden daha yüksek olacak ve hız yükselecektir. Bu ilişki sayesinde uçak A noktasındaki durumuna dönme eğilimindedir. V_{md} den daha yüksek hızlarda uçak trim hızına dönme eğilimi göreceli olarak daha yüksektir. Bu durumda uçağa "hız kararlı" denir.

V_{md} den düşük hızlardaki hız kararlılığı özellikle iniş ve kalkışlarda rastlanan önemli bir husustur.

Şayet bir uçak şekil: 01.05.20 deki B noktasında düz ve ufki uçuşa ayarlanmışsa, taşıma kuvveti ağırlığa eşittir ve thrust, "thrust gereksinimi" ne eşit olacak şekilde ayarlanmıştır. Eğer uçağın bu denge haline hızı artıracak şekilde bir etki olursa, thrust "thrust gereksinimi"nden daha yüksek olacak ve hız daha da artacaktır. Benzer şekilde, uçağın denge haline hızı düşürecek şekilde bir etki olursa, thrust "thrust gereksinimi"nden daha az olacak ve hız daha da azalacaktır. Bu ilişki temel olarak dengesizdir çünkü uçak kararlığını bozan etkinin yarattığı sonuç büyümeye eğilimindedir. V_{md} den düşük hızlardaki uçuşlarda uçağın hızını doğal olarak ayarlaması eğilimi çok azdır yada yoktur. Bu durumda uçağa "hız kararsız" denir. Bu nedenle alçalma esnasında pilotun IAS yi devamlı kontrol etmesi gerekmektedir. Uçağın yavaşladığı hissedilirse thrust ayarlanarak uçak eski hızına getirilmelidir.

V_{md} ye çok yakın hızlarda uçak hız açısından ne kararlı ne de kararsız bir eğilim içindedir. Buna "nötr IAS bölgesi" denir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 19/26
---	--	---	---

ÖZET BİLGİ:

- (1) Parazit drag aşağıdakilerden meydana gelir;
- (a) Yüzey sürtünme dragı,
 - (b) Şekil (basınç) dragı, (a ile b nine toplamına profil dragı da denir),
 - (c) Yüzey kesişim dragı (interference).

Parazit drag, (IAS)ın karesi ile orantılı olarak değişmektedir. Hızın iki kat artması, parazit dragı dört kat artıracaktır.

Uçağın dizaynı parazit dragı, aşağıdakiler uygulanarak minimuma indirebilir;

- (a) Müzdevice (streamlining),
- (b) Filleting,
- (c) Laminer akış kanat kesitlerinin kullanılması.

Uçak gövde yüzeyindeki buzlanma, kirlilik veya çamur gibi faktörler dragı artıracaktır.

- (2) İndükleme dragı;
- (a) kanattaki enine akım kanat uç anaforları yaratır,
 - (b) CL arttıkça (IAS azaldıkça) kanat ucu anaforları kuvvetlenir,
 - (c) Kanat ucu anaforları aşağı ve yukarı akımları kuvvetlendirir,
 - (d) Kuvvetlenen aşağı ve yukarı akımlar, taşıma kuvvetini geriye doğru eger,
 - (e) Taşıma kuvvetindeki geriye eğim arttıkça indüklenmiş drag da artar.

İndükleme dragı, (IAS)ın karesi ile ters orantılıdır. Hızın yarıya indirilmesi ile, indükleme drag katsayısi (CDi) 16, indükleme dragı (Dl) ise 4 kat arttırmış olur. Hızın iki katına çıkarılması ise, (CDi) yi 16 kat, (Dl) yi 4 kat azaltır.

Uçağın dizaynı indükleme dragını aşağıdakiler uygulanarak minimuma indirebilir;

- (a) kanat şeklinde yüksek AR kullanılması,
- (b) Konik kanatlarda bombe değişikliği ve burgu uygulanması,
- (c) kanat uçlarına çeşitli eklentiler yapılması.

- (3) Toplam drag;
- (a) Toplam drag, parazit ve indükleme draglarından ibarettir,
 - (b) Parazit ve indükleme dragları birbirine eşit olduğunda toplam drag en azdır,
 - (c) Düşük IAS' da indükleme dragı baskındır,
 - (d) Yüksek IAS' da parazit drag baskındır,
 - (e) Parazit ve indükleme draglarının eşit olduğundaki hız minimum drag hızıdır (Vmd),
 - (f) Uçusta gros ağırlık azaldıkça, indükleme dragı, toplam drag ve Vmd azalacaktır,
 - (g) sabit IAS' da, irtifa toplam dragı etkilemeyecek, fakat irtifa arttıkça yoğunluk azalacak ve TAS artacaktır,
 - (h) Iniş takımları, flaplar, hava frenleri gibi konfigürasyon değişiklikleri parazit alanını artıracak, bu da parazit dragı, toplam dragı artıracak ve Vmd yi azaltacaktır.

- (4) Hız kararlılığı;
- (a) Sabit ve Vmd den daha yüksek bir IAS de belli bir itki ile uçurulan uçak hız kararlıdır.
 - (b) Sabit ve Vmd ye eşit yada daha düşük bir IAS de belli bir itki ile uçurulan uçak hız kararsızıdır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 20/26
---	--	---	---

- (c) Şayet bir uçak kararsız IAS bölgesinde, sabit IAS'de ve sabit itki ayarında uçuruluyorsa, uçağın hızını azaltan bir etki olduğunda, uçak hızı daha da azalacaktır. IAS devamlı düşme eğiliminde olacak ve toplam drag da artacaktır.

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. What is the effect on total drag of an aircraft if the airspeed decreases in level flight below that speed for maximum L/D?
 - a) Drag increases because of increased induced drag.
 - b) Drag decreases because of lower induced drag.
 - c) Drag increases because of increased parasite drag.
 - d) Drag decreases because of lower parasite drag.
2. By changing the angle of attack of a wing, the pilot can control the airplane's:
 - a) lift and airspeed, but not drag.
 - b) lift, gross weight, and drag.
 - c) lift, airspeed, and drag.
 - d) lift and drag, but not airspeed.
3. What is the relationship between induced and parasite drag when the gross weight is increased?
 - a) Parasite drag increases more than induced drag.
 - b) Induced drag increases more than parasite drag.
 - c) Both parasite and induced drag are equally increased.
 - d) Both parasite and induced drag are equally decreased.
4. In theory, if the airspeed of an airplane is doubled while in level flight, parasite drag will become:
 - a) twice as great.
 - b) half as great.
 - c) four times greater.
 - d) one quarter as much.
5. As airspeed decreases in level flight below that speed for maximum lift/drag ratio, total drag of an aeroplane:
 - a) decreases because of lower parasite drag.
 - b) increases because of increased parasite drag.
 - c) increases because of increased induced drag.
 - d) decreases because of lower induced drag.
6. (Refer to annex 'A') At the airspeed represented by point B, in steady flight, the airplane will
 - a) have its maximum L/D ratio.
 - b) have its minimum L/D ratio.
 - c) be developing its maximum coefficient of lift.
 - d) be developing its minimum coefficient of drag

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 21/26
---	--	---	---

7. Which statement is true relative to changing angle of attack?
- a) A decrease in angle of attack will increase pressure below the wing, and decrease drag.
 - b) An increase in angle of attack will decrease pressure below the wing, and increase drag.
 - c) An increase in angle of attack will increase drag.
 - d) A decrease in angle of attack will decrease pressure below the wing and increase drag.
8. On a wing, the force of lift acts perpendicular to, and the force of drag acts parallel to the:
- a) flightpath.
 - b) longitudinal axis.
 - c) chord line.
 - d) longitudinal datum
9. That portion of the aircraft's total drag created by the production of lift is called:
- a) induced drag, and is greatly affected by changes in airspeed.
 - b) induced drag, and is not affected by changes in airspeed.
 - c) parasite drag, and is greatly affected by changes in airspeed.
 - d) parasite drag, which is inversely proportional to the square of the airspeed
10. The best L/D ratio of an aircraft occurs when parasite drag is:
- a) a minimum.
 - b) less than induced drag.
 - c) greater than induced drag.
 - d) equal to induced drag.
11. An aircraft has a L/D ratio of 15:1 at 50 kts in calm air. What would the L/D ratio be with a direct headwind of 25 kts?
- a) 30 : 1
 - b) 15 : 1
 - c) 25 : 1
 - d) 7.5 : 1
12. Which is true regarding aerodynamic drag?
- a) Induced drag is a by-product of lift and is greatly affected by changes in airspeed.
 - b) All aerodynamic drag is created entirely by the production of lift.
 - c) Induced drag is created entirely by air resistance.
 - d) Parasite drag is a by-product of lift.
13. At a given True Air Speed, what effect will increased air density have on the lift and drag of an aircraft?
- a) Lift will increase but drag will decrease.
 - b) Lift and drag will increase.
 - c) Lift and drag will decrease.
 - d) Lift and drag will remain the same.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 22/26
---	--	---	---

14. If the Indicated Air Speed of an aircraft is increased from 50 kts to 100 kts, parasite drag will be:
- a) four times greater.
 - b) six times greater.
 - c) two times greater.
 - d) one quarter as much.
15. If the Indicated Air Speed of an aircraft is decreased from 100 kts to 50 kts, induced drag will be:
- a) two times greater.
 - b) four times greater.
 - c) half as much.
 - d) one quarter as much.
16. The best L/D ratio of an aircraft in a given configuration is a value that:
- a) varies with Indicated Air Speed.
 - b) varies depending upon the weight being carried.
 - c) varies with air density.
 - d) remains constant regardless of Indicated Air Speed changes.
17. The tendency of an aircraft to develop forces which restore it to its original condition, when disturbed from a condition of steady flight, is known as:
- a) manoeuverability.
 - b) controllability.
 - c) stability.
 - d) instability.
18. As Indicated Air Speed increases in level flight, the total drag of an aircraft becomes greater than the total drag produced at the maximum lift/drag speed because of the:
- a) decrease in induced drag only.
 - b) increase in induced drag.
 - c) increase in parasite drag.
 - d) decrease in parasite drag only.
19. The resistance, or skin friction, due to the viscosity of the air as it passes along the surface of a wing is a type of:
- a) induced drag.
 - b) form drag.
 - c) parasite drag.
 - d) interference drag.
20. Which relationship is correct when comparing drag and airspeed?
- a) Parasite drag varies inversely as the square of the airspeed.
 - b) Induced drag increases as the square of the airspeed.
 - c) Parasite drag increases as the square of the lift coefficient divided by the aspect ratio.
 - d) Induced drag varies inversely as the square of the airspeed.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 23/26
---	--	---	---

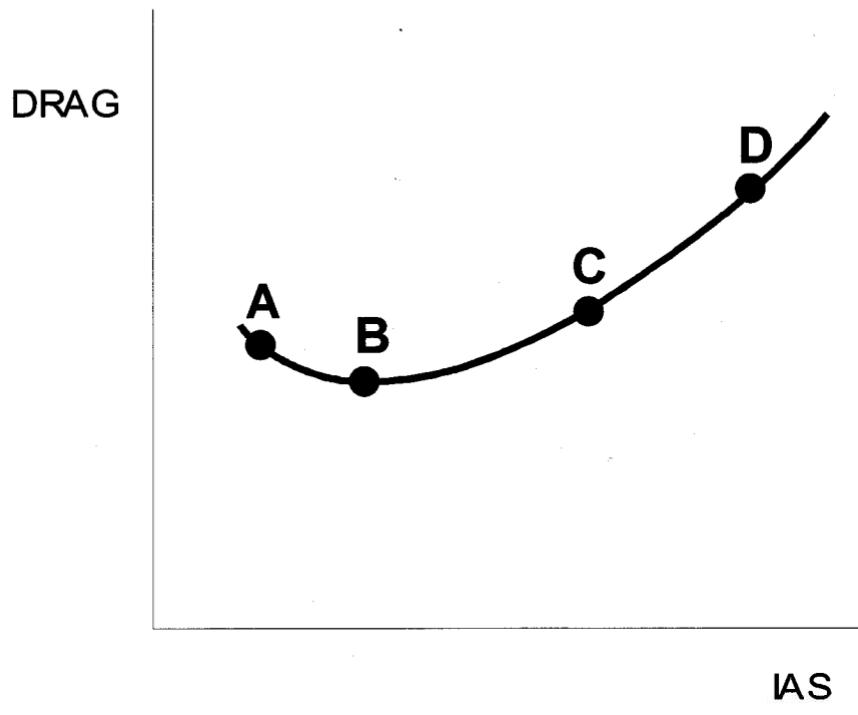
21. If the same angle of attack is maintained in ground effect as when out of ground effect, lift will:
- a) decrease, and parasite drag will decrease.
 - b) increase, and induced drag will decrease.
 - c) decrease, and parasite drag will increase.
 - d) increase and induced drag will increase.
22. Which statement is true regarding airplane flight at L/Dmax?
- a) Any angle of attack other than that for L/Dmax increases parasite drag.
 - b) Any angle of attack other than that for L/Dmax increases the lift/drag ratio.
 - c) Any angle of attack other than that for L/Dmax increases total drag for a given aeroplane's lift.
 - d) Any angle of attack other than that for L/Dmax increases the lift and reduces the drag.
23. Aspect ratio of a wing is defined as the ratio of the:
- a) square of the chord to the wingspan.
 - b) wingspan to the wing root.
 - c) area squared to the chord.
 - d) wingspan to the mean chord.
24. A wing with a very high aspect ratio (in comparison with a low aspect ratio wing) will have:
- a) poor control qualities at low airspeeds.
 - b) increased drag at high angles of attack.
 - c) a low stall speed.
 - d) reduced bending moment on its attachment points.
25. At a constant velocity in airflow, a high aspect ratio wing will have (in comparison with a low aspect ratio wing):
- a) increased drag, especially at a low angle of attack.
 - b) decreased drag, especially at a high angle of attack.
 - c) increased drag, especially at a high angle of attack.
 - d) decreased drag, especially at low angles of attack.
26. (Refer to annex 'B') Which aircraft has the highest aspect ratio?
- a) 3.
 - b) 4.
 - c) 2.
 - d) 1.
27. (Refer to annex 'B') Which aircraft has the lowest aspect ratio?
- a) 4.
 - b) 2.
 - c) 3.
 - d) 1.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 24/26
---	--	---	---

28. (Refer to annex 'B') Consider only aspect ratio (other factors remain constant). Which aircraft will generate greatest lift?
- a) 1.
 - b) 2.
 - c) 3.
 - d) 4.
29. (Refer to annex 'B') Consider only aspect ratio (other factors remain constant). Which aircraft will generate greatest drag?
- a) 1.
 - b) 4.
 - c) 3.
 - d) 2.
30. What happens to total drag when accelerating from $C_{L_{max}}$ to maximum speed?
- a) Increases.
 - b) Increases then decreases.
 - c) Decreases.
 - d) Decreases then increases.
31. (Refer to annex 'C'), the whole aircraft CL against CD polar. Point 'B' represents:
- 1 - Best Lift/Drag ratio.
 - 2 - The critical angle of attack.
 - 3 - Recommended approach speed.
 - 4 - Never exceed speed (V_{NE}).
- a) 1 and 2
 - b) 1 only
 - c) 2 only
 - d) 4 only
32. If the Indicated Air Speed of an aircraft in level flight is increased from 100 kt to 200 kt, what change will occur in (i) TAS (ii) C_{Di} (iii) D_i ?
- | (i) | (ii) | (iii) |
|------|------|-------|
| a) 2 | 1/4 | 1/16 |
| b) 0 | 4 | 16 |
| c) 4 | 1/16 | 1/4 |
| d) 2 | 1/16 | 1/4 |

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 25/26
---	--	---	---

ANNEX 'A'



ANNEX 'B'

Aircraft 1. Span 22.5 metres
Chord 4 metres

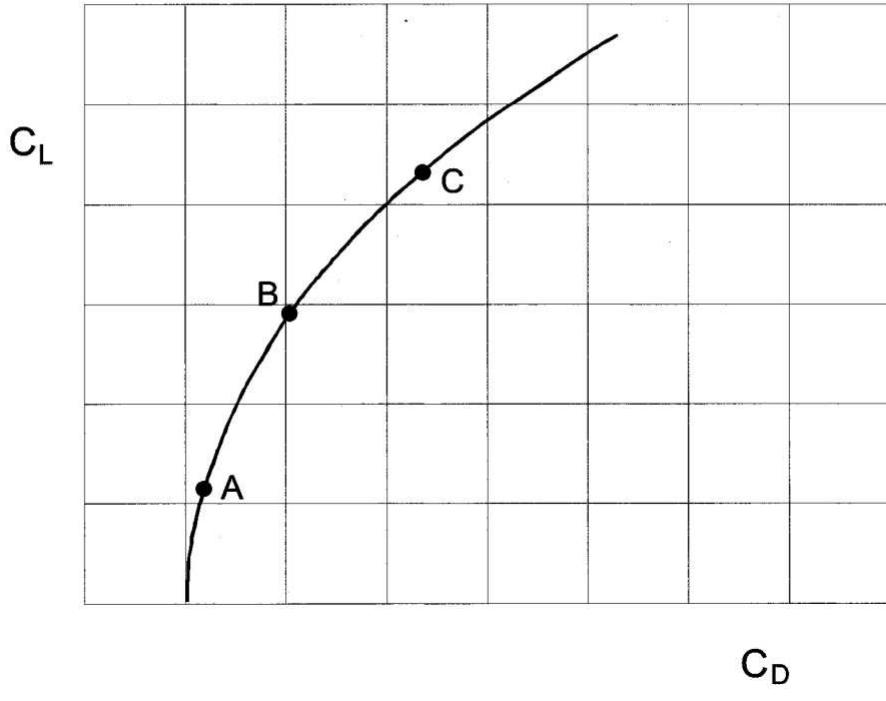
Aircraft 2. Wing Area 90 square metres
Span 45 metres

Aircraft 3. Span 30 metres
Chord 3 metres

Aircraft 4. Wing Area 90 square metres
Span 40 metres

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 26/26
---	--	---	---

ANNEX 'C'



No	A	B	C	D	REF	No	A	B	C	D	REF
1	A					17			C		
2			C			18			C		
3		B				19			C		
4			C			20				D	
5			C			21		B			
6	A					22			C		
7			C			23				D	
8	A					24	A				
9	A					25		B			
10				D		26			C		
11		B				27				D	
12	A					28		B			
13		B				29	A				
14	A					30				D	
15		B				31		B			
16				D		32				D	

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/35
---	--	---	--

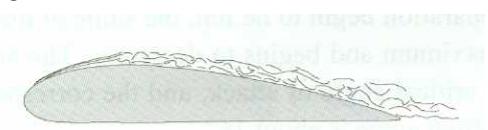
BÖLÜM 7**081 01 08 00 STOL****01.08.01 TANIM**

Stol, irtifa ve kontrol kaybına sebep olan çok tehlikeli bir manevradır. Stoldan korunabilmek için, pilotun stol emarelerini çok iyi bilmesi ve hissedebilmesi gerekmektedir. Değişik tipteki uçaklar, değişik stol karakteristikleri gösterirler; bazıları diğerlerinden daha fazla tehlikelidirler. Uçabilirlik otoriteleri, bir uçağın sahip olabileceği asgari stol karakteristiklerini belirlerler.

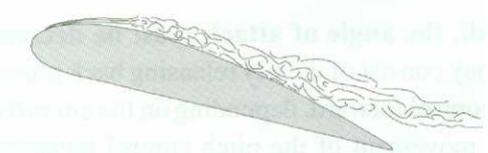
01.08.01.01 STOLUN NEDENİ

Bir profilen C_L si maksimum değeri olan ($C_{L MAX}$) a ulaşıcaya kadar húcum açısından artış ile artar. Húcum açısı, ($C_{L MAX}$) a denk gelen kritik húcum açısından daha yüksek bir değere çıkarılırsa hava akımı kanadın üst yüzeyindeki kavisi takip edemeyecek ve yüzeyden ayrılacaktır. Bu durumda C_L de azalma, sürtünme de ise hızlı bir artma görülecektir. Bir profilen $C_{L MAX}$ 'ı asgari düz uçuş hızına (1 g stol hızı) denk geldiğinden, önemli bir referans noktasıdır.

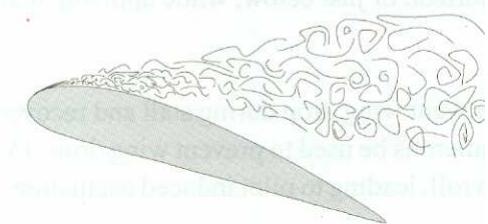
Hava akışının profil yüzeyinden ayrılması, stol nedenidir. Ayrılma, ya sınır tabakasının yetersiz kinetik enerjiye sahip olduğu durumda, yada ters basınç gradyanının çok yüksek olduğu durumda meydana gelir.



Şekil: 01.08.01 de görüldüğü gibi düşük húcum açılarında firar kenarından önce hava yüzeyden ayrılmaz. Profilin arka böülümlerine doğru türbülanslı bir sınır tabakası şeklinde yüzeye yapışmaktadır.



Húcum açısının artmasıyla, ters basınç gradyanı artarak kinetik enerjiyi düşürecekter. Bu durumda sınır tabakası firar kenarında yüzeyden ayrılmaya başlar.



Húcum açısı daha da arttırılması ayrılma noktasını ileriye hareket ettirecek ve basınç farklılığı yaratan kanat alanı küçülecektir. Yaklaşık 16° den daha yüksek húcum açısında, aşırı ters basınç gradyanı oluşacak ve bu da ayrılmmanın çok fazla olmasına neden olacak ve uçağın ağırlığını dengelemek için üretilen taşıma kuvveti yetersiz kalacaktır.

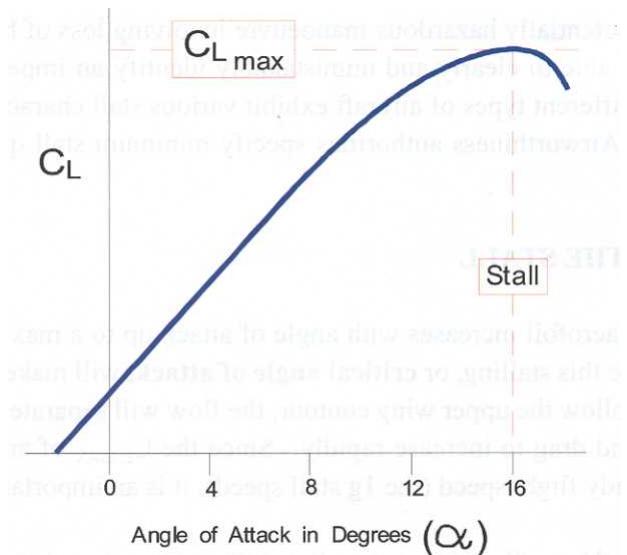
Húcum açısının, korda hattı ile nispi hava akışı arasındaki açı olduğunun hatırlanması önemlidir. Eğer **Şekil: 01.08.01** húcum açısı, kritik açı veya daha ilerisine kadar yükseltilir ise, uçak, hızı veya uçuş hareketi ne şekilde olursa olsun, stol olabilir.

Şekil: 01.08.01

**BİR HAVA ARACI HERHANGİ BİR HIZDA
VEYA UÇUŞ HAREKETİNDE STOL OLABİLİR.**

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/35
---	--	---	--

01.08.01.02 TAŞIMA EĞRİSİ



Şekil: 01.08.02

Şekil: 01.08.02'de de görüldüğü gibi húcum açısı sıfır taşıma değerinden itibaren arttığında, eğri uzun süre doğrusal olarak hareket edecektir. Ayrılmanın etkisi hissedilmeye başlandığında, eğrinin eğimi düşmeye başlayacaktır. En sonunda, taşıma azami değerine çıkacak ve azalmaya başlayacaktır. Düşmenin başladığı bu açı stol açısı veya kritik húcum açısı olarak adlandırılır ve karşılığındaki taşıma kuvvet katsayısı C_L MAX dır. Tipik bir stol açısı 16° dir.

01.08.01.03 STOLDAN KURTULMA

Stoldan kurtulma veya tam stoldan korunmak için, ters basınç gradyanını azaltmak amacı ile húcum açısı azaltılmalıdır. Bu işlem, uçağın dizaynı ve stolun ciddiyetine bağlı olarak, hemen geri basıncı serbest bırakmayı veya nazik bir şekilde pitch kontrolü ileri

hareket ettirmeyi içerir. (Pitch kontrolün aşırı ileri hareketi, kanatlara negatif yük bindirir ve stoldan kurtulmayı geciktirir). Modern jet taşıma uçaklarında genellikle burnu paralel veya biraz daha aşağı duruma getirmek ve irtifa kaybını önlemek için müsaade edilen azami gücü yeterli olmaktadır. Küçük uçaklarda, kanat düşmesini önlemek için stol veya stoldan kurtulma esnasında dikey stabilize(rudder) kullanılmalıdır. Ok kanatlı uçaklarda, kanat düşmesini önlemek için eleronların kullanılması tavsiye edilir. (Ok kanatlı uçaklarda rudder ile YAW hareketi yapmak çok fazla yatis hareketi verecek, bu da pilot tarafından indüklenmiş salınıma (Pilot induced oscillation–PIO) neden olacaktır). Kaybedilen irtifanın geri kazanılması için pitch kontrolüne az bir miktarda geri basınç uygulamak ve hızın artmasına müsaade etmek gereklidir. Kolu çok fazla çekmek ikinci bir stolun başlamasına ve daha da kötüsü limit üzeri bir yük uygulayarak uçağın yapısının hasar görmesine sebep olabilir. Húcum açısı kritik açının altına düşürüldüğünde, ters basınç oranı azalacak, hava akışı yüzeye tekrar yapışacak, taşıma ve sürükleme değerleri normale dönecektir.

01.08.01.04 STOLA YAKLAŞAN UÇAĞIN DAVRANIŞLARI

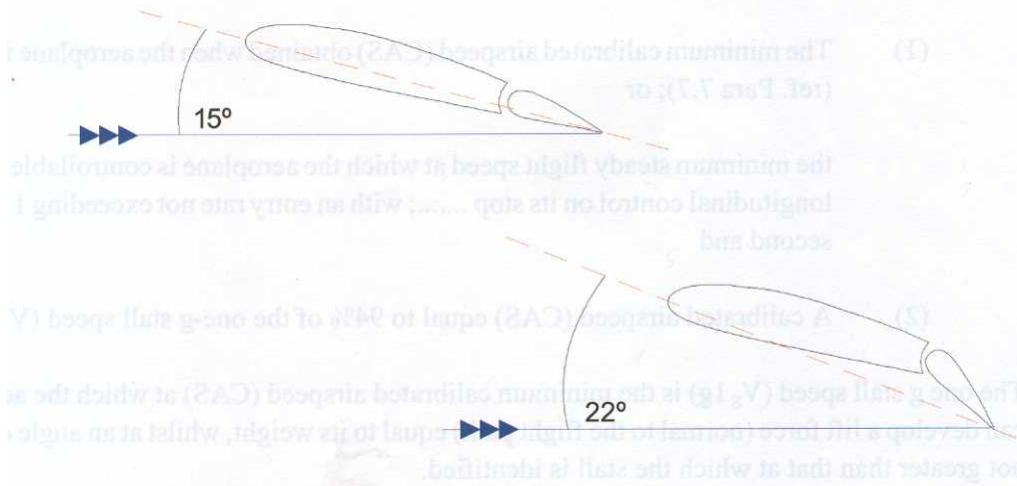
Farklı tip uçaklara göre stol karakteristikleri de değişir. Buna rağmen, birçok modern uçaklar için, normal manevralar esnasında stol aniden başlamaz. stolun ilk belirtileri aşağıdakilerden biri veya tamamı olabilir;

- a) Cevap vermeyen uçuş kontrolleri,
- b) Stol ikaz veya stol koruma cihazı,
- c) AERODİNAMİK titreşim.

Çeşitli uçakların stol belirtileri daha sonra tartışılacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 3/35
---	--	---	--

01.08.01.05 STOLA YAKLAŞILDIĞINDA UÇUŞ KUMANDALARININ KULLANIMI



Şekil: 01.08.03

Düşük hızlardaki stollarda dinamik basınç çok alçak değerdedir ve uçuş kumandalarının aynı oranda tepki vermesini sağlayabilmek için kontrol yüzeylerine daha büyük hareket vermek gerekecektir. Uçuş kontrolleri tepki vermez veya geç tepki verir şekilde olacaklardır. Eğer bir stol meydana gelmiş ise, çok fazla kanat düşmesi olmadan stoldan kurtulma, hayatı derecede önemlidir. Bir kontrol yüzeyini hareket ettirmek, kordo hattını ve dolayısıyla da húcum açısını değiştirecektir. Stola açısına yakın bir şekilde uçan bir uçağın bir kanadı, diğerinden bir miktar daha az taşıma gücü üretebilir ve bunun sonucunda o kanat düşmeye meyil eder. Düşüyor olan kanadı kanatçık hareketi ile taşımayı denemek, onun húcum açısını yükselticek (Şekil: 01.08.03) ve komple kanat stoluna neden olacak, kanadın daha da düşmesi sonucunu doğuracaktır. Stola yakın hızlarda kanatçılar dikkatli bir şekilde kullanılmalıdır. Küçük tip uçaklarda rudder kullanılarak uçağa yaw hareketi vermek, düşen bir kanadın hızını artırarak yatay pozisyonu gelmesini sağlayabilir. Büyük uçaklarda, bu amaçla rudder kullanılması tavsiye edilmemektedir.

01.08.02.0 STOLUN ANLAŞILMASI

JAR 25.201 (d) göre;

Uçağın belirtileri pilota, uçağın stol olduğuna dair açık ve net, kabul edilebilir belirtiler vermiş ise uçak stol olmuş olarak değerlendirilir.

Stolun kabul edilebilir göstergeleri, tek başına veya birlikte meydana gelebilirler ki bu belirtiler;

- (1) Burunun, kolaylıkla engellenmeyecek şekilde aşağı düşüşü,
- (2) Hızı daha da azaltacak şiddet ve tehlikedeki titreşimler,
- (3) Pitch kontrolü en arka noktaya dayanıp orada kısa bir süre tutulmasına rağmen pitch hareketinde daha fazla bir hissedilmenin olmaması.

01.08.03.0 STOL SÜRATI

Gerekli pist uzunlıklarının kabul edilebilir minimumlarda olması için, kalkış ve inişlerde düşük hızda (yüksek húcum açısından) uçmak gerekmektedir. İstenmeyen stol durumundan kaçınmak için ulaşabilecek minimum hız değerleri belirlenmelii ve uygulanmalıdır. Bunun için, stol hızı ile müsaade edilen minimum normal çalışma hızı arasında emniyet için belirli bir fark olacaktır.

Pratik olarak, yeni bir uçak tipinin imalatı esnasında, test uçuşunda ve bilgisayar çalışmalarında (modelling) uçak uçurularak stol yapılır ve stol hızı tespit edilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/35
---	--	---	--

JAR 25.103(b) göre:

Stol süratı (V_s) aşağıdakilerden daha büyük olmalıdır:

**Yoğunluk irtifası,
işari stol hava hızını
etkilemez**

- (1) Uçak stol olduğunda elde edilen minimum kalibre edilmiş uçuş hızı (CAS) Ref. Para. 01.08.01.06; veya;
Pitch kontrol, durdurma noktasında iken, uçağın kontrol edilebildiği asgari istikrarlı düz uçuş hızı, saniyede 1 knotu geçmeyen giriş oranı ile.
- (2) 1 g lik stol hızının ($V_s = 1g$) %94 üne eşit kalibre edilmiş uçuş hızı (CAS).

Bir g stol hızı ($V_s = 1g$), hava aracının stol açısından daha büyük bir hucum açısından olmadan, ağırlığı kadar taşıma kuvveti oluşturabildiği minimum kalibre edilmiş uçuş hızıdır.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S$$

Minimum hız $C_{L MAX}$ 'da alınır ve bu nedenle;

$$V_{S1g} = \sqrt{\frac{L \text{ or } W}{\frac{1}{2} \rho C_{L MAX} S}}$$

5. bölümdeki örnek uçağı ele alırsak, V_{S1g} 150 knot dır. Bunun %94 ü 141 knottur.

Uçurulabilirlik sertifikası alınırken ki uçuş testleri esnasında tespit edilen stol hızının da araştırılması gereklidir ki hangi hızın daha büyük olduğu belirlensin.

Diyelim ki uçağın engel olunamayan burun aşağı hareketi 150kt CAS de ancak yüksek şiddetteki titreşimler ise 155kt CAS de başlıyor. Bu durumda V_s bu iki hızdan daha büyüğü olan 155kt CAS olarak belirlenir.

Farklı tipte başka bir uçak, stoldan kurtulma işleminden önce kontrol edilemeyen burun aşağı pitch veya ciddi titreşim vermeye bilir. Bunun yerine pitch kontrol tam arkada kısa bir süre tutulduğunda, pitch hareketinde daha fazla yükselme olmama durumu gözlenebilir. Eğer bu olayın meydana geldiği minimum CAS değeri hesaplanmış $V_s 1g$ in % 94 ünden daha büyük ise, V_s olarak belirlenir.

JAR 25.103 (a) yorumu:

Stol hızı (V_s), aşağıda belirtilenler ile tespit edilmelidir:

- (1) Stol hızında sıfır güç (thrust),
- (2) İniş takımları ve flapların her durumunda,
- (3) Değişik ağırlıklarda,
- (4) Müsaade edilebilir en uygunsuz ağırlık merkezi konumu,
- (5) Uçak, pilotun seçeceği 1.2 Vs den daha düşük ve 1.4 Vs den daha yüksek olmayan bir hızda düz uçuş yapacak şekilde tim edilmişken.

Yukarıdaki durumların her biri ile V_s değişebilir. V_s ye etki eden ilave faktörler, yük faktörü, sıfırdan büyük thrust ve kanat kırılığıdır. Tüm bu etkiler daha sonra teferruatlı ele alınacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 5/35
---	--	---	--

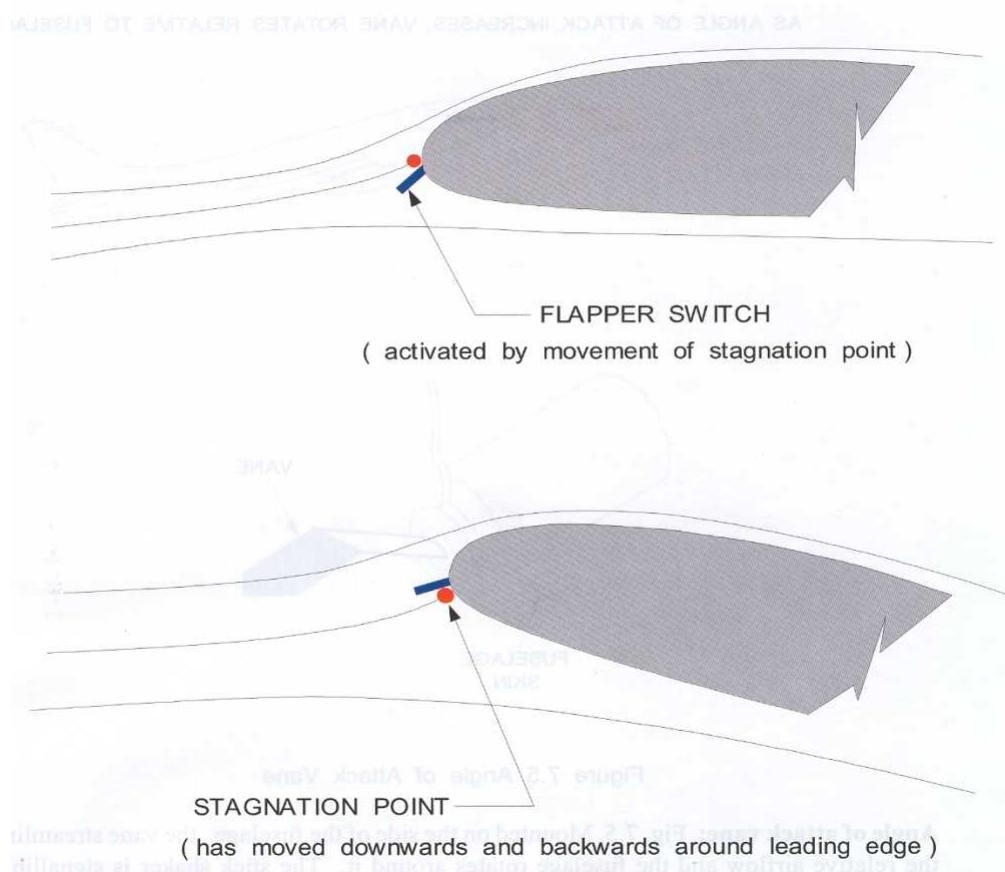
01.08.03 STOL İKAZI

Her konfigürasyondaki stol hızlarının belirlenmesiyle, stoldan kaçınmak için yeteri kadar zaman önceden uyarı yapacak bir ikaz sisteminin olması gerekmektedir.

JAR 25.207 yorumu :

- (a) Flaplar ve iniş takımları ile normal herhangi bir pozisyondaki uçuşa istenmeyen stolun önlenmesi için gereken stol ikazının, düz ve dönüşlü uçuşlarda pilotu yeteri kadar önceden açık ve net bir uyarması gereklidir. İlave olarak, stol ikazı, uçuş sistemlerinde oluşacak hatalar sonrası yüksek taşıma aletlerinin kullanımıyla oluşabilecek her türlü anormal uçuş konfigürasyonunda da çalışacak durumda olmalıdır.
- (b) Stol ikazı ya uçağın doğal aerodynamic özelliklerini kullanılarak yada normal şartlardaki uçuşlarda açık ve net ikaz verecek şekilde tasarlanabilir. Ancak, pilotun dikkatini gerektiren bu görsel ikaz tek başına yeterli değildir. Eğer bir ikaz cihazı kullanılacak ise, bu cihaz (a) paragrafında belirtilen her konfigürasyonda ve (c) paragrafında belirtilen hızlarda ikaz verecek şekilde olmalıdır.
- (c) Hız, saniyede 1 knot dan fazla olmayacağı şekilde düşürülebilir ve değerinin de stol hızını en az, %5 yada 5 knot CAS dan büyük olanı kadar geçtiği durumlarda stol ikazı başlamalıdır. Stol uyarısı hücüm açısının uyarının başladığı andaki değerine düşürülebilir ana kadar devam etmelidir.

SUNİ STOL İKAZ ALETLERİ



Şekil: 01.08.04

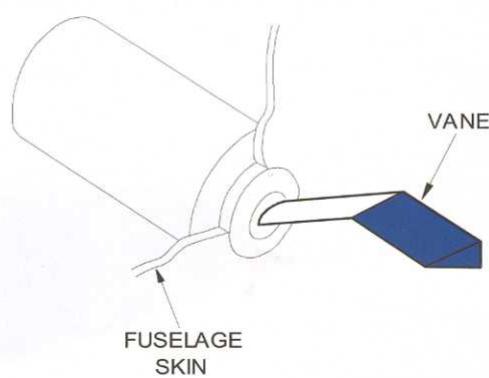
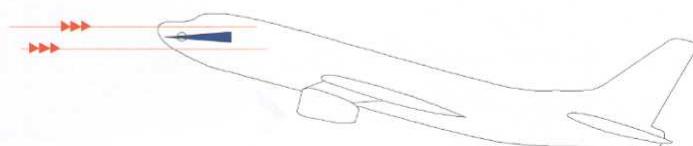
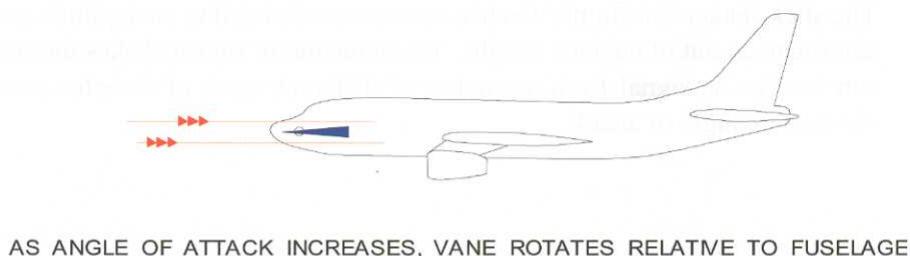
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/35
---	--	---	--

Küçük uçaklarda, kanat yüzeyinden havanın erken ayrılması sonucunda oluşan kanat titreşimleri ile yatay stabilize kontrollerini de sarsabilecek yatay ve dikey stabilizelerdeki titreşimler de stol ikazı olarak kullanılabilirler. Bu suni stol ikazı genellikle vizülti veya korna şeklinde verilir.

Diğer tip uçaklarda, daha gelişmiş bir kanat yapısı olduğundan, hava akışı yüzeyden daha geç ayrıılır ve aerodynamic stol ikazı ya hiç olmaz yada faydalı bir ikaz olabilmesi için çok geç kalır. Büyük uçaklarda, suni stol ikazı için yaygın olarak, ışık ve gürültü yapıcı ile birlikte lövye titretici de kullanılır.

Lövye titretici (Stick shaker) : Büyük uçaklarda suni stol ikazı için kullanılan yaygın bir alettir. Lövye titretici, isminde geçtiği gibi lövyeyi titretir ve pilotu uyarır. Uçak oto-pilotda uçarken olduğu gibi, pilotun eli lövyeeye dokunmadığı durumda, çok sessiz bir titretici stol ikaz görevini yerine getiremez. Bu nedenle lövye titreticiye gürültü yapıcılar ilave edilmiştir.

Lövye titreticisi, dengesiz bir ağırlığı hareket ettirebilecek basit bir elektrik motordur. Her lövyeeye birer kelepçe ile tutturulmuştur. Motor çalıştığında lövyeyi titretir. Lövye titretici sinyalini, hücum açısının değişmesiyle çalışan çeşitli tiplerdeki dedektörlerden alabilir.



Şekil: 01.08.05

Flapper switch (hücum kenarı stol ikaz vane'i) : Şekil: 01.08.04 te görüldüğü gibi, hücum açısı büyüğükçe, hücum kenarındaki durgun nokta aşağıya ve geriye doğru hareket eder. Flapper switch, ikaz verilmesi gereken hücum açısında, durgun noktayı switchin altına doğru hareket ettirecek şekilde yerleştirilmiştir ve böylece yükselen basınç switchi kaldırır ve kapatır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 7/35
---	--	---	--

Hücum açısı vane'i : Şekil: 01.08.05 de görüldüğü gibi gövdenin kenarına monte edilmiştir. Hava akımından etkilenerek hücum açısına göre gövdenin etrafında döner. Uygun hücum açısından lövyetitreticisi sinyal verir.

Hücum açısı probe'u : Gövdenin kenarına monte edilmiştir. Probe, nispi hava akışının açısının değişikliklerine hassas oyuklara sahiptir.

Tüm bunlar hücum açısını hissederek, uçak gövdesindeki değişiklikleri otomatik olarak izler. Çoğunlukla hücum açısı değişikliklerinin hızını da hesaplar ve stola hızlı yaklaşım durumlarında önceden ikaz verir. Dedektörler genellikle, konfigürasyon değişiklikleri için mukayeseli dengelenmişlerdir ve mutlaka ya ısıtlırlar yada buzlanmaya karşı korunurlar. Uçağın yana kayışlarından etkilenmemeleri için genellikle her iki yanda olmak üzere iki tane yerleştirilmişlerdir.

01.08.04.02 STOL İÇİN TEMEL GEREKLİLİKLER (JAR & FAR)

Gerekli stol karakteristikleri (Referans, JAR 25.203);

- (a) Kanatçık ve dikey stabilizelerin kullanımı ile yatis ve dönüş hareketleri, hava aracı stol olana kadar yapılmamalı ve düzeltilebilir. Anormal burun yukarı yunuslama olamaz. Stola kadar ve stol esnasında boylangsال kontrol kuvveti pozitif yukarı olmalıdır. Ayrıca, stoldan korunmak ve kontrollerin normal kullanımı ile stoldan kurtulmak mümkün olmalıdır.
- (b) Düz uçuştaki kanat stollarında, stolun başlangıcından stoldan kurtulma anına kadar olan yatis 20° yi geçmemelidir.
- (c) Dönüşlü uçuş stollarında, stoldan sonra uçağın hareketleri keskin veya aşırı olmamalı, normal pilot yetenekleri ile stoldan hemen kurtulmayı ve uçağın kontrolunu tekrar tesis etmeyi zorlaştırmamalıdır. Stoldan kurtulma esnasında meydana gelecek yatis açısı aşağıdakileri geçmemelidir:
 - (1) Hız düşüş oranı saniyede 1 knot'a kadar olan durumlar için, dönüşün orijinal istikametine doğru takibi 60° , veya aksi istikamete 30° ,
 - (2) Hız düşüş oranı saniyede 1 knot'dan fazla olan durumlar için, dönüşün orijinal istikametine doğru takibi 90° veya aksi istikamete 60° .

01.08.05.00 KANAT DİZAYN KAREKTERİSTİKLERİ

Stol sebebinin; taşıma kuvvetinin kaybolması, sürtünmenin artması ve uçağın irtifa kaybetmesi ile sonuçlanan hava akımının yüzeyden ayrılması olduğu gösterilmiştir. Bu ifadenin genel olarak doğru olmasının yanında kanat dizaynı ve profil şekli de uçağın stol karakteristiklerini etkilemektedir.

01.08.05.01 AERODİNAMİK KESİT ETKİLERİ

Aerodinamik kesit şekli, stol oluş biçimini etkiler. Bazı kesitlerde stol çok ani olarak meydana gelip, taşıma kuvvetindeki düşüş çokken, bazı kesitlerde stola yaklaşma daha ilimli ve taşıma kuvvetinin azalması daha az tehlikelidir.

Genel olarak, bir uçak çok ani olarak stol olmamalıdır ve stola yaklaşırken, uçağın kontrol kumandalarında oluşan etkiler pilota gerekli ikazı vermelidir. Bu ikaz şekli genellikle titreşim yada kumandaların verdiği tepkide oluşan azalma şeklinde olur. Eğer belli bir kanat dizaynı çok ani stol oluyor ise, bazı suni stol öncesi ikaz aletleri ve hatta stoldan korunma aletleri kullanılmalıdır.

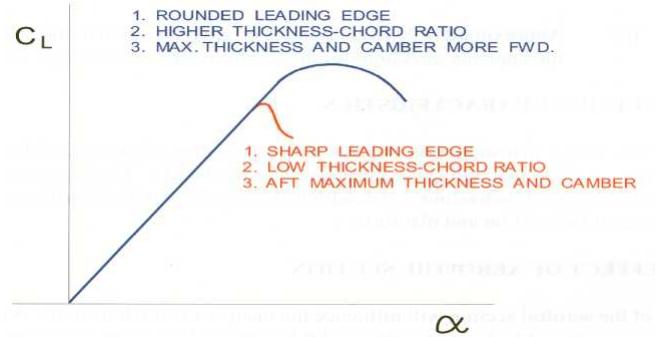
Belirli bir aerodinamik kesit, daima aynı hücum açısında stol olur.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/35
---	--	---	--

Aerodinamik kanat profilinin stola yakın davranışlarını etkileyen dizayn özellikleri şunlardır:

Şekil: 01.08.06

- a) Hüküm kenarı yarı çapı,
- b) Kalınlık – korda oranı,
- c) Bombe, özellikle hücum kenarına yakın bölgedeki bombe miktarı,
- d) Azami kalınlık ve azami bombe noktasının korda hattı üzerindeki konumu.



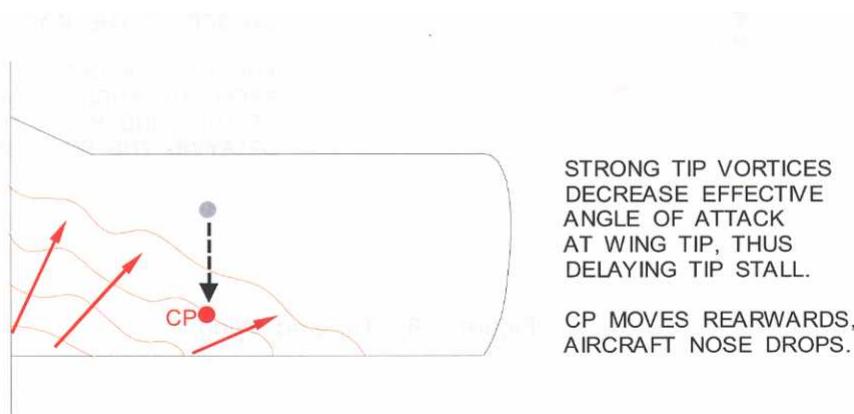
Genel olarak, burun sivrildikçe (küçük hücum kenarı yarıçapı), profil inceldikçe veya maksimum kalınlık ve maksimum bombe konumları daha geride oldukça, stol daha ani meydana gelir. Şekil: 01.08.06 da yüksek hızlarda daha verimli çalışacak profil gösterilmektedir.

Yukarıda belirtilen aerodinamik profil özellikleri, kanat açılığının belli bölgelerinde stolun oluşmasını veya gecikmesini sağlamak için kullanılabilir.

01.08.05.02 KANAT PLAN ŞEKLİNİN ETKİSİ

Temel kanat plan şekillerinde, hava akışı ayrılması tüm genişlik boyunca aynı anda olmaz.

Dikdörtgen kanat : Şekil: 01.08.07. Dikdörtgen kanatta, ayrılma kökten başlamaya meyil eder ve uca doğru yayılır. Taşıma kuvvetinde düşme, başlangıç olarak iç tarafta, uçağın (CG) ağırlık merkezine yakın yerde oluşur. Eğer bu olay, bir kanatta diğerinden önce olur ise uçağın yatis yapması için küçük bir meyil var demektir. Uçak irtifa kaybederken kanatlar hemen aynı seviyede kalırlar.



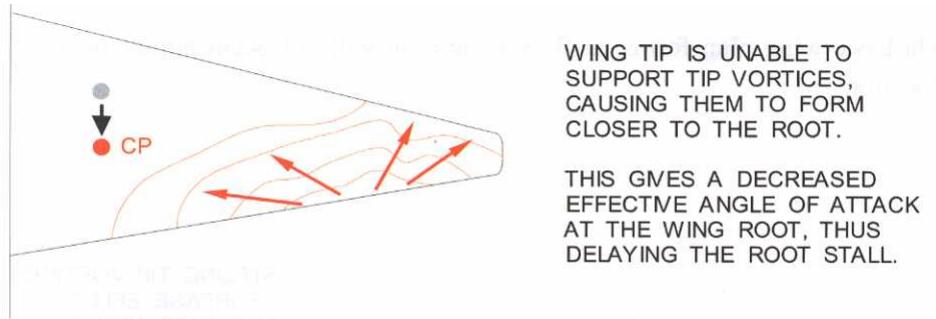
Şekil: 01.08.07

Taşıma kuvveti kaybı uçağın ağırlık merkezinin önünde hissedilir ve CP arka tarafa hareket eder, böylece burun düşer ve hücum açısı azalır. Bu nedenle uçağın, stolu oluşturan yüksek hücum açısından doğal olarak uzaklaşma meyli vardır. Kanat kökünden ayrılan hava akışı, arka gövdeye ve kuyruk bölgесine ilerler ve oluşan aerodinamik titreşimler yaklaşan stolu ikaz eder. Kanatçıklar, hava akımının ayrılmış olduğu bölgenin dışında bulunduğuundan stol başladığında etkili kalmaya meyillidirler. Tüm bu faktörler, stolda en fazla arzu edilen tepkiyi gösterirler ki bunlar;

- a) Kanatçık etkinliği,
- b) Burun düşmesi,
- c) Aerodinamik titreşim,
- d) Şiddetli kanat düşmesinin olmaması.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/35
---	--	---	--

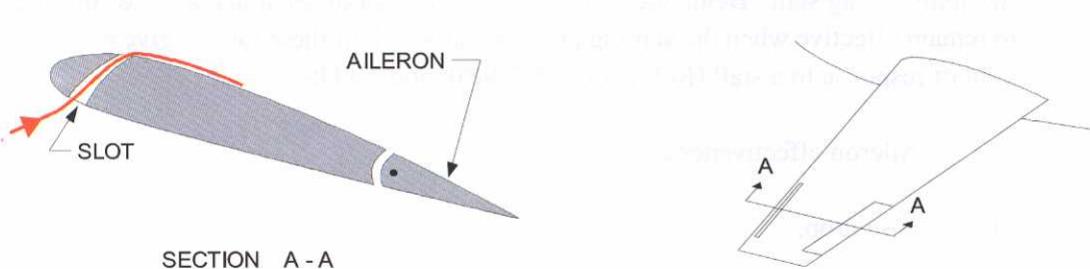
Ancak ne yazık ki, dikdörtgen kanat; kabul edilemez düzeyde bir kanat bükülme karakteristiğine sahiptir ve çok fazla aerodinamik verimliliği yoktur. Bu nedenle çoğu modern uçak konik, yada ok şeklinde kanat şekline sahiptir.



Şekil: 01.08.08 Konik – Daralan kanat (Tapered Wing)

Daralan kanat (tapered wing): Şekil: 01.08.08. Hava akışı ayrılması, kanat uçlarından başlamaya meyillidir ve bu bölgelerde taşıma kuvvetini azaltırlar. Gerçek bir kanadın bu şekilde stol olmasına izin verildiğinde, stol kanatçık titreşimi verecek ve belki de şiddetli kanat düşmesine sebep olacaktır. (Stol esnasında kanat düşmesi, uçağın spin'e girme eğiliminde artışa neden olacaktır). Stol esnasında kuyruk titreşimi, kuvvetli burun aşağı yunuslama momenti görülmez ve kanatçıklar hemen hemen hiç etki yapamazlar. Konik kanatlarda istenilen stol karakteristikleri, aşağıda belirtilenlerden bir veya bir kaçının uygulanması ile elde edilebilir.

- Geometrik dönme (washout), geliş açısının kökten uca doğru azalmasıdır. Bu durum uçlardaki hücum açısını azaltacak ve stol önce kökte olacaktır.
- Aerodinamik profil, ucta daha büyük kalınlık ve bombenin olacağı şekilde kanat açılığı boyunca değiştirilebilir. Kanat uçlarında $C_{L MAX}$ daha yüksek olacağından stol gecikir ve kanat kökünde başlama eğiliminde olur.



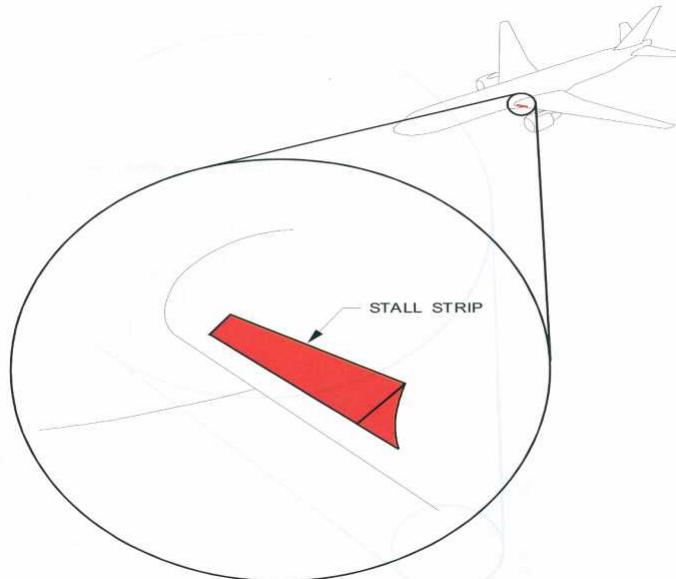
Şekil: 01.08.09 Hüküm Kenarı Slot'u

- Uçlara doğru olan hücum kenarı slotları (Şekil: 01.08.09), hava akımına enerji vererek sınır tabakasının kinetik enerjisini arttırır. Bu durum, bölgesel $C_{L MAX}$ 'ın artmasına neden olur ve uçlardaki hava akışı ayrılmamasını geciktirmede ve kanatçık etkinliğinin korunmasında faydalıdır. Slat ve slot'ların fonksiyonları bir sonraki bölümde tanımlanacaktır.
- Stol paternini geliştirmenin diğer bir yolu da, stolu kökte oluşması için zorlamaktır. Kökteki, daha küçük yarıçaplı hücum kenarı aerodinamik profili, hava açısının ayrılmamasının daha küçük hücum açılalarında olmasını sağlar fakat toplam kanat verimliliğini düşürür. Aynı sonuç, hücum kenarına üçgen bir şerit yerleştirerek de elde edilebilir. Şekil: 01.08.08

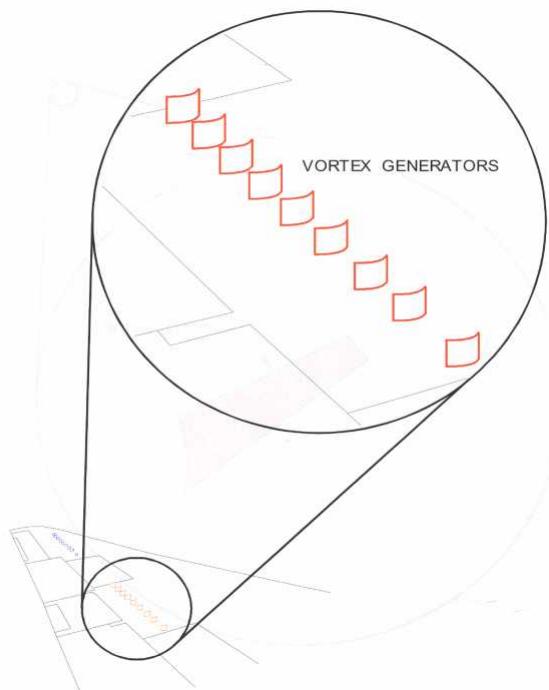
Daha yüksek hücum açılalarında stol şeritleri hava akışı ayrılmasını kolaylaştırır, fakat düz uçuşa kanat verimliliğini etkilemez.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 10/35
---	--	---	---

- e) Anafor yaratıcılar, (hava akımı bozucular) (vortex generators), (Şekil: 01.08.11) sıra şeklinde dizilmiş ince, aerofoil şeklinde pallerdir. Hava akışı içerisinde 2-5 cm yüksekliğinde dikey çıkıştı yaparlar. Bunların her biri küçük girdaplar oluşturarak yüksek enerjili serbest hava akışının sınır tabakası ile karışarak sınır tabakasına kinetik enerji ilave etmesine sebep olur. Bu durum, sınır tabakasının enerjisinin artmasına ve hava akışının ayrılmamasının gecikmesine neden olur.

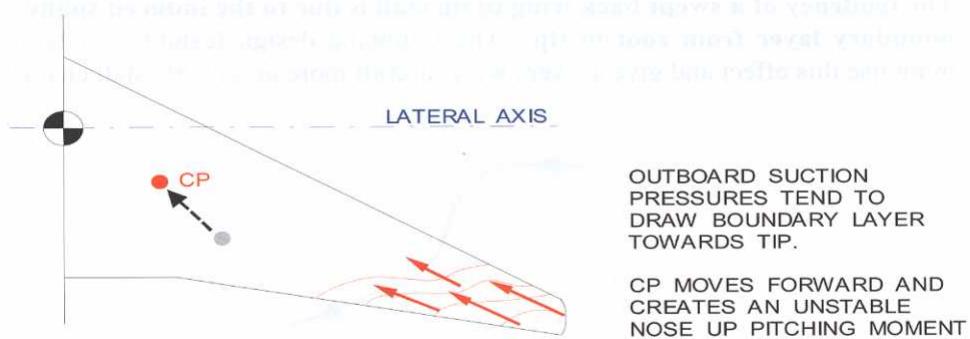


Şekil: 01.08.08 Stol Strip



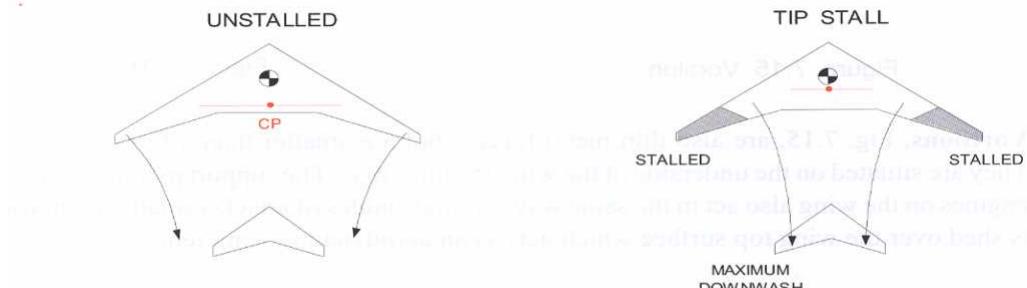
Şekil: 01.08 11 Vortex Generators

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 11/35
---	--	---	---



Şekil: 01.08.12 Kanat Fence

Sweepback : Geriye meyilli bir kanat (ok kanat), (swept wing) (Şekil: 01.08.12), daha yüksek azami hız elde edebilmek için kullanılır fakat bu tip kanatlarda stol kanat ucunda başlamaya meyillidir. Uçlardaki taşıma kuvveti kaybı CP yi öne doğru hareket ettirerek, burun yukarı yunuslama momenti (pitching moment) verir.

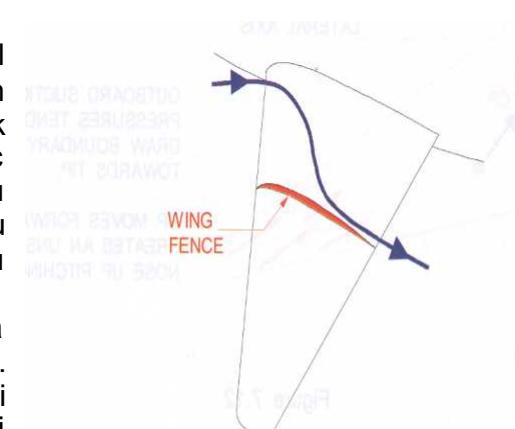


Şekil: 01.08.13

Konsantr etkili taşıma kuvveti üretimi, iç tarafa doğru kayar ve maksimum aşağı akım (downwash) kuyruğa etki eder (Şekil: 01.08.13) ve burun yukarı yunuslama momentini daha da artıracak bir etki yapar. Bu etkiye en aza indirmek için kuyruğu, kanattan gelen aşağı hava akımının (downwash) etkisinin daha az olmasını sağlayacak şekilde, mümkün olduğunda aşağı seviyeye ve hatta kanat korda hattının daha da alt seviyesine monte etmek gereklidir.

Pitch up (burun yukarı-yukarı yunuslama): Ok kanat, stol olmaya başlar başlamaz, CP'nin ileri hareketi ve kuyruktaki artan aşağı hava akım, uçağın hücum açısını daha da artıracak şekilde burnunu hızlı bir şekilde yukarı kaldırır. Stolda hiç istenmeyen bu durum, pitch kontrolünün tamamen kaybolmasını sağlayarak stoldan kurtulmayı imkansız hale getirebilir. Bu durum pitch-up (yükarı yunuslama) olarak bilinir ve yüksek hızlı uçaklar için çok tehlikeli bir karakteristiktedir.

Ok kanadın uç stoluna meylinin nedeni, kanat açıklığı boyunca sınır tabakasının kökten uca doğru indüklenmiş akımıdır. Aşağıda belirtilen dizayn özelliklerini, ok kanadın bu etkisini asgariye indirmek ve daha kabul edilebilir stol karakteristikleri vermek için kullanılabilir.

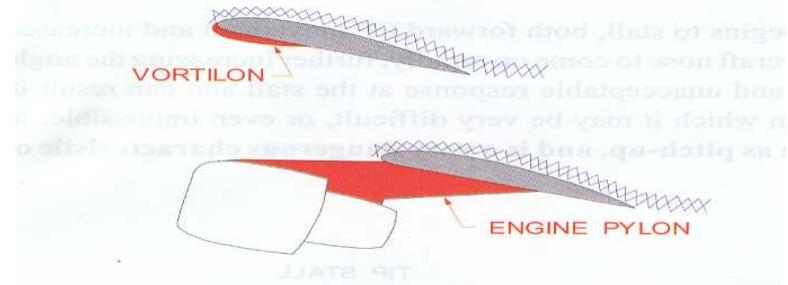


Şekil: 01.08.14 Kanat Çiti

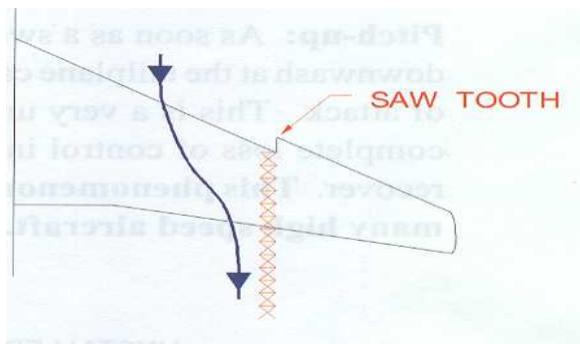
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 12/35
---	--	---	---

Wing fences (kanat çiti) sınır tabakasının dışarıya doğru kaymasına engel olmak için hucum kenarından firar kenarına kadar üst yüzey boyunca uzanan ince metal çitlerdir.

Vortilons, Şekil: 01.08.15, tüm korda boyu uzanan çitlerden daha küçük kanat hucum kenarı alt tarafına yerleştirilen metal çitlerdir. Motorları kanada monte etmek için kullanılan pylonlar da aynı etkiye yaratırlar. Yüksek hucum açılarında, kanat üst yüzeyi üzerinde, aerodinamik bir kanat çiti gibi görev yapan küçük fakat etkili bir girdap oluşur.



Şekil: 01.08.15 Vortilon

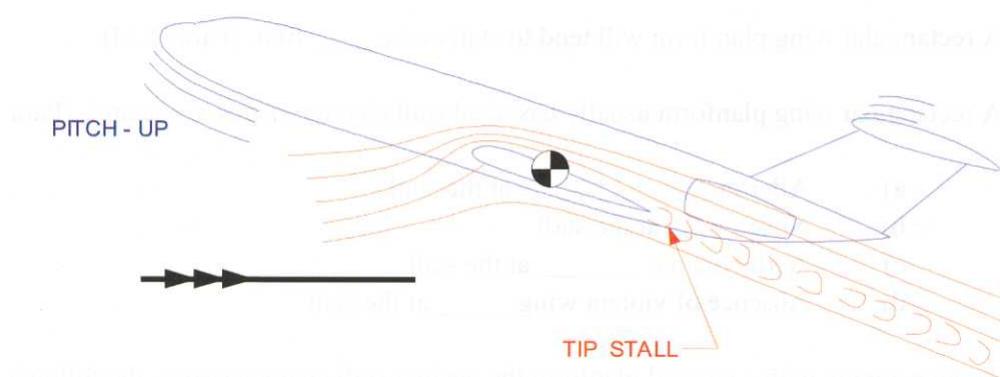


Saw tooth (testere dişi) hucum kenarı, (Şekil:01.08.16) yüksek hucum açılarında, kanat üst yüzeyinde kuvvetli girdap oluşturarak genişlik boyunca olan sınır tabakası akışını asgariye indirir (modern yüksek hızlı jet uçaklarında nadiren kullanılır).

Şekil: 01.08.16 Saw Tooth

02.08.03.01 SUPER STALL (DERİN STOL)

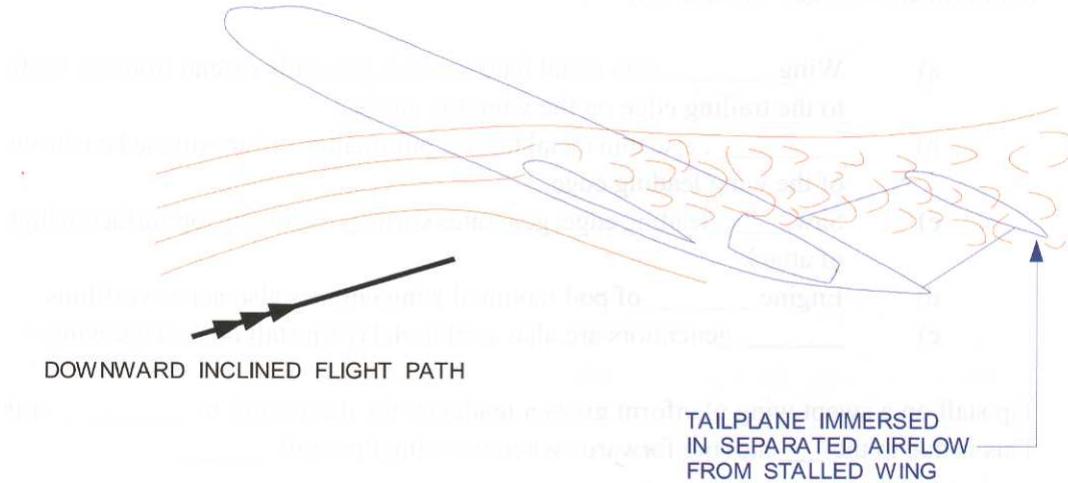
Ok kanat, önce kanat uçlarına yakın bölgeden stol olmaya meyillidir. Uçlar, ağırlık merkezinin (CG) arka tarafında bulunduğuundan, uçlardaki taşıma kuvveti kaybı, yukarı pitch (yunuslama) hareketinin hızla artmasına ve sonuç olarak hucum açısının artmasına neden olur. (Şekil: 01.08.17)



Şekil: 01.08.17 Pitch - up

Pitch-up (yükarı yunuslama) sonucu otomatik olarak artan hucum açısı kanadın daha büyük bir bölümünün stol olmasına neden olur. Geri sürükleme hızı bir şekilde artar, taşıma kuvveti azalır ve uçak ani olarak sabit burun yukarı vaziyette düşüşe geçer. Bu durum, hucum açısının ilave olarak hızla yükselmesine neden olur (Şekil: 01.08.18).

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 13/35
---	--	---	---



Şekil: 08.01.18 Süper Stol

Stol olmuş kanattan ayrılan düşük enerjili turbülanslı hava, yüksek seviyeli kuyruk takımı ("T" kuyruk) üzerinden akar (Şekil: 01.08.18). Bu durum kanatçık etkinliğini önemli ölçüde düşürerek, pilot için hücum açısını düşürmeyi imkansız kılar. Uçak, süper stol veya derin stol denilen durumda sabitleşecektir. Açıkça, ok kanat ve yüksek seviyeli kuyruk ("T" kuyruk) kombinasyonu, super stol veya stolu oluşturan iki faktördür.

SWEPT-BACK WING (GERİ OK KANAT, UÇLARI GERİYE DARALAN KANAT) ANA FAKTÖRDÜR.
Swept-back kanadın pitch-up'a olan meylinin, dizayn modifikasyonları ile azaltılabileceği gösterilmiştir. (Wing fences, vortilons & saw tooth leading edge). Bu modifikasyonlar, sınır tabakasının kökten uca kanat açıklığı boyunca akışını asgariye indirir. Bu aletler, uç stolunu geciktirir. Vortex jeneratörleri de, uç stolunu gecitmek ve stol karakteristiklerini geliştirmek için sıkılıkla kullanılır.

Stol başlangıcının kanat kökünde olması da sağlanabilir. Bu kanat kökündeki profilinin ayarlanması, stol şeritlerinin yada daha az etkili hücum kenarı flaplarının (Kruger flaps) kanadın iç kesimlerine yerleştirilmesi ile sağlanabilir.

DC-9, MD-80, Boeing-727, Fokker-28 ve diğer bazı uçaklar geriye doğru eğimli kanada ve yüksek montajlı kuyruk takımına (T kuyruğa) sahiptirler. Bunların motorları da arka gövdeye takılmışlardır. Motorların buraya takılmasındaki sebep, dizayncıların ilk olarak yatay stabilizeleri dikey stabilizerenin üst kısmına yerleştirmiş olmasıdır. Bunların süper stola etkileri yoktur.

01.08.05.04 SUPER STOLDAN KORUNMA – LÖVYE İTİCI

Süper stol karakteristiği sergileyen bir uçağa, uçağı stoldan koruyacak bir cihazın takılması zorunludur ve lövye itici bunlardan biridir. Süper stolun gelişimi insanın verebileceği reflekslerden daha hızlı olduğu için, uçak stol olmaya başladığı anda tepki vermeye başlamak uçağı stoldan kurtarmak için çok geç olacaktır.

Lövye itici, stol başlamadan önce belirlenen bir sınırla (asgari $1.05 V_s$) harekete geçer. Elevatör kontrol sistemine takılmış bir cihazı kullanarak, süper stol başlamadan lövyeyi fiziki olarak ileri ittip hücum açısını düşürür.

İttirme gücü takribi 80 libredir. Bu güç, etkili olabilmesi için yeteri kadar yüksek fakat kalkış ve pas geçme durumunda tutmaya engel olmayacak kadar düşük olacak şekilde ayarlanmıştır. Bir arıza yapması durumunda, lövye itici sistemi dump yapmak (boşaltmak) için bir sistem konmuştur. Bir defa dump yapıldıktan sonra, ittirici normal olarak uçuşa eski haline getirilemez.

Lövye ittirici çalışmaya başladıkten sonra, hücum açısı uygun bir değerin altına düştüğünde, otomatik olarak devreden çıkar.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 14/35
---	--	---	---

01.08.05.05 STOL HİZINI ETKİLİYEN FAKTÖRLER

Paragraf 01.08.03 te uçağın stol olacağı (V_s) CAS hız detaylı olarak anlatılmıştır. Stolun, kritik hucum açısı aşıldığında meydana geldiğini biliyoruz. Stolun, uçağın hızı ile bir ilgisi yoktur. Kritik hucum açısı, uçak herhangi bir hızdayken asılabilir. Buna rağmen, bir uçak düz uçuşa uçuyorsa ve hız saniyede 1 knotu geçmeyecek şekilde düşürülür ise, stolun olduğu CAS belirlenebilir. Bu stol hızı (V_s), kalkış, manevra, yaklaşma ve iniş hızlarının belirlenmesinde temel oluşturur. Bu hızlar stol hızından belirli bir oranda fazla olacak şekilde ayarlanmıştır ($1.05 V_s$, $1.1 V_s$, $1.2 V_s$, $1.3 V_s$ gibi).

V_s ' yi etkileyen faktörler :

- a) Ağırlığın değişmesi,
- b) Yük faktörünü artıracak manevralar,
- c) Konfigürasyon değişikliği (CL_{MAX} ve yunuslama momentinde değişme),
- d) Motor takası ve pervane müzdevicesi,
- e) Mach sayısı,
- f) Kanat kırılığı,
- g) Aşırı yağmur.

01.08.05.06 1g STALL HIZI

Düz uçuşa uçağın ağırlığı, taşıma kuvveti ile dengelenmiştir.

$$\text{Yük faktörü (n) veya "g" = Taşıma Kuvveti / Ağırlık = L/W}$$

(n) yük faktörü için doğru simbol olmasına rağmen, taşıma ile ağırlık arasındaki ilgi yıllarda yaygın olarak "g" olarak bilinir (1g, günlük yaşamımızda üzerimize etki eden kuvvet). Eğer ağırlıktan daha fazla taşıma kuvveti meydana gelir ise, yük faktörü veya "g" 1 den büyük olacaktır. Uçağa, içindeki her şeye, pilot da dahil uygulanan kuvvet daha büyük olacaktır.

Eğer taşıma kuvveti = Ağırlık olursa, yük faktörü taşıma formülünden bir (1) olacaktır:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_L \cdot S$$

Formüldeki herhangi bir faktör değiştiğinde taşıma kuvvetinin değişeceği görülmektedir. Şimdi vereceğimiz örnekte yoğunluk (ρ) ve kanat alanı (S) olarak verilmiştir. Eğer motor gaz kolu geri çekilirse, geri sürükleme hızı (V) düşürecek ve formüle göre taşıma kuvveti düşecektir. Taşıma kuvvetini sabit tutmak ve düşük hızda 1g'lik uçuşu devam ettirebilmek için, hucum açısı yükseltilerek C_L artırılmalıdır. Hızda daha fazla azalış, hucum açısında da daha fazla bir artışa ihtiyaç doğuracak, daha düşük olan her CAS için daha büyük bir hucum açısı gerekecektir. Son olarak, belli bir CAS da, kanat stol açısına " CL_{MAX} 'a" ulaşır. Bunun ötesindeki taşıma kuvvetini sabit tutmak amacıyla hucum açısından yapılan herhangi bir artış stolu başlatacaktır. Bu ilgiyi görebilmek için taşıma kuvveti formülü aşağıdaki gibi düzenlenebilir.

$$V_{S1g} = \sqrt{\frac{L}{\frac{1}{2} \rho C_{L MAX} S}}$$

**IRTİFA YOĞUNLUĞU, İŞARI
STOL HİZINI ETKİLEMEZ**

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 15/35
---	--	---	---

01.08.05.07 AĞIRLIĞIN STOL HIZI ÜZERİNDEKİ ETKİSİ

C_{LMAX} ta 1g uçuşu için, ağırlıktaki değişim taşıma kuvvetinde de değişim gerektirmekte ve V_{S1g} formülünde de görüldüğü gibi bu da V_{S1g} de de bir değişim gerektirecektir. Örneğin; ağırlıktaki artış V_{S1g} yi artıracaktır. İki farklı ağırlıktaki temel stol hız ilişkisi aşağıdaki formülde görülebilir.

$$V_{S1g \text{ yeni}} = V_{S1g \text{ eskı}}$$

yeni ağırlık

eski ağırlık

Bu ilişki her húcum açısı için geçerlidir. (C_L değerinin hızdan etkilenmediği varsayılsa – prg.01.08.05.15 görüleceği gibi 0.4M den büyük hızlar C_L i etkileyecektir). Düz uçuşa belirli bir húcum açısını koruyabilmek için, ağırlık değiştiğinde dinamik basıncı da (CAS) değiştirmek gerekir.

Örnek olarak : Ağırlığı 588,600 N olan bir uçak 150 Kt CAS ta stol oluyor. 470,880 N ağırlığında stol hızı (V_{S1g}) nedir?

$$V_{S1g \text{ yeni}} = 150$$

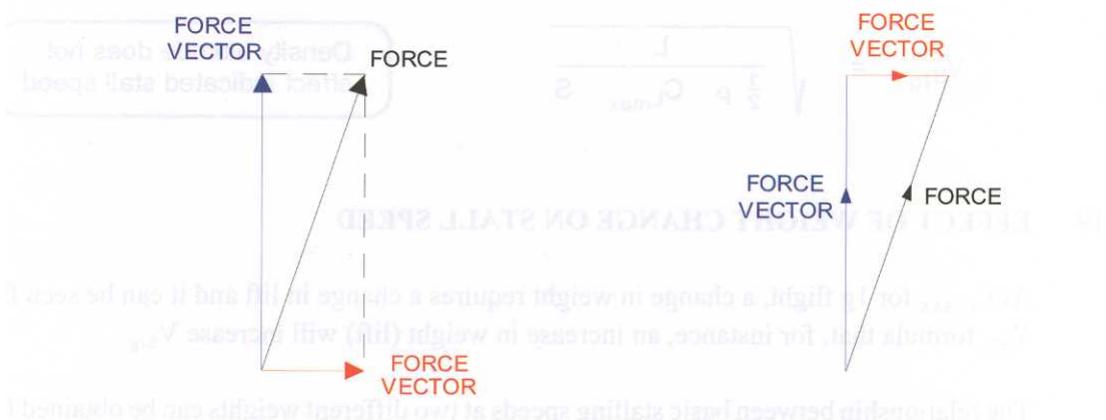
$$\sqrt{\frac{470880}{588600}} = 134 \text{ knots CAS}$$

**AĞIRLIK STOL
ACISINI ETKILEMEZ**

Ağırlıktaki % 20 azalma, stol hızında yaklaşık % 10 düşüş yaratmıştır. (Hesaplamlarda kolaylık sağlama için bu ilişki hatırlanabilir). Ağırlıktaki artıştan dolayı stol hızında olacak değişiklik de aynı yolla bulunabilir.

01.08.05.08 KUVVETLERİN BİLEŞENLERİ VE ÇÖZÜMLENMESİ

Kuvvet vektörel bir büyüklüktür, bir büyüklüğü ve yönü vardır. Tatbik edildiği noktadan geçen düz bir çizgi ile temsil edilir. Uzunluğu kuvvetin büyüklüğünü, istikameti de kuvvetin tatbik edildiği yönü gösterir.



Şekil: 01.08.19 Bir kuvvetin iki vektöre ayrılması

Vektörel büyüklükler olan kuvvetler, bileşke kuvvet oluşturacak şekilde eklenip çıkarıldıkları gibi, bileşenlerine de ayrılabilirler. Vektörler şekil: 01.08.19 da görüldüğü gibi basit bir çizim ile, kendilerini temsil edecek iki yada daha fazla bileşene ayrılabilirler.

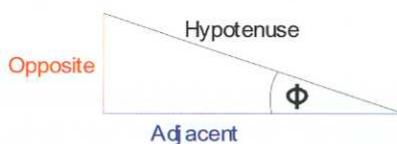
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 16/35
---	--	---	---

01.08.05.09 KUVVET PARALEL KENARI

Eğer bir noktadan etki eden üç kuvvet dengede ise, bir üçgenin kenarları ile temsil edilebilirler. Buna kuvvetlerin üçgeni prensibi denir. Kuvvetlerin paralel kenarı da aynı prensibe dayanır. Paralel kenarın iki kenarı ve diagonal'ı üçgenin kenarlarını temsil eder.

01.08.05.10 KUVVETLERİN PARALEL KENARINI ÇÖZÜMLEMEK İÇİN TRİGONOMETRİ'NİN KULLANILMASI

Eğer dik açılı bir üçgenin, bir açısı ve bir kenarının uzunluğu biliniyor ise, diğer kenarların da uzunluğunu hesap etmek mümkündür. Kuvvetlerin paralel kenarında kenarlar, kuvvet vektörlerinin değerini temsil ederler. Böylece kuvvetlerin değeri hesaplanabilir.



$$\tan \phi = \frac{\text{Opp}}{\text{Adj}}$$

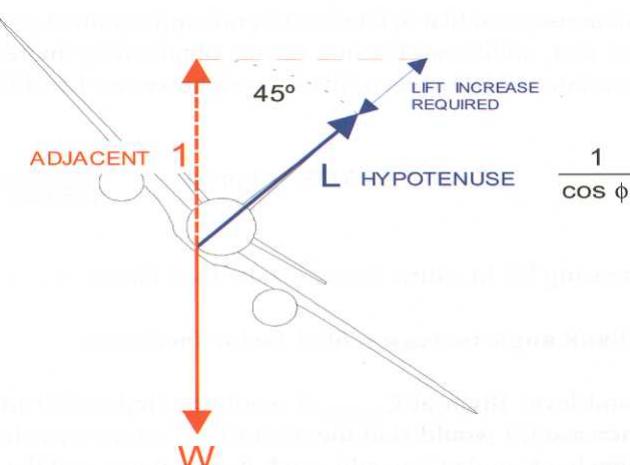
$$\sin \phi = \frac{\text{Opp}}{\text{Hyp}}$$

$$\cos \phi = \frac{\text{Adj}}{\text{Hyp}}$$

01.08.05.11 DÜZ VE UFKİ UÇUŞTAKİ DÖNÜŞTE TAŞIMA KUVVETİNİN ARTTIRILMASI

Şekil: 01.08.20, düz uçuşa 45° lik yatışlı dönüşte olan bir uçağı göstermektedir. Ağırlık, daima dik ve aşağı doğrudur. Taşıma kuvveti ise yatay eksene 45° açıdadır ve dikey ve yatay olmak üzere iki ayrı bileşene ayrılabilir. Uçağın irtifayı muhafaza edebilmesi için taşıma kuvvetinin dikey bileşeninin ağırlığı dengelemesi gereklidir. Ağırlığa eşit bir dikey kuvvet üretemek için taşıma kuvveti arttırmak zorundadır. Dikey kuvveti (1) yatış açısını ϕ (phi) olarak temsil edersek, trigonometri kullanılarak dikey kuvvet ile taşıma kuvveti arasındaki ilişki aşağıdaki gibi temsil edilebilir.

Şekil: 01.08.20



$$\cos \phi = \frac{\text{ADJ (1)}}{\text{HYP (L)}}, \quad \text{Bu formül } L = \frac{1}{\cos \phi} \text{ olur, } L = \frac{1}{0.707} = 1.41$$

Sonuç olarak; 45° lik bir yatışta taşıma kuvveti, ağırlıktan 1.41 kat büyük olmalıdır. Diğer bir deyişle, 45° lik bir yatış dönüşünde taşıma kuvveti % 41 artırılmak zorundadır.

01.08.05.12 YÜK FAKTÖRÜNÜN STOL HİZINA ETKİSİ

Dönüşte, uçağın irtifasını muhafaza edebilmek için, taşıma kuvvetinin ağırlıktan fazla olması gerektiği gösterilmişti. Dönüşlerde hücum açısı artırılarak ilave bir taşıma kuvveti elde edilir. Taşıma kuvveti ve ağırlık arasındaki ilişkiyi anlamak için yük faktörü kullanılmalıdır.

$$\text{YÜK FAKTÖRÜ (n) veya "g" = TAŞIMA KUVVETİ/AĞIRLIK}$$

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 17/35
---	--	---	---

Genel Kaideler;

- (a) Dönüşte taşıma kuvvetinin artırılması, yük faktörünü de artırrır.
- (b) Yatış açısı arttıkça, yük faktörü de artar.

$C_{L_{MAX}}$ ta düz ve ufki uçuştada, aynı anda dönüş yapmak ve irtifayı muhafaza etmek mümkün değildir. Taşıma kuvvetini artırma denemesi uçağı stol yapabilir. Eğer stol hızı üzerinde bir IAS da herhangi bir yatış açısında dönüş başlatılırsa, C_L azami değerine ulaşacak ve uçak 1 g stol hızından daha yüksek bir hızda stol olacaktır.

Düz ve ufki uçuştaki dönüşte taşıma kuvvetindeki artış, sadece yatış açısının bir fonksiyonudur. Yatış açısı veya yük faktörünün fonksiyonu olarak stol hızını hesaplayabilmek için aşağıdaki formül kullanılabilir.

$$V_{St} = V_s \sqrt{\frac{1}{\cos \phi}}$$

**YÜK FAKTÖRÜ STOL
AÇISINI ETKİLEMEZ.**

Burada V_{St} dönüşteki stol hızını belirtir.

Örnek; uçağımız ele alınırsa: 1 g stall hızı 150 knots CAS dır. 45° lik yatış açısında stall hızı ne olacaktır.

$$V_{St} = 150 \sqrt{\frac{1}{0.707}} = 178 \text{ knots CAS}$$

60° deki yatış açısında stol hızı:

$$V_{St} = 150 \sqrt{\frac{1}{0.5}} = 212 \text{ knots CAS}$$

45°lik yatış açısında stol hızı, V_s den % 19 daha büyütür. Ve 60° lik yatış açısında stol hızı, V_s den % 41 daha büyütür. Bu oranlar her tip uçak için geçerli ve doğru olacaktır.

Yatış açısı artırıldığında, stol hızı artan bir hızda artacaktır. Yüksek C_L de çalışırken, özellikle kalkış ve iniş esnasında, orta derecede yatış açısı kullanılarak manevra yapılmalıdır. Modern yüksek hızlı jet taşıma uçaklarında, görev esnasında kullanılacak mutlak maksimum yatış açısı 30° dir (acil manevralar hariç). Normal maksimum ise 25° dir. Daha yüksek irtifalarda normal maximum 10° - 15° dir.

1 g stol hızı $V_{S1g} = 150$ kt olursa, 25° ve 30° lik yatışlı dönüşteki stol hızının hesabı;

25° = 158 kt CAS (stol hızı % 5 artar, lift % 10 artar).

30° = 161 kt CAS (stol hızı % 7 artar, lift % 15 artar).

45° = 178 kt CAS (stol hızı % 19 artar, lift % 41 artar).

60° = 212 kt CAS (stol hızı % 41 artar, lift % 100 artar).

15° lik düz ve ufki uçuştada yatışlı dönüşte stol hızı 153 kt CAS olursa ve stol hızını 45° yatışlı dönüşte hesaplamamız gerekirse, önce 1 g stol hızının hesaplanması gereklidir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 18/35
---	--	---	---

$$V_{S_t} = V_{S_{1g}} \sqrt{\frac{1}{\cos 15^\circ}} \quad \text{transposition gives} \quad V_{S_{1g}} = \frac{V_{S_t}}{\sqrt{\frac{1}{\cos 15^\circ}}}$$

$$V_{S_{1g}} = \frac{153}{1.02} = 150 \text{ kt CAS}$$

01.08.05 12 YÜKSEK TAŞIMA ALETLERİNİN STALL HIZI ÜZERİNDEKİ ETKİSİ.

Modern yüksek süratli jet taşıma uçakları, nispeten düşük kalınlık/korda oranlarında ok kanatlara sahiptirler (örnek: A310 için %12). Bu kanatlar için $C_{L_{MAX}}$ in toplam değeri oldukça düşüktür ve temiz stol hızı dolayısı ile yüksektir. Iniş ve kalkış hızlarını azaltmak için, çeşitli aletler, $C_{L_{MAX}}$ in kullanılabilir değerini yükseltmek amacıyla kullanılır. Stol hızını düşürmeye ilaveten bu yüksek taşıma aletleri stol karakterlerini de değiştirir. Bu aletler:

- a) Hüküm kenarı flapları ve slatları,
- b) Firar kenarı flapları,

1 g stol formülünden;

$$V_{S_{1g}} = \sqrt{\frac{L}{\frac{1}{2} \rho C_{L_{max}} S}}$$

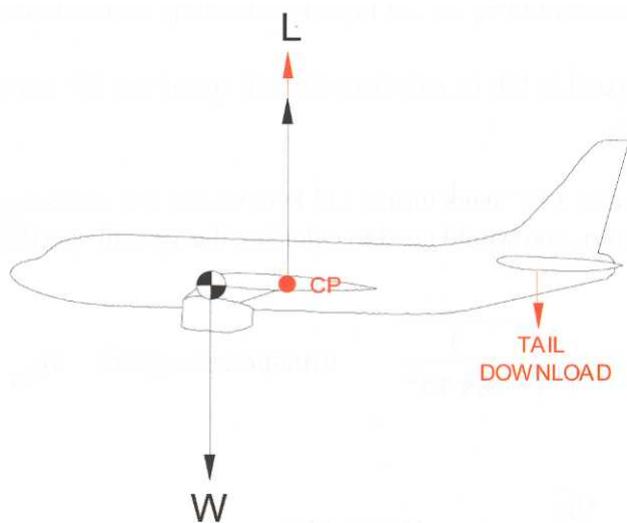
$C_{L_{MAX}}$ da artışın stol hızını düşüreceği görülmektedir. Bir çok modern yüksek taşıma aletleri ile $C_{L_{MAX}}$ %100 artırmak mümkün olabilir. Yüksek taşıma aletleri bir sonraki bölümde anlatılacaktır. Yüksek taşıma aletleri stol hızını azaltır ve dolayısı ile minimum uçuş hızını düşürerek daha kısa kalkış ve iniş rulesi sağlarlar.

01.08.05.12 CG (AĞIRLIK MERKEZİ) KONUMUNUN STOL HİZINA ETKİSİ

JAR 25.103 (a) göre; V_s en arzu edilmeyen CG pozisyonunda belirlenmelidir.

Şekil: 08.01.21

Eğer CG, CP nin önünde ise (Şekil: 08.01.21), burun aşağı moment oluşur ve bu harekete karşı koyacak bir takat/sürtünme momenti olmaz ise kanaatçıklar dengeyi sağlayabilmek için aşağı yük temin etmek zorundadır. Artan aşağı kuvvette eşit bir şekilde yukarı kuvvet artırılmak zorundadır. 1 g stol formülünde görüldüğü gibi $C_{L_{MAX}}$ artan taşıma kuvetine birçok kez bölünebilir.



CG nin öne hareketi stol hızını yükseltir.

$$V_{S_{1g}} = \sqrt{\frac{L}{\frac{1}{2} \rho C_{L_{max}} S}}$$

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 19/35
---	--	---	---

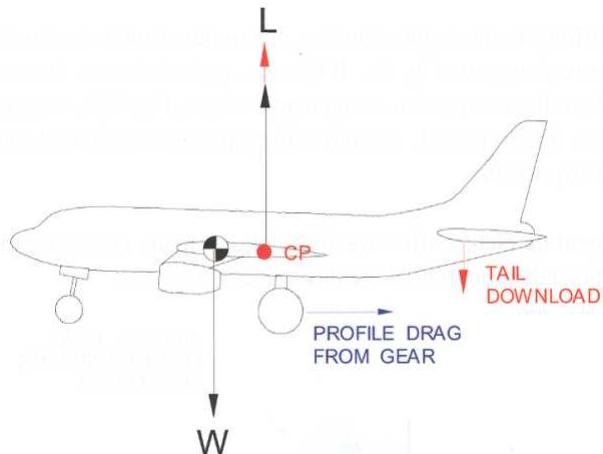
01.08.05.13 İNİŞ TAKIMLARININ STOL HİZINA ETKİSİ

Şekil: 08.01.22 de görüldüğü gibi, iniş takımları aşağıda iken CG nin altındaki profil sürtünmesi artacaktır. Bu durum burun aşağı yunuslama momenti verecek ve kuyruk aşağı yükü artırılarak balans elde edilebilecektir. Artan aşağı hareketi dengelemek için taşıma kuvveti artırılmak zorundadır.

Şekil: 08.01.22

(İniş takımlarının açılma istikametinden dolayı CG nin hareketi, stol hızı üzerinde ihmal edilebilir bir etkisi olacaktır). İniş takımları açıldığında profil sürtünmesi yükseleceğinden etki büyüyecektir.

İniş takımlarının açılması stol hızını artıracaktır.



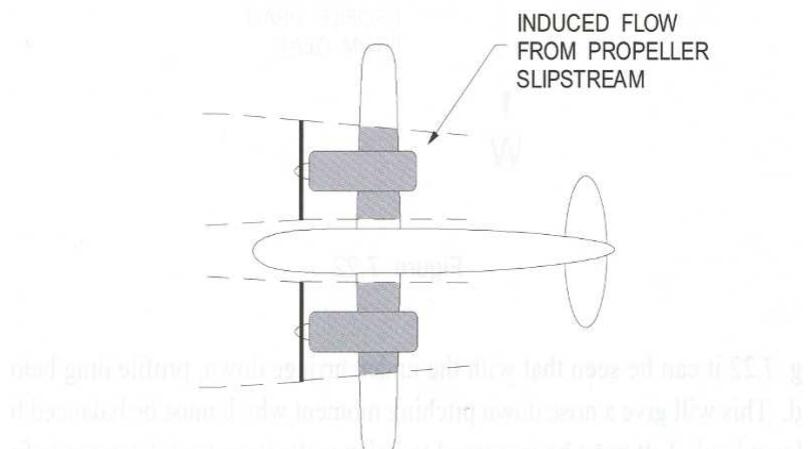
01.08.05.14 MOTOR GÜCÜNÜN STALL HIZI ÜZERİNDEKİ ETKİSİ

JAR 25.103 (a) göre; V_s stol hızı, "0" sıfır thrust durumunda belirlenmelidir.

V_s tespit edilirken, motorlar sıfır thrust'da olmalı ve uçağın ağırlığının, taşıma kuvveti ile dengelendiği varsayılmalıdır. Stola yakın pozisyonda thrust tatbik edilir ise, uçağın burun yukarı olan durumundan dolayı, thrust dikey bileşen üretecektir. Şekil: 08.01.24 de görüldüğü gibi, üretilen bu dikey thrust ağırlığın desteklenmesine yardımcı olacak ve daha az taşıma kuvveti gerekecektir. Pervaneli uçaklar, pervane rüzgarı nedeni ile ilave etkide bulunacaktır.

Bu ilişkiyi etkileyen en önemli faktörler motor tipi (jet veya pervaneli), itki - ağırlık oranı ve thrust vektörünün $C_{L_{MAX}}$ taki eğimidir.

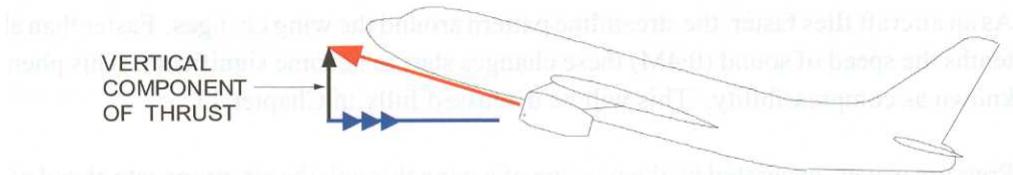
Pervane: Şekil: 08.01.23. Pervanenin arka tarafındaki rüzgarın hızı, üretilen thrust'a bağlı olarak serbest akış hızından fazladır. Bu nedenle, pervaneli bir uçak düşük hızda ve yüksek takat ile çalışıyor ise, pervane rüzgarının dinamik basıncı, dışarıdakinden çok daha fazla olacak ve sıfır thrust'dan daha fazla taşıma kuvveti üretecektir. Belirli bir hücüm açısında ve hızda uçağın taşıma kuvveti önemli ölçüde etkilenecektir. Eğer uçak iniş yolu üzerinde ise, gücü aniden azaltmak, taşıma kuvvetinde önemli bir düşüşe neden olacak ve sert iniş ile sonuçlanacaktır. Diğer taraftan, motorların gücü kontrollü olarak azaltılırsa bu sert inişten kaçınabilirsiniz.



Şekil: 08.01.23

Jet: Tipik bir jet uçağında, pervaneli uçaklarda karşılaşılan endüklenmiş akış yoktur, tek belirleyici faktör thrust'in dikey bileşenidir (Şekil: 08.01.24). Thrust'in dikey bileşeninin uçağın ağırlığının desteklenmesine katkısından dolayı, uçağı uçuşa tutabilmek için daha az miktarda aerodinamik taşıma kuvveti gerekmektedir. Eğer thrust ve maksimum taşıma açısı büyük ise stol hızı üzerindeki etki çok büyük olabilir. Jette, çok az bir miktarda endüklenmiş akış olduğundan, stol hücüm açısı takat "ON" ve "Off" konumlarında aynıdır.

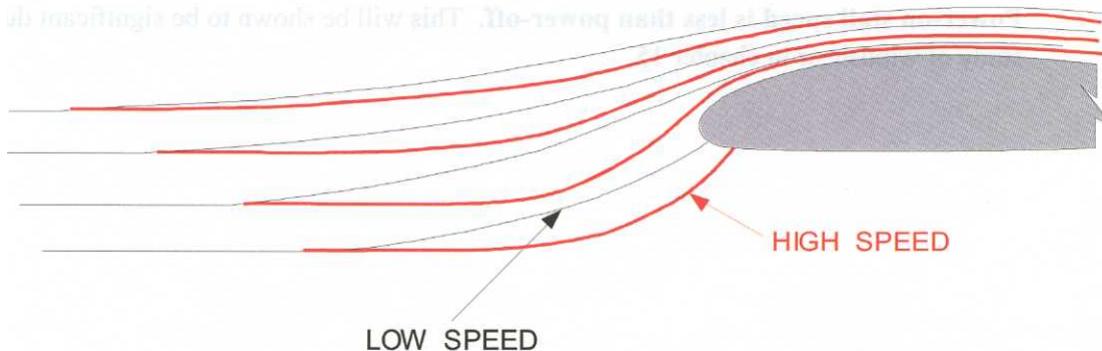
	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 20/35
---	--	---	---

**Şekil: 01.08.24**

Power “ON” stol hızı, power “OFF” stol hızından daha azdır.

01.08.05. 15 “MACH SAYISININ STOL HIZI ÜZERİNDEKİ ETKİSİ

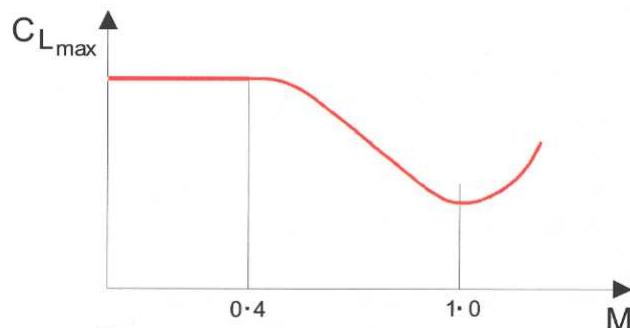
Bir uçak daha hızlı uçtuğunda, kanat çevresindeki akış paterni değişir. Ses hızının 0.4 katı bir hızdan itibaren bu değişiklikler önemli olmaya başlar. Bu fenomen sıkıştırılabilirlik (compressibility) olarak bilinir. Bu konu sonraki bölümlerde detaylı olarak işlenecektir.

**Şekil: 08.01.25**

Kanadın hava içerisinde hareketi sonucu üretilen basınç dalgaları, ses hızında kanadın önüne hareket edecektir. Bu basınç dalgaları havayı, basıncın az olduğu üst yüzeye doğru hareket ettirecek şekilde yukarı akım oluştururlar.

Şekil: 08.01.25 de görüldüğü gibi, düşük hızdaki akış paterni, kanadın daha uzağında etkilenmeye başlar ve hava yukarı akım (upwash) yapacağı yeterli mesafeye sahiptir. Hız arttıkça, kanat hücküm kenarı basınç dalgalarına daha yakınılaşır ve akış paterni kanada daha yakın mesafede etkilenmeye başlar. Böylece kanada daha dik açı ile yaklaşır.

Hava akışı daha büyük açı ile yolundan saptırıldığından, kinetik enerjisi daha büyük ölçüde düşer ve daha küçük hücküm açılarında (azalmış ters basınç gradyanı) ayrılır. Şekil: 08.01.26 da görüldüğü gibi 0.4M üzerinde $C_{L_{MAX}}$ azalır.

Şekil: 08.01.25

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 21/35
---	--	---	---

1 g stol hızı formülüne göre:

$$V_{S1g} = \sqrt{\frac{L}{\frac{1}{2} \rho C_{L_{max}} S}}$$

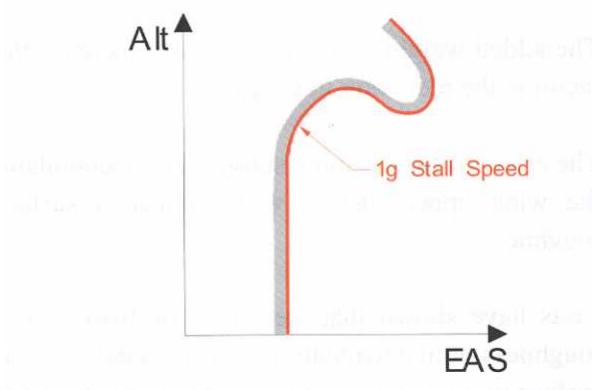
Eğer $C_{L_{MAX}}$ azalır ise, V_{S1g} artar.

İrtifada arttıkça, EAS'yi sabit tutabilmek edebilmek için, TAS artırılır. Keza irtifa yükseldikçe harici hava sıcaklığı da düşer ve bölgesel ses hızının düşmesine neden olur. Mach sayısı TAS ile doğru orantılı ve bölgesel ses hızıyla (a) ters orantılıdır:

$$M = \frac{TAS}{a}$$

Bu nedenle, sabit bir EAS da irtifa yükseldikçe mach sayısı da artacaktır.

Şekil: 01.08.27 de sabit yük faktöründe (n) stol hızının irtifa ile değişkenliği görülmektedir. EAS ile irtifanın değişiminin çizildiği böyle bir eğri, belirli bir yük faktöründeki stol sınırı olarak adlandırılır. Bu yük faktöründe 1(g), uçak bu sınırın sol tarafındaki hızlarda uçamaz. irtifanın daha düşük olduğu yerlerde, stol hızı irtifaya göre değişmez. Bunun nedeni, bu düşük irtifalarda V_s ye denk gelen Mach sayısının 0.4 M den az olması ve bunun da sıkıştırılabilirlik etkilerinin ortaya çıkması için çok düşük oluşudur. Takibi 30,000 ft den sonra V_s deki Mach sayısı irtifayla öyle bir boyutta yükselir ki, bu etkiler önem kazanmaya başlar ve stol hızının irtifaya göre yükselmesi aşikardır.



Şekil: 08.01.27

İrtifa yükseldikçe, stol hızı başlangıçta sabittir, daha sonra sıkıştırılabilirlik nedeni ile yükselecektir.

01.08.05.16 KANAT KİRLENMESİNİN STOL HIZINA ETKİSİ

Referanslar:

AIC104 / 1998 "Frost and Snow on Aircraft"

AIC 98 / 1999 "Turbo-Prop and other Propeller Driven Aeroplanes: Icing Induced Stalls"

Kanat üzerindeki herhangi bir kirlilik, özellikle buz, kırıntı veya kar aerodinamik yapıyı ciddi bir şekilde değiştirir ve sınır tabakasının özelliklerini etkiler.

BUZ: Kanadın hücum kenarında oluşan buzun kanat üzerindeki etkileri sonucu aşağıdakiler oluşacaktır:

- Yüksek seviyede bölgesel ters basınç gradyanlarına sebep olan bölgesel yüzey şekli değişiklikleri,
- Yüksek düzeyde yüzey sürtünmesi ve sınır tabakası kinetik enerjisinde kayda değer düşüş.

Bu durumlar $C_{L_{MAX}}$ ta büyük düşüşe ve hücum açısında bir değişiklik olmaksızın stol hızında yaklaşık % 30 artışa sebep olur.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 22/35
---	--	---	---

Buzun ilave ağırlığı da stol hızını yükseltir, fakat ana faktör $C_{L_{MAX}}$ in düşüşüdür.

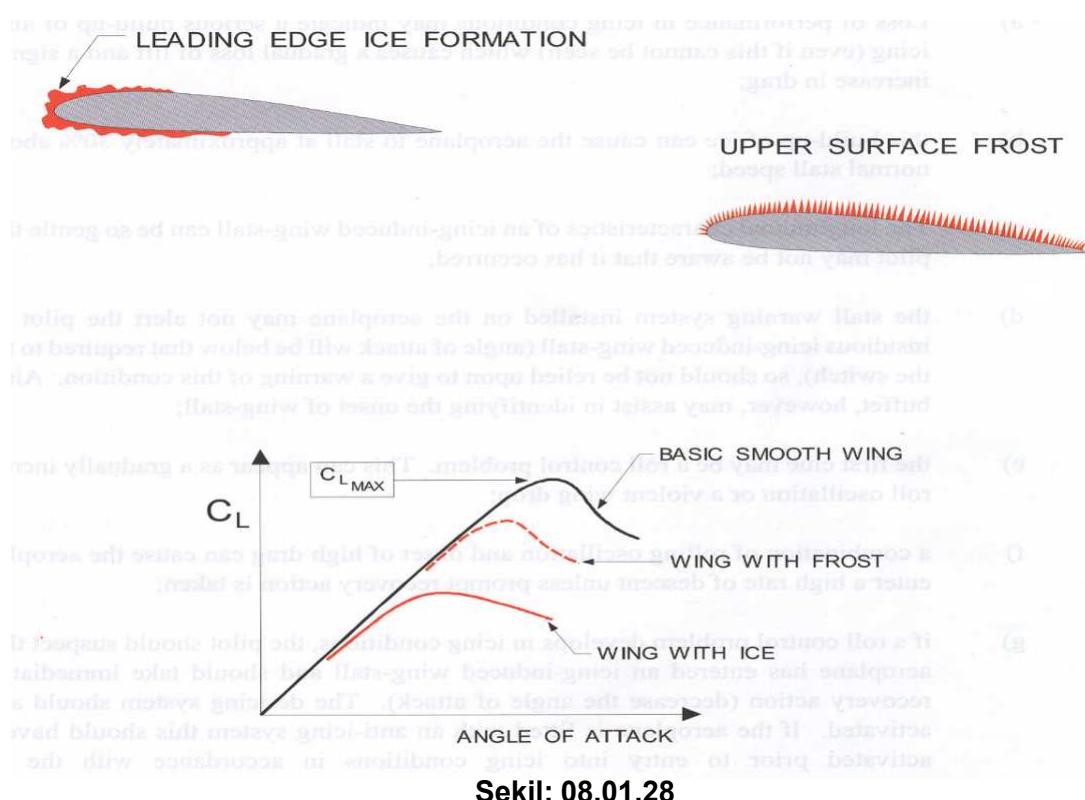
KIRAĞI: Kirağının etkileri daha fark edilmez olacaklardır. Kanat üst yüzeyinde kirağının birikmesi kanat yüzeyinin çok pürüzlü hale gelmesine yol açacaktır.

Yapılan testlerde, hucum kenarında ve kanat üst yüzeyinde buz, kar veya kirağının kalınlık ve yüzey pürüzlülüğü açısından orta veya kaba zımpara kağıdına benzer bir yüzey yarattığında, taşıma kuvvetinin %30 kadar azaldığı, stol hızının %10 ila %15 yükseldiği ve sürtünmeyi %40 artırdığı görülmüştür.

Ana şekil ve aerodinamik yapı değişmediği halde, yüzey pürüzlülüğündeki artış, yüzey sürtünmesini de artıracak ve sınır tabaksının kinetik enerjisini azaltacaktır. Bunun sonucunda ayrılmadan olacağının olası hucum açısı ve taşıma katsayısı temiz ve pürüzsüz bir kanada göre daha az olacaktır.

KAR: Yüzey pürüzlülüğünü artıracaktan karın etkisi de kirağı ile benzerdir. Uçak üzerinde kar var ise, uçuştan önce temizlenmelidir. Kar sadece yüzey sürtünmesi dragını artırmayacak, gövde buzlanmasına da sebep olacaktır. Kar, taxi veya kalkış esnasında püskürtüllererek atılamaz.

Pilot, kanunen kalkıştan önce uçağın aerodinamik olarak temiz olduğunu temin etmek zorundadır. Uçağa tatbik edilen de-icing veya anti-icing sıvısının etkili olma süresinin bilinmesi çok önemlidir. Kalkıştan önce bu süre geçmiş ise, sıvının uçağa tatbiki tekrar yapılmak zorundadır.



Şekil: 08.01.28

Kirağı nedeni ile $C_{L_{MAX}}$ in düşüşü, genellikle buz oluşmasındaki kadar değildir. Bu durum genellikle de beklenmez, çünkü $C_{L_{MAX}}$ in düşürülmesi için aerodinamik şekilde büyük değişiklik (buz nedeni ile olduğu gibi) olması gereklidir. Ancak, sınır tabaksının kinetik enerjisi hava akışının yüzeyden ayrılmmasını etkileyen önemli bir faktördür ve yüzeydeki pürüzlülüğün artışı bu enerjinin azalmasına sebep olur. Buz ve kirağı oluşumunun $C_{L_{MAX}}$ a etkileri Şekil: 08.01.28 de şekillendirilmiştir.

Buz, kirağı ve kar aerodynamic şekli değiştirir, stol açısını azaltır ve stol hızını yükseltir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 23/35
---	--	---	---

Oluşan buzun miktarı ve şeklini tahmin etmek mümkün olmadığından buz oluşması nedeni ile stol hızındaki arışın belirlenmesi kolay değildir. Çok az bir buz bile çok fazladır. Uçuş esnasında, aerodynamic yüzeylerde buz veya kırığının kalmasına asla müsaade edilmemelidir. Buz, kırığı, kar veya diğer kirlenmelerin uçuştan hemen önce giderilmesi zorunludur.

01.08.05.17 BUZ KAYNAKLı STOLLAR İÇİN PİLOTA İKAZLAR

Buzlanmadan kaynaklanan ve sert yatış salınımları ve kontrol kaybı ile sonuçlanan, stol hızının üzerindeki hızlarda oluşan ve fark edilemeyen stollarla son zamanlarda dahi karşılaşılmıştır.

Aniden oluşup herhangi bir ikaz vermemesinden dolayı fark edilemeyen buz kaynaklı stollar, uçağın kontrolünün kaybedilmesine sebep olabilir.

Buz kaynaklı stolların fark edilebilmesi ve stoldan kurtulmak için aşağıdaki tavsiyeler sunulmaktadır.

- Buzlanma şartlarında performans kaybı, gövde üzerinde önemli miktarda buz birikimine (görülemese bile) işaretir. Bu durum derece derece taşıma kuvveti kaybına ve sürtünmenin artmasına sebep olur.
- Uçak üzerindeki bu buz birikimi uçağın stol hızından yaklaşık %30 daha yüksek hızda stolmasına neden olur.
- Buz kaynaklı kanat stolunun boylamsal eksendeki etkileri pilotun stol fark etmemesine neden olacak kadar az olabilir.
- Buz kaynaklı ani kanat stollarında, uçağa takılan stol ikaz sistemleri pilotu ikaz etmeyebilir (hücum açısı stol ikaz switch'ini hareket ettirecek açının altında olacaktır). Bu yüzden stol ikaz sistemleri buz kaynaklı stollar için güvenilir bir ikaz teşkil etmez. Ancak gövde titremesi kanat stolunun başlangıcını belirlemek için yardımcı olabilir.
- İlk ipucu yatış kontrolü problemi olabilir. Bu durum kendini yavaş yavaş yükselen yatış salınımları ile veya şiddetli kanat düşmesi ile gösterir.
- Yatış hareketleri ve başlayan yüksek sürtünmenin birleşmesi, hızlı kurtulma girişimleri başlatılmadığı takdirde uçağın yüksek hızı bir irtifa kaybına girmesine sebep olacaktır.
- Eğer buzlanma ortamında yatış kontrol problemi ortaya çıkar ise pilot uçağın buz kaynaklı kanat stol ile karşı karşıya olduğundan şüphelenmeli ve stoldan acil kurtulma girişimlerini yapmalıdır (hücum açısını düşürmek). De-icing sistemi de çalıştırılmalıdır. Uçağa anti-icing sistemi takılı ise, buzlanma ortamına girmeden, F/M, O/M yöntem ve tavsiyelerine göre, sistem çalıştırılmalıdır. Eğer anti-ice sistemi kullanımda değil ise hemen çalıştırılmalıdır. Buzlanma ortamını terk ederken de uçuş yolu ve uçuş konfigürasyonunu ayarlayacak şekilde işlemler yapılmalıdır.

01.08.05.18 BUZ NEDENİ İLE YATAY STABLİZE STOLU

Yatay stabilize kanattan ince bir profile sahip olduğu için, kanattan önce buzlanabilir. Etki, kanattakinin aynıdır, stol daha düşük hücum açısında olur. Kuyruk takımı normal olarak negatif hücum açısında çalışarak aşağı yük üretir. Bu nedenle, eğer yatay stabilizede stol olur ise, aşağı yük kaybedilecek, uçağın burnu düşecektir.

Buzlanmış yatay stabilize stolu, kanat flaplarının açılması ile hızlanabilir. Flapların açık durumda olması aşağı akımları artırır ve bu durumda yatay stabilizerin negatif hücum açısı da artar. Eğer yatay stabilize buzlanmış ise, stol olması için bu yeterli olacaktır. Bu durumdan kurtulmanın yöntemi flapların tekrar kapatılmasıdır, böylelikle aşağı akımlar azaltılmış, yatay stabilizerin hücum açısı arttırılmış olur.

01.08.05.19 SAĞNAK YAĞMURUN STOL HİZINA ETKİSİ

AĞIRLIK: Sağanak yağmur uçak üzerinde film tabakası şeklinde su oluşturacağından %1 – 2 oranında ağırlığı artıracaktır. Bu durum kendiliğinden stol hızını artırır.

AERODİNAMİK ETKİ : Yüzeydeki su filmi aerodinamik yapıyı bozacak, yüzeyi pürüzlendirecek ve tüm uçak üzerindeki hava akış paternini değiştirecektir. C_{LMAX} düşecektir ve bunun sonucunda stol hızı artacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 24/35
---	--	---	---

GERİ SÜRÜKLEME: Su tabakası kesişim bölgesi, profil ve şekil sürüklemesini artıracaktır. Hafif yağmurda geri sürükleme %5, orta yağmurda %20, sağnak yağmurda %30 artabilir. Bu durum daha yüksek takat gerektirecektir.

ÇARPMA : Stol hızına etki etmemesine rağmen, akılda tutulacak diğer bir konuda sağnak yağmurun uçağa çarpmasıdır. Momentum kaybedilecek, uçak hızı azalacak, ve ihtiyaç duyulan takat artacaktır. Aynı zamanda sağnak yağmur uçağı aşağı itecektir. Belirli durumlara göre yağmurun hacmi değişecektir. Fakat son yaklaşmada sağnak yağmur içine aniden giren bir uçak, momentum kaybına maruz kalacak ve irtifa kaybedecektir.

01.08.05.20 CANARD'LARIN STOL VE STOLDAN KURTULMA KARAKTERİSTİKLERİ

Konvensiyonel arka kuyruk takımlı konfigürasyonlarda kanat stolu kuyruk takımından önce olur ve böylece stolda boylamsal kontrol ve denge muhafaza edilebilir. Canard konfigürasyonlarında önce kanat stol olursa denge kaybolur, eğer önce uçağın ön yatay stabilizesi stol olursa kontrol kaybolur ve C_L nin azami değeri azalır.

01.08.05.21 SPIN

Bir uçak kaza eseri veya kasti olarak stol olur ise, bazı durumlarda uçağın hareketi spine dönüşebilir. Bir spinin önemli karakteristikleri:

- a) Uçak düşey bir dönüş ekseninde dik bir helezon boyunca hareket eder.
- b) Her iki kanadın hucum açısı da stol açısının üzerindedir.
- c) Dik spin ekseninde uçak yüksek dönme hızına sahiptir.
- d) Yukardan bakıldığında, uçak spin ekseni etrafında dairesel hareket yapar ve helezonun yarı çapı , genellikle kanat açıklığının yarısından azdır.
- e) Uçak, spin durumunda baş yukarı veya baş aşağı durumda olabilir.

Spin, tüm uçuş manevraları içinde en kompleks olanlardan biridir. Spin, ağır bir stolun kendiliğinden uçağı döndürmesi ile sonuçlanması şeklinde tarif edilebilir. Bunun anlamı eğer dışarıdan dönmeyi engelleyici bir etki olmazsa dönme dengededir ve aerodinamik kuvvetler bu dönenmenin devam etmesini sağlayacak şekildedirler. Spin esnasında kanatlar birbirleriyle eşit olmayan bir şekilde stol durumunda olmaya devam edeceklerdir.

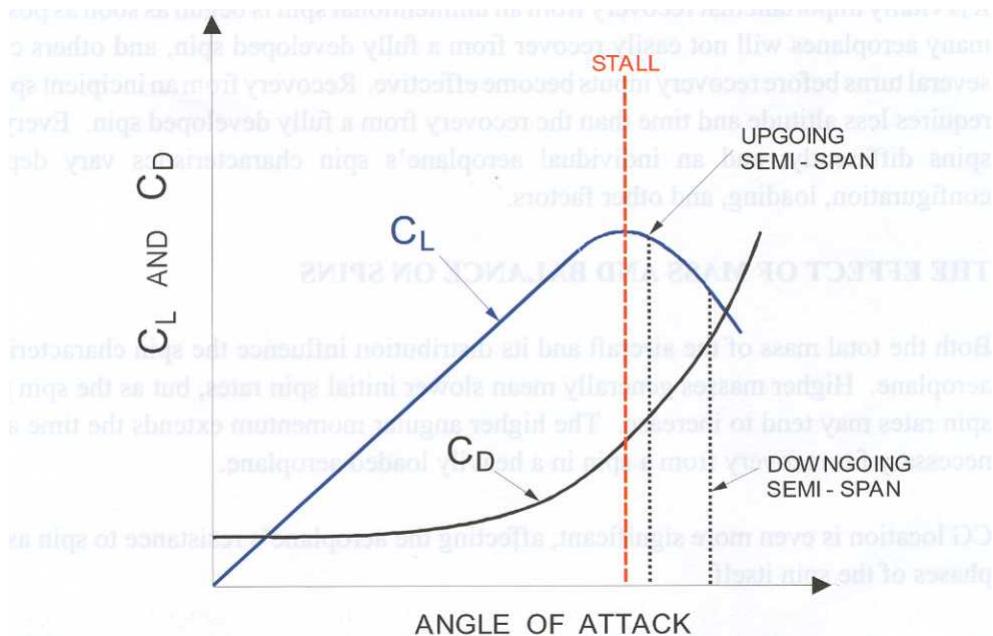
01.08.05.21 SPİNİN ANA NEDENLERİ

Spin oluşması için stolun meydana gelmesi gerekmektedir. Stolun bir kanatta diğerinden fazla olduğunda spin meydana gelir, (şekil: 08.01.29). Stolu kuvvetli olan kanat düşerek uçağın burnunu düşük kanat istikametinde yaw hareketi yapacaktır.

İstemsiz girilen spin'in nedeni, yapılan manevralarda kullanılan eleron miktarı için gereğinden çok yada gereğinden az rudder kullanımı (çapraz kontroller) ile kritik hucum açısının aşılmasıdır. Eğer stoldan kurtulmak için doğru hareketler anı bir şekilde başlatılamamış ise stol, spine dönüşebilir.

Özellikle düşük uçuş hızında ve yüksek hucum açısında uçulurken, uçuş kontrollerinin koordineli bir şekilde kullanılması önemlidir. Bir çok pilot uçuş kumandalarını rutin manevralar esnasında koordineli bir şekilde kullanabilmesine rağmen, bu yetenek, pilotların dikkatleri dağıldığında ve birden fazla önemli işe meşgul olduklarımda, bozulur, kötüleşir. Problemlere neden olan dikkat dağılmaları, kabin içi veya dışındaki olağan dışı durumlar, diğer uçaklardan kaçmak için yapılan manevralar, kalkış tırmanış, yaklaşma veya iniş esnasında engellerden kurtulmak için yapılan manevralar, sonucunda oluşabilirler.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 25/35
---	--	---	---



Şekil: 08.01.29

Eğer uçak üzerindeki kuvvetlerin dengesi bozulur ise, örneğin; çok motorlu uçaklarda bir motor arızasından dolayı sapma kuvvetlerinde dengesizlik, veya dengesiz yakıt yüklemesinden dolayı CG'nin yanlara kayması nedeniyle de, spine girilebilir.

01.08.05.22 SPIN'İN SAFHALARI

Spin'in üç safhası vardır.

- 1. Spin başlangıcı:** İlk safhadır. Uçağın stol olması ve uçağın dönmeye başlaması ile başlar, spin'in tam gelişmiş durumuna gelinceye kadar devam eder.
- 2. Spin'in gelişmesi:** Açısal dönüş hızının, uçuş hızının ve düşey iniş hızının dengede olduğu ve her tur dönüş için sabit olduğu safhadır.
- 3. Kurtulma:** Spinden kurtulma safhasıdır. Spine karşı gelmeye çalışan kuvvetlerin spini yaratan kuvvetlere karşı etkili olmaya başlaması ile başlar.

Eğer uçak kritik húcüm açısına yakınsa ve bir kanadın taşıma kuvvet kaybı diğerinden fazla ise o kanat düşecek, o kanadın nispi hava akışı yukarı doğru eğimli duruma gelerek, húcüm açısını artıracaktır. Uçak kendi CG si etrafında yatış (roll) hareketi yaptığında yükselen kanadın húcüm açısı benzer nedenden dolayı düşük olacak ve diğer kanattan daha az stol olmuş durumda olacaktır. Bu dengesiz taşıma kuvveti durumu, uçak düşük kanada doğru dönüş (yaw) hareketi yaptıkça yükselmeye meyil edecek, yüksek dış kanat hızlanacak, düşük iç kanat yavaşlayacaktır. Her stolda olduğu gibi, burun düşer ve atalet kuvvetleri etkili olmaya başlayınca spin, sabit bir hızda dönme ile dalış yapılacak şekilde dengelenir.

İstenmeyen spin durumlarından, kurtulma hareketlerine mümkün olan en kısa sürede başlamak çok önemlidir. Bir çok uçağın tam gelişmiş spin'den kurtulması kolay olmayacak ve diğerlerinin de, kurtulma gayreti etkili olana kadar bir çok dönüş yapmaya devam edecektir. Yeni başlamış bir spin'den kurtulma, tam gelişmiş spin'den kurtulmaya göre daha az irtifa ve zaman gerektirecektir. Her uçak değişik şekillerde spin yapar ve belli bir uçağın spin karakteristikleri, konfigürasyon, yükleme durumu ve diğer faktörlere bağlı olarak değişir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 26/35
---	--	---	---

01.08.05.23 AĞIRLIK VE BALANSIN SPINE ETKİSİ

Uçağın toplam kütlesi ve bu kütlenin dağılımı, uçağın spin karakteristiklerini etkileyecektir. Fazla kütleyeli uçakların ilk spin hızları düşük olacak ama spin devam ettikçe bu hız artacaktır. Yüksek kütleyeli uçakların yüksek açısal momentumlarından dolayı spinden kurtulmak için gerekli zaman ve irtifa daha çok olacaktır.

CG konumu uçağın spine karşı olan rezistansını ve spinin tüm safhalarını etkileyen, çok önemli bir faktördür.

- a) Ön limite yakın CG konumu, uçağı daha dengeli yapar ve kontrol yüzeylerinin yarattığı kuvvetler daha yüksek olur. Bu da büyük ani kontrol hareketleri yapma ihtiyacını azaltır. Trim yapıldığında, eğer kontrollar serbest bırakılırsa uçak düz uçuşa dönmeye meyil eder. Fakat stol hızı daha yüksek olacaktır.
- b) Arka limite yakın CG boylamsal statik dengeyi ve pitch kontrol kuvvetlerini azaltır. Bu durum uçağın daha kolay stol olmasına neden olur. Bir kere spin'e girildiğinde, CG ne kadar arkada ise, spin hareketleri o kadar düz olur.
- c) Eğer CG arka limitin dışında ise veya takat ani olarak düşürülmez ise, spin büyük ihtimalle düz pozisyonda olacaktır. Bir düz spin, dönüş (yaw) ekseni CG'ye yakın olan ve hemen hemen düz pitch ve roll durumları ile karakterize edilebilir. Düz spinde, her dönüşteki irtifa kaybı normal spinden daha az olmasına rağmen, aşırı yaw hızı (saniyede 400 dereceyi geçer), yüksek dalış hızını doğurur. Düz spinde nispi hava akışı hemen hemen dik pozisyondadır ve bu da kanatların yüksek hücum açısında kalmasını sağlar. Asıl önemlisi, kuyruk üzerindeki dik akış, elevatör ve rudder'ı etkisiz kılarak ve spinden kurtulmayı imkansız hale getirebilir.

01.08.05.24 SPIN'DEN KURTULMA

Basit bir stoldan kurtulmak için hücum açısını düşürmek yeterlidir, bu durum hava akışının tekrar kanat üzerine yapışmasını sağlar. Spinden kurtulmak için ilave olarak dönmemi de durdurmak gereklidir. Spinin aşırı derecede kompleks aerodinamik özellikleri sonucu her uçağın spinden kurtulma yöntemleri büyük farklılıklar göstermektedir. Bu yüzden her uçağa uygulanabilecek genel bir spinden kurtulma prosedürü olamamaktadır.

Bazı uçaklar için tavsiye edilen spinden kurtulma yöntemi, basitçe gücü rolantıya düşürmek ve kontroller üzerindeki basıncı serbest bırakmaktır. Diğer taraftan, bazı uçakların dizaynı, gelişmiş bir spinden kurtulmak için, hassas bir zamanlama ile birçok dönme için dönmenin belli noktalarında belirli kontrol hareketlerini gerektirir.

Aşağıdaki bilgiler, genel olarak dikine spinden kurtulma yöntemleridir. Uçağın F/M 'ne ve imalatçı firmانın tavsiyelerine uymak en tavsiye edilen yoldur.

1. Gaz kolu veya kollarını rolantıya al. Bu durum irtifa kaybını ve düz spinin oluşma ihtimalini azaltır. Bu durum çok motorlu uçaklarda asimetrik thrust ihtimalini de elimine eder. Tek motorlu uçaklarda motor torku ve pervanenin jiroskopik etkisi hücum açısını veya dönme hızını yükselterek, spini daha kötüye götürebilir.
2. Eleronları nötr pozisyonuna al. Kanatçıkların pozisyonu düz spinin veya normal spinde yüksek dönme hızının oluşumuna katkıda bulunur.
3. Spine karşı tam rudder tatbik et. Spin yönü en güvenli biçimde yatis ve dönüş göstergesinden belirlenebilir. Kayış indikatöründeki topu kullanmamak gereklidir çünkü, bu göstergenin gösterdiği güvenilmez ve kabin içindeki yerinden bile göstergeler etkilenebilir.
4. Elevatör kontrolünü hızlıca nötr pozisyonuna al. Bazı uçaklarda geri basıncın serbest bırakılması gereklidir, diğerlerinde tam ileri pitch kontrol hareketi gereklidir.

Yukarıdaki dört madde aynı anda uygulanmalıdır.

5. Dönüş kesilinceye kadar, kontrolleri tavsiye edilen pozisyonlarda tut.
6. Dönüş kesildiğinde istikamet dümenini nötr duruma getir. Dönüş duruktan sonra rudder sapması devam ederse, uçak diğer yönde spine girebilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 27/35
---	--	---	---

7. Oluşan dalıştan kurtulmak için yunuslama kontrolüne yavaş yavaş artan geri basınç uygula.
- Çok hızlı geri basınç uygulanması ikinci bir stolu oluşturabilir veya yük faktörü limitinin aşılarak uçağın yapısal hasara uğramasına yol açabilir.
 - Dalıştan çok yavaş kurtulma, özellikle aerodinamik olarak temiz uçaklarda uçağın hız limitinin aşılmasına yol açabilir.

Kurtulma sırasında aşırı hızdan kaçınmak, spin'den kurtulma sırasında gaz kollarını kapatmak için bir diğer nedendir.

- Normal uçuşa dönündüğünde RPM ve güç limitlerine dikkat ederek, takati artır.

01.08.05.22 STOLLA İLGİLİ ÖZEL FENOMENLER

a) ÇAPRAZ KONTROL STOLU

Çapraz kontrol stolu, yüksek húcum açısından uçulurken, kanatçığa zıt yönde rudder uygulanması veya kanatçıkla aynı yönde çok fazla rudder uygulanması sonucu oluşur. Bu durum slip indikatöründeki topun nötrden dışa doğru kayması ile belli olur.

Çapraz kontrol stolu küçük bir uyarıla veya uyarı olmaksızın oluşabilir; bir kanat, diğerinden çok önce stol olarak oldukça şiddetli kanat düşmesi oluşabilir. İçgündüsel olarak kanat düşmelerinin eleron kullanımı ile düzeltilmeye çalışılmasına engel olunmalıdır. Uçağın dengeli ve koordineli uçuşunu (top ortada durumda) sağlamak için her durumda, özellikle de düşük hız ve yüksek húcum açısı durumlarda, rudder kullanılmalıdır.

c) HIZLANDIRILMIŞ (ACCELERATED) STOL

Hızlandırılmış stol, kontrol hareketlerinin ani veya aşırı uygulanmasından kaynaklanır. Hızlandırılmış stol uçuş güzergahındaki ani değişiklikler, keskin dönüşler veya dalıştan seri kurtulma gibi manevralar sonucunda oluşabilir. Hızlandırılmış stolun nedeni yükleme faktöründeki artıstır. Hızlandırılmış stol çoğunlukla 1g. stoldan daha şiddetlidir ve nispeten yüksek hızda uçulmasından dolayı beklenmedik bir durumdur.

c) İKİNCİL (SECONDARY) STOL

Tali stol, bir stoldan kurtulmaya çalışırken oluşabilir. Bu durum genellikle stoldan kurtulmayı hızlandırmaya çalışma sonucunda meydana gelir; stol uyarısında húcum açısı yeterince azaltılmadığında veya kaybedilen yüksekliği yeniden elde etmeye çalışmadan önce uçağa yeteri kadar süre tanınmadığında oluşur. Uçağa kaybettiği irtifayı geri kazandırmadan önce geri basıncın serbest bırakılması ve uçağın bir süre uçmasına izin verilmesi gerekmektedir.

d) BÜYÜK UÇAK

Büyük uçaklarda hava yolu tipine intibak eğitimlerinde, tam stol eğitimi yapılmaz. Pilotları uçakların karakteristiklerine alıştırmak amacı ile sadece stola yaklaşma (lövye titreticisi aktivasyonu) uygulanır.

- Jet uçakları (swept wing) (ok kanat): Stola yaklaşma esnasında özel bir değerlendirme bu tipler için yoktur.
 - Power-off (İtki kapalı) stol: Levye titremesinde, kanadı stol durumundan kurtarmak için, burnu yavaşça ufka veya ufkun hemen altına kadar indir. Aynı anda takati müsaade edilen azami limite artırarak irtifa kaybını asgariye indir. Kanatçık kontrolü ile kanat düşmesini önle, iniş takımlarını kaldır ve flapları kalkış pozisyonuna al.
 - Power-on (İtki açık) stol: Power-off un aynısını uygula.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 28/35
---	--	---	---

(b) Çok motorlu pervaneli;

- (i) Power-off (İtki kapalı) stol: Levye titremesinde kanadı stol durumundan kurtarmak için, burnu yavaşça ufka yada ufkun hemen altına kadar indir. Aynı anda takatı müsaade edilen azami limite artırarak irtifa kaybını asgariye indir. Kanatçık ve rudder kontrolü ile kanat düşmesini önle, iniş takımlarını kaldır ve flapları kalkış pozisyonuna al.
- (ii) Power-on (İtki açık) stol : Power-off un aynısını uygula.

Jet ve pervaneli uçaklar arasındaki ana farklılık pervane torku ve rüzgarının güç tatbiki esnasında açıkça anlaşılabilen şekilde hızlı değişimidir. Bir pilot için, motorun yüksek devirlerinde veya ani güç arttırmalarında, pervane tarafından oluşturulan roll ve yaw momentlerini karşılamak için gerekli zıt kontrol uygulamaları esnasında, rudder ve kanatçık arasındaki koordinasyonu muhafaza etmek önemlidir. Stol ve kurtulma esnasında dönüş (yaw) önlenmelidir.

e) KÜÇÜK UÇAK

(c) Tek motorlu pervaneli:

- (i) Power-off (İtki kapalı) stol : Stol ikazında, kanadı stol durumundan kurtarmak için, burnu yavaşça ufka yada ufkun hemen altına kadar indir. Aynı anda takatı müsaade edilen azami limite artırarak irtifa kaybını asgariye indir. Rudder kontrolü ile kanat düşmesini önle, eğer uygulanabilirse, iniş takımlarını kaldır.
- (ii) Power-on (İtki açık) stoldan kurtulmada, pervaneli tek motorlu uçaklarda ilave komplikasyonlar vardır. Power-on durumunda, burun yüksekte ve hız düşük iken pervane tarafından yaratılan, yüksek derecede dönme etkisi olacaktır (müzdevice). Bu konu 16. Bölümde detaylı olarak anlatılacaktır.
- (iii) Power-on stola yaklaşma ve stoldan kurtulma esnasında dengeli uçuşu muhafaza edebilmesi için, tek motorlu pervaneli uçağın pilotu, doğru rudder ve kanatçık kombinasyonu ile pervanenin dönme etkisini dengelemelidir. Stola yaklaşıldığından ve stoldan kurtulma esnasında koordineli uçuş (top ortada) gereklidir. Ufak da olsa bir sapma meyli kolaylıkla spin'i geliştirebilir. Stolda uçağın burnu düşerse, saat istikametine dönen pervanede, burnun sola sapma hareketini oluşturacak jiroskopik etki görülebilir.

Kalkış veya pas geçme esnasında, kazaen power-on stolunda, pilotun dikkati dağıldığında, kolayca spin'e girilebilir. Stolun ilk belirtisinde stoldan kurtulmak için doğru hareketin uygulanması gereklidir (pitch kontrolün öne hareketi, roll kontrolünün nötrleştirilmesi ve rudder ile kanat düşmesinin önlenmesi).

f) TIRMANIŞ VE SÜZÜLÜŞLÜ DÖNÜŞLERDE STOL VE KURTULMA

Uçak, sabit bir yatis açısından düz ve koordineli bir dönüş yaparken, dönüşe göre içteki kanadın hızı, dıştakine nazaran daha az olacak ve dolayısı ile daha düşük taşıma kuvveti üretecektir. Eğer kanatçıklar nötr pozisyonda tutulursa, uçak yatis istikametinde dönmeyi (roll) südürecek şekilde (over-banking) bir eğilim içinde olacaktır. Gereken yatis açısına ulaşıldığında, kanatçıkların nötr pozisyonuna getirilmesi yerine, yatisın aksi istikametine pilotun kanatçıklara kumanda vermesi gerekir. Uçağın hızı azaldıkça, gerekli kanatçık hareketi artacaktır.

İçteki (aşağıdaki) kanat, aşağıda olan kanatçık nedeni ile daha büyük etkili hıcum açısına sahip olabilir ve kritik hıcum açısına ilk olarak ulaşabilir. Koordineli uçuş için (top ortada) daima rudder kullanılmalıdır.

Tırmanışlı dönüşlerde hız daha düşük olacaktır. Pervane ve onun rüzgarı tarafından üretilen yatis ve sapma kuvvetleri dengelemek için ilave istikamet dümeni ve kanatçık hareketi gereksinimleri doğuracaktır. Örneğin; saat istikametine dönen bir pervane, düşük hızla sola tırmanışlı dönüşlerde, pilotun yüksek düzeyde sağa roll kanatçık ve sağa rudder kumandası vermesi gerekebilir. Eğer böyle bir durumda uçak stol olursa, yüksek düzeydeki kontrol yüzeyi hareketleri uçağa şiddetli yaw ve roll yaptırabilir. Kaza ile oluşabilecek bir spin'i önlemek için uçuşun tüm safhalarında, kontrollerin koordineli tutulması gereklidir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 29/35
---	--	---	---

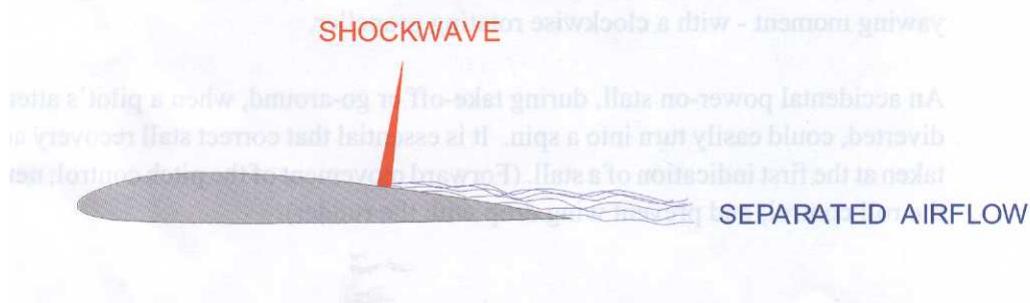
g) SONUC

Herhangi bir konfigürasyonda stol ikazı alındığında, pilotun hareketi ve takat seçimi; kanadı stol yapmamak için hucum açısını stol açısının altına düşürmek, irtifa kaybını azaltmak ve spine sebep olacak herhangi bir yaw hareketini önlemek için müsaade edilen azami güç tatbik etmek şeklinde olmalıdır. "Her zaman top ortada olmalıdır."

01.08.05.23 YÜKSEK SÜRAT SARSINTISI (ŞOK STOLU)

Uçuşun temel prensipleri anlatılırken, havanın; ses hızının 0.4 kat altında sıkıştırılamaya-cağı değerlendirilmiştir. Yani, basıncın hava yoğunluğu üzerinde etkisi olmadığı varsayılmıştı. 0.4M'ın üzerinde bu varsayılmaz, çünkü uçağın çevresindeki havanın yoğunluğundaki değişiklikler uçağın hareketlerinde farklılıklar yapmaya başlayacaktır.

Yüksek irtifalarda, büyük bir jet nakliye uçağı, kritik Mach sayısı üzerinde uçuyor olacak ve kanat üzerinde küçük şok dalgaları oluşacaktır. Eğer böyle bir uçak aşırı hız yaparsa, şok dalgaları hızla büyür ve şok dalgalarının ardında statik basıncı ani olarak arttırır. Bölgesel olarak yükselen ters basınç gradyanı, sınır tabakasının şok dalgalarının hemen arkasından ayrılmasına sebep olacaktır. Şekil: 08.01.30 de görüldüğü gibi, buna şok stolu denir. Ayrılmış hava akışı kuyruk bölgesini çok aktif bir turbulansa maruz bırakacak ve şiddetli sarsıntılarla yol açacaktır.



Şekil: 08.01.30 Şok İndüklemleri Stol

Yüksek hız titreşimi (şok stolu) gövde yapısını ciddi bir şekilde hasırlandırabilir. Bu nedenle, azami çalışma hız limiti (V_{MO}/M_{MO})* ufak bir farkla dahi aşıldığında, pilotu ikaz etmesi için, suni bir ikaz cihazı monte edilmiştir. Bu yüksek hız ikazı, işitilebilir korna veya sirendir ve "düşük hız" yüksek hucum açısı sinyalinden "levye titretici – stick shaker" kolaylıkla ayırt edilebilir.

Kritik hucum açısına yaklaşırken de aşırı hızlı uçarken de gövde sarsıntısı oluşabilir. Herhangi bir gövde sarsıntısı arzu edilmez, yapısal hasara neden olabileceği gibi, yolcuları da rahatsız eder.

36000 – 42000 ft irtifada, yüksek hucum açısı stol ikazı ve yüksek hız ikazının, normal düz ve ufki uçuş arasında 15 kt kadar fark vardır.

* V_{MO} = Maximum operating indicated air speed.

* M_{MO} = Maximum operating mach number.

NOT: Ekonomik olarak mümkün en yüksek hızda uçmak gereklidir. Mühendisler, arzu edilmeyen herhangi bir durum ile karşılaşmadan, uçağın uçabileceği azami hızı geliştirmek için çalışırlar. Sertifika test uçuşunda öngörülen azami hız araştırılır ve azami hız belirlenir. Azami çalışma hızı limiti (V_{MO}/M_{MO}) hız sınırlını verir ki, uçak kısa sürelerle bu sınırı geçer ve istenmeyen bir durum olmadan (burun düşürme meyli, kontrol etkinliği kaybı ve çeşitli denge problemleri gibi) pilot önlemesini alır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 30/35
---	--	---	---

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. An aeroplane will stall at the same:
 - a) angle of attack and attitude with relation to the horizon
 - b) airspeed regardless of the attitude with relation to the horizon
 - c) angle of attack regardless of the attitude with relation to the horizon
 - d) indicated airspeed regardless of altitude, bank angle and load factor
2. A typical stalling angle of attack for a wing without sweepback is:
 - a) 4°
 - b) 16°
 - c) 30°
 - d) 45°
3. If the aircraft weight is increased without change of C of G position, the stalling angle of attack will:
 - a) remain the same.
 - b) decrease.
 - c) increase.
 - d) the position of the CG does not affect the stall speed.
4. If the angle of attack is increased above the stalling angle:
 - a) lift and drag will both decrease.
 - b) lift will decrease and drag will increase.
 - c) lift will increase and drag will decrease.
 - d) lift and drag will both increase.
5. The angle of attack at which an aeroplane stalls:
 - a) will occur at smaller angles of attack flying downwind than when flying upwind
 - b) is dependent upon the speed of the airflow over the wing
 - c) is a function of speed and density altitude
 - d) will remain constant regardless of gross weight
6. An aircraft whose weight is 237402 N stalls at 132 kt. At a weight of 356103 N it would stall at:
 - a) 88 kt
 - b) 162 kt
 - c) 108 kt
 - d) 172 kt

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 31/35
---	--	---	---

7. For an aircraft with a 1g stalling speed of 60 kt IAS, the stalling speed in a steady 60° turn would be:
- a) 43 kt
 - b) 60 kt
 - c) 84 kt
 - d) 120 kt
8. For an aircraft in a steady turn the stalling speed would be:
- a) the same as in level flight
 - b) at a lower speed than in level flight
 - c) at a higher speed than in level flight, and a lower angle of attack.
 - d) at a higher speed than in level flight and at the same angle of attack.
9. Formation of ice on the wing leading edge will:
- a) not affect the stalling speed.
 - b) cause the aircraft to stall at a higher speed and a higher angle of attack.
 - c) cause the aircraft to stall at a higher speed and a lower angle of attack.
 - d) cause the aircraft to stall at a lower speed.
10. Dividing lift by weight gives:
- a) wing loading
 - b) lift/drag ratio
 - c) aspect ratio
 - d) load factor
11. The stalling speed of an aeroplane is most affected by:
- a) changes in air density
 - b) variations in aeroplane loading
 - c) variations in flight altitude
 - d) changes in pitch attitude
12. Stalling may be delayed to a higher angle of attack by:
- a) increasing the adverse pressure gradient
 - b) increasing the surface roughness of the wing top surface
 - c) distortion of the leading edge by ice build-up
 - d) increasing the kinetic energy of the boundary layer

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 32/35
---	--	---	---

13. A stall inducer strip will:

- a) cause the wing to stall first at the root
- b) cause the wing to stall at the tip first
- c) delay wing root stall
- d) re-energise the boundary layer at the wing root

14. On a highly tapered wing without wing twist the stall will commence:

- a) simultaneously across the whole span.
- b) at the centre of the span.
- c) at the root.
- d) at the tip.

15. Sweepback on a wing will:

- a) reduce induced drag at low speed.
- b) increase the tendency to tip stall.
- c) reduce the tendency to tip stall.
- d) cause the stall to occur at a lower angle of attack.

16. The purpose of a boundary layer fence on a swept wing is:

- a) to re-energise the boundary layer and prevent separation.
- b) to control spanwise flow and delay tip stall.
- c) to generate a vortex over the upper surface of the wing.
- d) to maintain a laminar boundary layer.

17. A wing with washout would have:

- a) the tip chord less than the root chord.
- b) the tip incidence less than the root incidence.
- c) the tip incidence greater than the root incidence.
- d) the tip camber less than the root camber.

18. On an untapered wing without twist the downwash:

- a) increases from root to tip.
- b) increases from tip to root.
- c) is constant across the span.
- d) is greatest at centre span, less at root and tip.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 33/35
---	--	---	---

19. A wing of constant thickness which is not swept back:
- a) will stall at the tip first due to the increase in spanwise flow.
 - b) could drop a wing at the stall due to the lack of any particular stall inducing characteristics.
 - c) will pitch nose down approaching the stall due to the forward movement of the centre of pressure.
 - d) will stall evenly across the span.
20. Slots increase the stalling angle of attack by:
- a) Increasing leading edge camber.
 - b) delaying separation.
 - c) Reducing the effective angle of attack.
 - d) Reducing span-wise flow.
21. A rectangular wing, when compared to other wing planforms, has a tendency to stall first at the:
- a) wing root providing adequate stall warning
 - b) wingtip providing inadequate stall warning
 - c) wingtip providing adequate stall warning
 - d) leading edge, where the wing root joins the fuselage
22. Vortex generators are used:
- a) to reduce induced drag
 - b) to reduce boundary layer separation
 - c) to induce a root stall
 - d) to counteract the effect of the wing-tip vortices.
23. A stick shaker is:
- a) an overspeed warning device that operates at high Mach numbers.
 - b) an artificial stability device.
 - c) a device to vibrate the control column to give a stall warning.
 - d) a device to prevent a stall by giving a pitch down.
24. A stall warning device must be set to operate:
- a) at the stalling speed.
 - b) at a speed just below the stalling speed.
 - c) at a speed about 5% to 10% above the stalling speed.
 - d) at a speed about 20% above the stalling speed.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 34/35
---	--	---	---

31. High speed buffet (shock stall) is caused by:
- a) the boundary layer separating in front of a shockwave at high angles of attack
 - b) the boundary layer separating immediately behind the shock wave
 - c) the shock wave striking the tail of the aircraft
 - d) the shock wave striking the fuselage
32. In a 30° bank level turn, the stall speed will be increased by:
- a) 7%
 - b) 30%
 - c) 1.07%
 - d) 15%
33. Heavy rain can increase the stall speed of an aircraft for which of the following reasons?
- a) Water increases the viscosity of air
 - b) Heavy rain can block the pitot tube, giving false airspeed indications
 - c) The extra weight and distortion of the aerodynamic surfaces by the film of water
 - d) The impact of heavy rain will slow the aircraft
34. If the tailplane is supplying a download and stalls due to contamination by ice:
- a) the wing will stall and the aircraft will pitch-up due to the weight of the ice behind the aircraft CG
 - b) the increased weight on the tailplane due to the ice formation will pitch the aircraft nose up, which will stall the wing
 - c) because it was supplying a download the aircraft will pitch nose up
 - d) the aircraft will pitch nose down
35. Indications of an icing-induced stall can be:
1. An artificial stall warning device
 2. Airspeed close to the normal stall speed
 3. Violent roll oscillations
 4. Airframe buffet
 5. Violent wing drop
 6. Extremely high rate of descent while in a ‘normal’ flight attitude
- a) 1, 2, 4 and 5
 - b) 1, 3 and 5
 - c) 1, 4 and 6
 - d) 3, 4, 5 and 6

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 35/35
---	--	---	---

36. If a light single engine propeller aircraft is stalled, power-on, in a climbing turn to the left, which of the following is the preferred recovery action?
- a) elevator stick forward, ailerons stick neutral, rudder to prevent wing drop.
 - b) elevator stick neutral, rudder neutral, ailerons to prevent wing drop, power to idle.
 - c) elevator stick forward, ailerons and rudder to prevent wing drop.
 - d) elevator stick neutral, rudder neutral, ailerons stick neutral, power to idle.
37. If the stick shaker activates on a swept wing jet transport aircraft immediately after take-off while turning, which of the following statements contains the preferred course of action?
- a) Decrease the angle of attack
 - b) Increase thrust
 - c) Monitor the instruments to ensure it is not a spurious warning
 - d) Decrease the bank angle

ANSWERS

**1C, 2B, 3A, 4B, 5D, 6B, 7C, 8D, 9C, 10D, 11B, 12D, 13A, 14D, 15B, 16B, 17B, 18A, 19B,
20B, 21A, 22B, 23C, 24C, 25B, 26C, 27B, 28A, 29A, 30B, 31B, 32A, 33C, 34D, 35D, 36A,
37A.**

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/12
---	--	---	--

BÖLÜM 8

081 01 09 00 YÜKSEK TAŞIMA ARAÇLARI

01.09.01 YÜKSEK TAŞIMA ARAÇLARININ AMACI

Uçaklara yüksek taşıma araçları iniş ve kalkış mesafesini azaltmak için eklenmiştir. Bu araçlar, hem belirli pist uzunluklarında daha büyük miktarda yüklerle işletim olanağı sağladıkça hem de uçağın taşıyabileceği yükü artırmada kullanılırlar.

01.09.02 KALKIŞ VE İNİŞ HİZLARI

Kalkış ve iniş mesafeleri, performans düzenlemelerinde belirlenen hızlara bağlıdır. Gerek kalkışta, gerekse inişte stol hızının üzerinde bir emniyet payı bırakmak gereklidir. Bu pay, kalkış için 1.2 Vs1; iniş için ise 1.3 VSO'dur. Stol hızı kanadın CLMAX'ı ile belirlendiğinden, kalkış ve inişte en düşük mesafeyi sağlayabilmek için CLMAX mümkün olduğunda yüksek olmalıdır.

01.09.03 CLMAX'IN ARTIRILMASI

Bir kanat profilinin CLMAX'ını belirleyen ana unsur profilin bombesidir. Artan bombe, tüm hücüm açılarındaki CL'yi ve CLMAX'ı artırır. Kalkış ve inişte bombeli bir kesit tercih ediliyor olmasına rağmen, bombeli kesit seyir hızlarında yüksek sürüklemeye ve burun aşağı bir uçuş konfigürasyonuna neden olur. Bu nedenle, normal seyri optimize edecek daha az bombeli bir kesit kullanılır ve kalkış ve inişlerde profil flaplar kullanılarak modifiye edilir.

01.09.04 FLAPLAR

Flap, hücüm veya firar kenarına menteşe ile monte edilen ve aşağı hareketiyle kanat yüzeyinde bombe yaratan bir sistemdir. Düşük hızlı profiller için flap yalnızca firar kenarında kullanılırken, hücüm kenarının simetrik veya negatif bombeye sahip olduğu yüksek hızlı profillerde flaps, hem hücüm hem firar kenarında kullanılabilirler.

01.09.05 FIRAR KENARI FLAPLARI

Flapın temel esası, çeşitli şekillerde uyarlanabilir. Firar kenarında kullanılan flapsların en yaygın tipleri şunlardır:

01.09.06 DÜZ FLAP



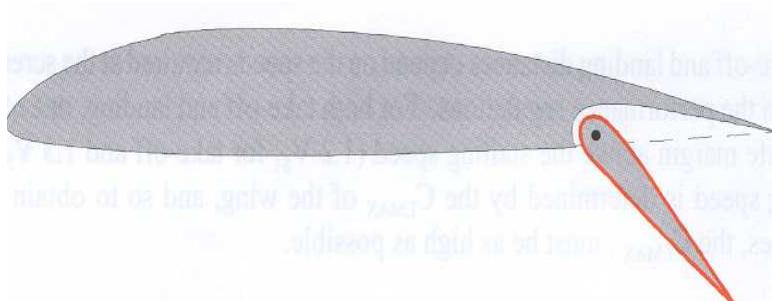
Şekil: 01.09.01 Düz (Plain) flap

Şekil: 01.09.01'de görüleceği gibi düz flapın, CLMAX ile birlikte sürükleme de büyük ölçüde artırır basit bir yapısı vardır. Daha çok, iniş ve kalkışta kısa mesafeye ihtiyaç duymayan düşük hızlı uçaklarda kullanılır.

01.09.07 SPLIT FLAP

Flap sadece kanat firar kenarının alt yüzeyinde oluşur; üst kısmı ise flapın açılmasından etkilenmez. Split flap, düşük hücüm açılarında düz flapla aynı taşımayı sağlar fakat kanat üst yüzeyinde bombe artmadığından ve ayrılma geciktiğinden yüksek hücüm açılarında sağladığı taşıma

Şekil: 01.09.02 Split flap



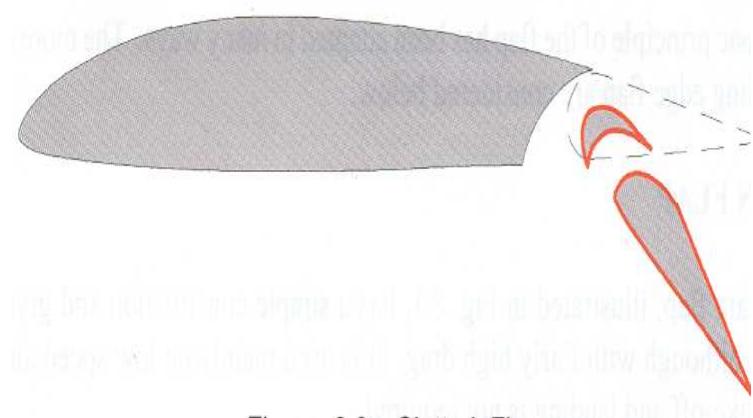
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/12
---	--	---	--

daha fazladır. Bununla birlikte, düz flapa göre daha yüksek sürüklemeye neden olur.

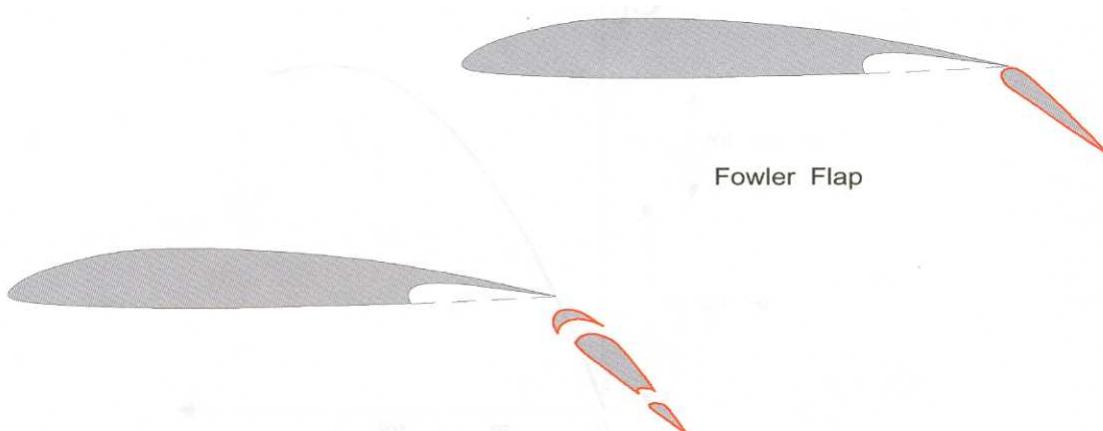
01.09.08 SLOTLU VE ÇOKLU SLOTLU FLAPLAR

Slotlu flap indirildiğinde flapa kanat arasında bir aralık açılarak slot oluşur. Slotun amacı alt yüzeydeki yüksek basınçlı havayı flap üzerine yönlendirerek sınırtabakasını güçlendirmektir. Bu, flapın üst yüzeyindeki akışın yüzeyden ayrimını geçiktirir. Slotlu flapın yarattığı CLMAX artışı düz ve split flaptan daha fazla, geri sürükleme ise daha azdır. Ancak slotlu flapın diğer iki flapa göre imalat açısından daha karmaşık bir yapısı vardır.

Şekil: 01.09.03 Slotted flap



01.09.09 FOWLER FLAP



Şekil: 01.09.04

Şekil: 01.09.04'te görüldüğü gibi, önce geri sonra aşağı hareketle açılan fowler flap, hem bombeyi artırmakta hem de kanat yüzeyinde artma sağlamaktadır. Fowler flap, slotlu olarak da kullanılabilir. Artan kanat yüzeyi ve bombenin etkileri birleştiğinden fowler flap, flapların içinde en büyük taşıma ve slotlar ve kalınlık kordo oranındaki azalma nedeniyle en az geri sürükleme kuvveti yaratan flap çeşididir. Ancak, kordo hattının geriye doğru uzaması yunuslama momentindeki değişimin artmasına neden olur.

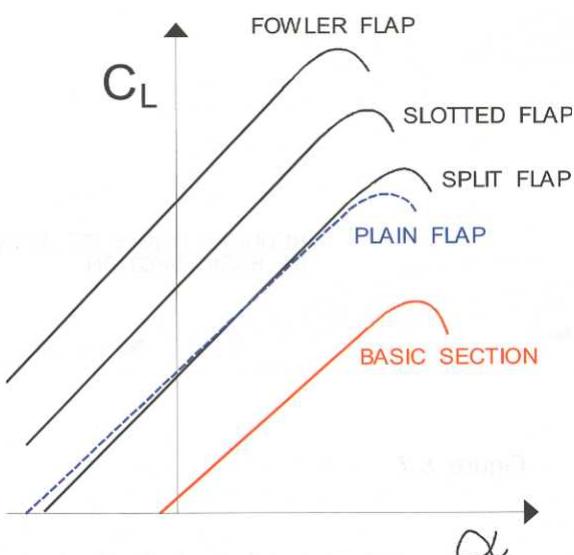
01.09.10 FIRAR KENARI FLAPLARININ KARŞILAŞTIRILMASI

Şekil: 01.09.05

Şekil: 01.09.05'te, yukarıda sözü edilen flapların aynı açıda kullanıldıklarında yarattıkları taşıma eğrileri karşılaştırılmıştır. Ancak farklı tiplerdeki flapların en iyi performanslarını aynı flap açısında göstermeyecekleri de unutulmamalıdır. Şekil: 01.09.06, artan flap açısı ile artan taşıma kuvveti değişimini göstermektedir. Flap açısı arttıkça taşıma artmakta fakat artış oranı azalmaktadır.

01.09.011 CLMAX VE STOL AÇISI

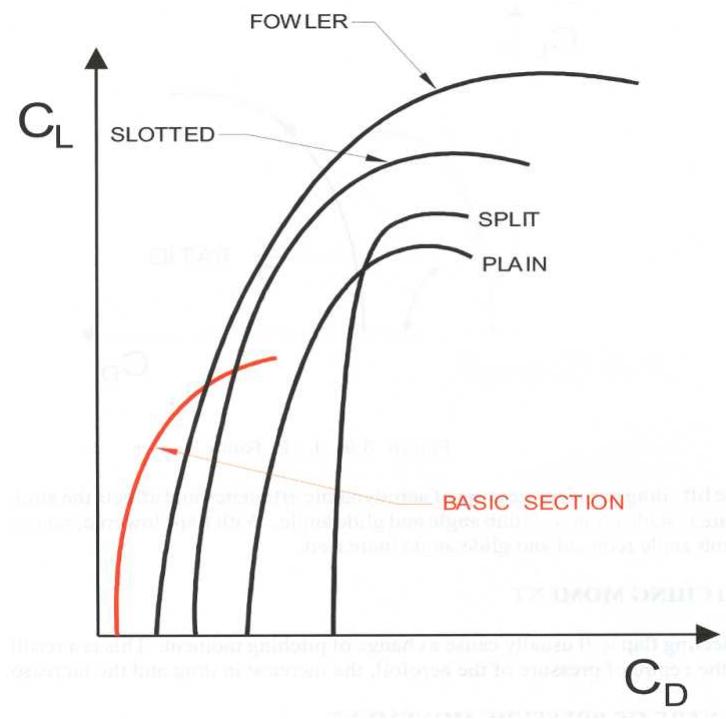
Şekil: 01.09.05'te, flap açısı arttıkça CLMAX'ın arttığı fakat stol açısının azaldığı görülmektedir. Bunun



	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 3/12
---	--	---	--

sebebi, artan flap açısının etkili húcum açısını artırmasıdır.

C_L - eğrisi genel olarak temel profiline húcum açısı kullanılarak çizilir. Flapların açık olduğu profil stol açısından olduğunda, temel profil daha küçük bir húcum açısında olacaktır.



01.09.12 GERİ SÜRÜKLEME

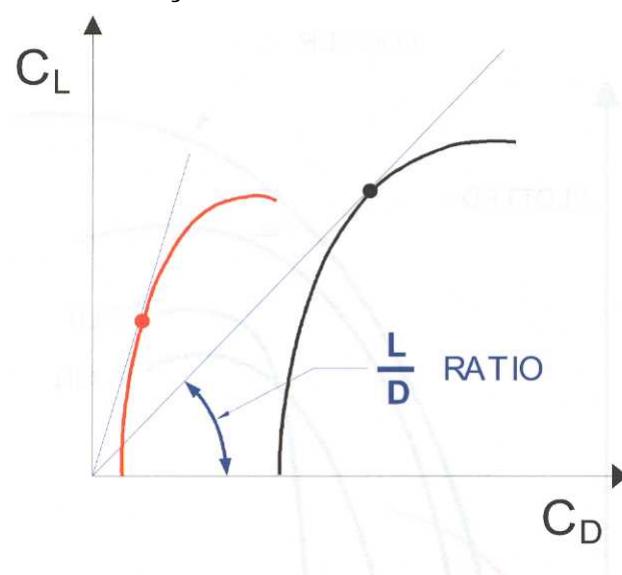
Şekil: 01.00.08

Şekil: 01.00.08'de değişik flap tipleri için sürükleme eğrileri yer almaktadır. Bu grafikte, üretilen sürükleme bakımından flap tipleri karşılaştırıldığında en yüksek sürüklemeye split flabin; en düşük sürüklemeye ise fowler flabin ürettiği görülmektedir.

Kalkış sırasında sürükleme kuvveti hızlanmayı azalttığından, flabin mümkün olduğunda az sürüklemeye neden olması istenir. Ancak frenleme etkisi yarattığı için inişte flabin yarattığı sürükleme bir avantaj olarak değerlendirilir.

Taşımada olduğu gibi geri sürüklemedeki artış da flap açısı arttıkça sabit kalmayacaktır. Flap açısı arttıkça geri sürüklemedeki artış da büyür.

01.09.13 TAŞIMA/SÜRÜKLEME ORANI



Flaplar indirildiğinde hem sürükleme, hem de taşıma güçlerinde artış meydana gelir. Ancak bu artış eşit oranlarda değildir. Sürükleme gücünün oransal artışı daha büyük olduğundan taşıma/sürükleme oranı azalır. Taşım/sürükleme oranının en yüksek olduğu durumlar, orijinden çıkan doğruların eğrilere teget olduğu noktalardır. Bu doğruların eğimi taşıma/sürükleme oranını verir (Şekil: 01.09.09).

Taşima/sürükleme oranı bir "aerodinamik verimlilik ölçüsü" olup menzil, tırmanış ve süzülüş açıları gibi konularda uçağın performansını etkiler. Flaplar indirildiğinde uçağın menzili ve tırmanış açısı azalırken süzülüş açısı artar.

Şekil: 01.09.09 L/D oranı

01.09.14 YUNUSLAMA MOMENTİ

Flap seçimi, genelde yunuslama momentinde değişimeye neden olur. Bu değişim, profiline basınç merkezinin hareketi, geri sürüklemenin ve aşağı akımının artışının sonucudur.

01.09.15 BASINÇ MERKEZİNİN HAREKETİ

Fırar kenarı flabının açılması tüm kordo boyunca basınç dağılımını değiştirir fakat en büyük değişiklik flap bölgesinde görülür. Bu yüzden geriye kayan profil basınç merkezi, yunuslama momentinde burun aşağı yunuslama değişikliği meydana getirir. Fowler flabin geriye hareketi bu değişimini artırır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/12
---	--	---	--

01.09.16 GERİ SÜRÜKLEMENİN ARTMASI

Uçakta trim ayarı yapıldığında CG çevresindeki tüm momentler dengededir. Eğer kanat CG'nin üzerinde ise, flap açıldığında meydana gelen sürükleme artışı, burun yukarı yunuslama momentine neden olur. Kanat CG'nin altında ise flap açılması ile artan geri sürükleme yunuslama momentinde burun aşağı değişim yaratır.

01.09.17 AŞAĞI AKIMDA DEĞİŞİM

Kuyruk takımı hücum açısı, kanadın yarattığı aşağı akımlar tarafından belirlenir. Flaplar indirildiğinde aşağı akım artar ve kuyruk takımının azalan hücum açısı burun yukarı yunuslama değişimine neden olur. (**Not:** Kuyruk takımının açısı negatif ise aşağı akımlardaki değişim bu açayı daha da negatif hale getirecek ve bu da burun yukarı yunuslama yaratacaktır).

01.09.18 TOPLAM YUNUSLAMA DEĞİŞİMİ

Yunuslamadaki toplam değişim, flap tipine, kanat ve kuyruk takımının konumuna bağlı olarak yukarı veya aşağı doğru yada ihamal edilebilir düzeyde olabilir. Yatay stabilize, dikey stabilizerin üst tarafına monte edildiğinde, aşağı akım değişikliğinden kaynaklanan yunuslama değişimleri azalır.

01.09.19 FLAPLAR AÇILDIĞINDA UÇAĞIN DURUMU

Uçak düz uçuşta iken taşıma kuvveti ağırlığa eşit olmalıdır. Flaplar indirilip hız sabit tutulduğunda taşıma kuvveti artacak ve aynı taşıma kuvvetini muhafaza edebilmek için hücum açısının azaltılması gereklidir.

Bu nedenle flaplar indirildiğinde uçak, burnu daha aşağı durumda uçmaya başlayacaktır. Bu durum, daha iyi bir görüş imkanı kazandırdığından iniş yaklaşmasında bir avantaj olarak değerlendirilebilir.

01.09.20 HÜCUM KENARI YÜKSEK TAŞIMA ARAÇLARI

Yaygın olarak kullanılan iki çeşit hücum kenarı taşıma aracı vardır. Bunlar “**hücum kenarı flabi**” ve **hücum kenarı “slot”** u veya **“slat”** idir.

01.09.21 HÜCUM KENARI FLAPLARI

Yüksek hızlı profil kesitlerinde hücum kenarı bombesi çok az, yarıçapı ise düşüktür. Bu durum hücum kenarının hemen ardından akımın yüzeyden ayrılmamasının düşük hücum açılarında olmasını sağlar. Bu durum, bombeyi artıran hücum kenarı flapları ile ortadan kaldırılabilir.

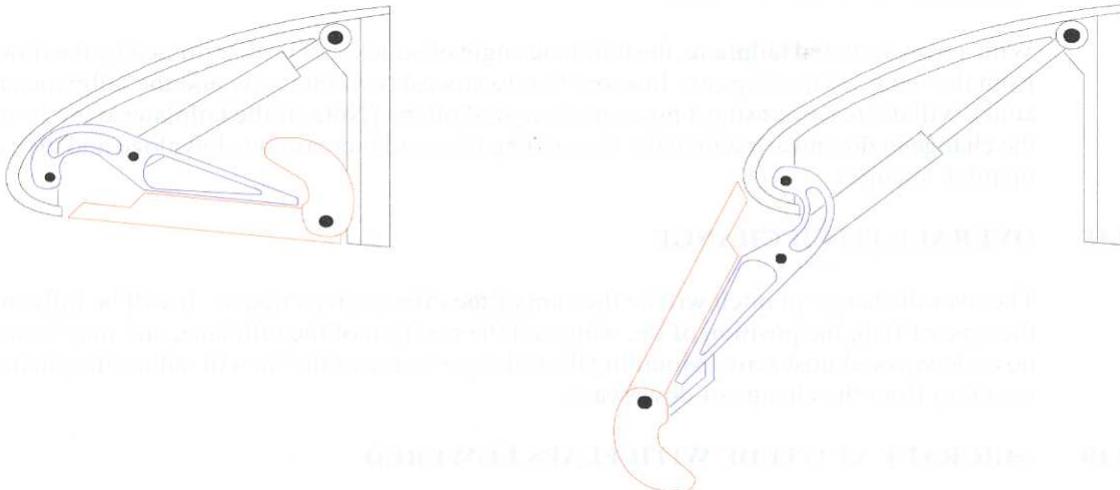
Şekil: 01.09.10 Droop hücum kenarı



BÜKÜLEN HÜCUM KENARI: Bu, şekil:01.09.10 da görülebilen hücum kenarının aşağı sarkabilen menteşeli parçasıdır. Sistem, ayrılmayı geciktirerek daha yüksek hücum açılarına çıkıştırma imkanı sağlar ve CLMAX'ı artırır.

KRUEGER FLAP: Krueger flap, şekil: 01.09.11'de de gösterildiği gibi, hücum kenarının alt yüzeyinde bulunan ve ön kenarı çevresinde dönen bir parçadır. Aşağıda gösterilen değişken bombeli hücum kenarı flaplarına göre daha verimsiz olduklarından, ok açılı kanatlarda, kanat kökü stolunu kolaylaştırmak amacıyla kanadın iç kısmında kullanılırlar.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 5/12
---	--	---	--



Şekil: 01.09.11 Krueger flap

DEĞİŞKEN BOMBELİ HÜCUM KENARI FLABI: Daha iyi bir hücum kenarı profili vererek verimliliği artırmak amacıyla, hücum kenarı flabi açıldıkça bombesi artırılabilir.

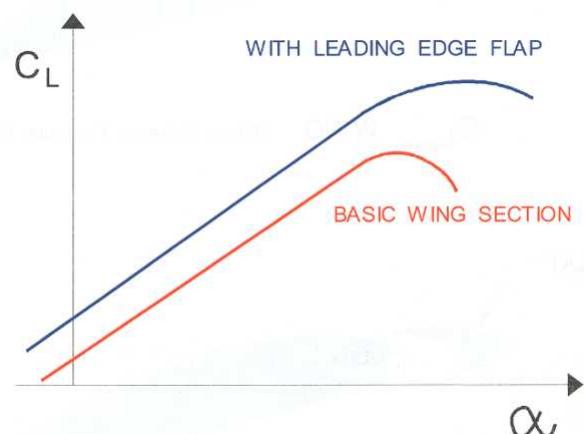


Şekil: 01.09.12 Değişken bombeli hücum kenarı flabı

01.09.22 HÜCUM KENARI FLAPLARININ TAŞIMA ÜZERİNDEKİ ETKİSİ

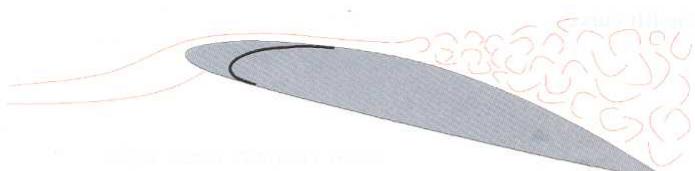
Hücum kenarı flabının ana etkisi, ayrılmayı geciktirerek stol açısını ve CLMAX'ı artırmaktır. Bununla birlikte, artan profil bombesi nedeniyle küçük hücum açılarında taşıma az da olsa artar. Şekil: 01.09.13, bu tür flapların taşıma eğrisi üzerindeki etkisini göstermektedir.

Şekil: 01.09.13

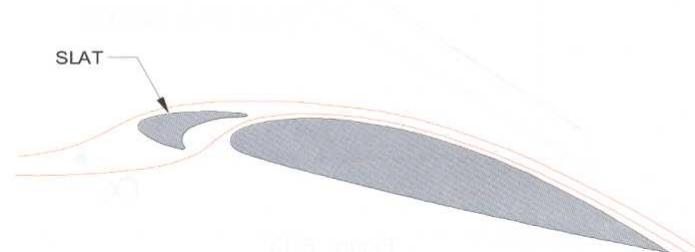


	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/12
---	--	---	--

01.09.23 HÜCUM KENARI SLOTLARI



$C_{L_{max}}$ WING (Given Adverse Pressure Gradient)



SLAT OPEN - Boundary Layer Re - Energised
(Same Adverse Pressure Gradient)

Şekil: 01.09.14 Hüküm kenarı slati

Hüküm kenarı slotu, hücum kenarının alt yüzeyi ile üst yüzeyi arasındaki bir aralıktır. Sabit veya hücum kenarının bir parçasının (slat) öne hareketi sonucu olabilir.

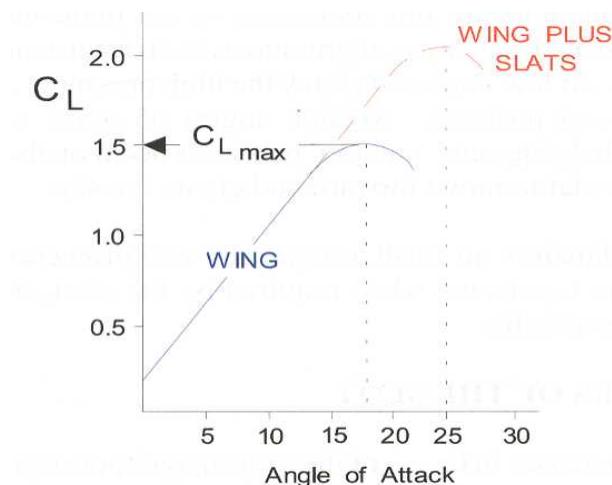
01.09.24 HÜCUM KENARI SLATI

Slat, kanadın hücum kenarına monte edilmiş küçük bir yardımcı profildir (Şekil: 01.09.14). Açıldığında, alt kısmındaki basınçlı havanın, düşük basınçlı kanadın üst kısmına geçmesini sağlayan slotu oluşturur. Slot sayesinde havanın kinetik enerjisi artırılmış ve sınır tabakası güçlendirilmiş olur. Böylece, sınır tabakası ayrılmazı, çok daha yüksek hücum açılarında görülmeye başlar. Yaklaşık 25° de artan ters basınç gradyanı tekrar kinetik enerjiyi yenecek ve ayrılma gerçekleşecektir.

Slatlar açıldığında sınır tabakasına yeniden enerji verirler.

Sürekli açık kalan slotlar (örneğin; sabit slot) yüksek süratte ekstra sürükleme yaratacağından gereksiz bir dezavantajdır oluştururlar. Bu nedenle slatların çoğu, bir kontrol mekanizması ile açılıp kapatılabilen tiptedir.

Slotlar genelde firar kenarı flaplarıyla bağlantılı çalışıp, yüksek hız uçuşunda kapatılıp düşük hızda açılarak kullanılırlar.

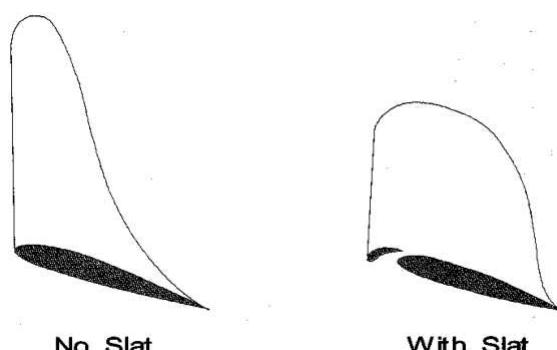


Şekil: 01.09.15

Şekil: 01.09.15'teki grafik, aynı temel boyutlara sahip slatlı ve slatsız iki kanadın karşılaştırmasını göstermektedir. Slatın etkisi, daha yüksek bir hücum açısına kadar sınır tabakası ayrılmazı geciktirerek taşıma eğrisini uzatmaktadır. Yüksek hücum açılarında slat, yüksek bir taşıma katsayısı yaratır.

Şekil: 01.09.16

Slotun çalışması kanadın üst yüzeyindeki belirgin bir tepe noktası olan düşük basınç dağılımını daha düz bir dağılım haline getirmektedir. Profilin küçük bir bölümünde yüksek bir negatif basınç bölgesi olması yerine, büyülüğu daha az olan ancak tüm profile yayılmış bir negatif basınç oluşur. Şekil: 01.09.16 slatlı ve slatsız profillerde oluşan basınç dağılımlarını göstermektedir. Bu sayede sınır tabakası negatif basınç tepe noktasının hemen



	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 7/12
---	--	---	--

arkasında oluşan ve yüksek ters basınç gradyanı yaratan ani kalınlaşmaya maruz kalmaz. Sonuç olarak sınır tabakası profilin firar kenarına kadar kinetik enerjisini korur ve yüzeyden ayrılmaz. Şekil:01.09.16 da gözktüğü gibi basıncın kuvvetiyle orantılı olan basınç dağılımının oluşturduğu alan, dağılım eğrisinin daha düz hale gelmesiyle azalmaz hatta belli bir miktar artar. Alçak basıncın maksimum noktasını öne kaydırıldığından, slotun yunuslama momenti üzerindeki etkisi ihmali edilebilir düzeydedir.

01.09.25 OTOMATİK SLOTLAR

Bazı uçaklarda slotlar pilot tarafından kontrol edilmeyip otomatik olarak açılırlar. Hüküm açısının artmasıyla, hücum kenarı çevresinde oluşan basınç değişimleri slotu harekete geçirir. Düşük hücum açılarında durgunluk noktası etrafındaki yüksek basınç, slati kapalı durumda tutar. Yüksek hücum açılarında ise durgunluk noktası hücum kenarının altına kayarak slatin üst yüzeyinde emiş basıncına neden olur. Bu basınç, slatin öne hareketini ve slotun açılmasını sağlar.

Bu sistem, çoğunlukla küçük uçaklarda stol koruma sistemi olarak kullanılır. Büyük uçaklarda ise slatların pozisyonu pilot tarafından belirlenir ve elektriği veya hidrolik olarak çalıştırılır.

01.09.26 SLOTUN DEZAVANTAJLARI

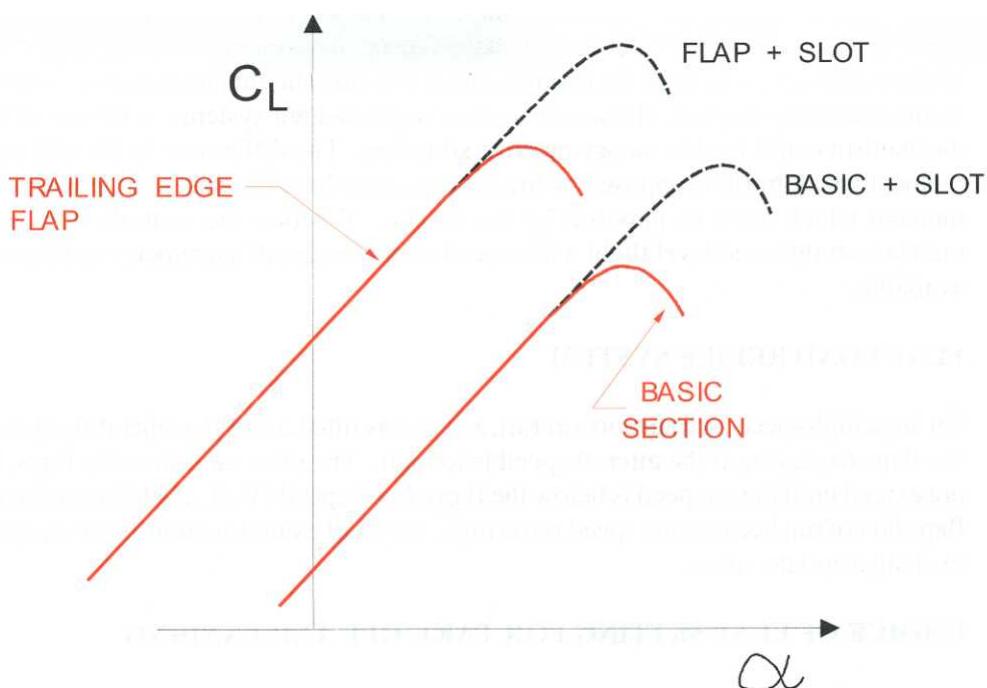
Slot, firar kenarı flabıyla aynı miktarda CLMAX artışı sağlayabilir. Ancak firar kenarı flabı, CLMAX'ı normal stol açısından biraz daha küçük bir açıda verirken; slot, CLMAX için daha yüksek bir hücum açısı gerektirir. Bu, düşük hızlarda burun yukarı yunuslama durumunda uçuşu gerektirecek ve iniş sırasında görüşün azalmasına neden olacaktır.

01.09.27 HÜCUM KENARI SİSTEMLERİNİN GERİ SÜRÜKLEME VE YUNUSLAMA MOMENTİ

Firar kenarı flaplarıyla karşılaşıldığında hücum kenarı sistemlerinin yarattığı geri sürükleme ve yunuslama moment değişimi oldukça azdır.

01.09.28 HÜCUM VE FIRAR KENARI SİSTEMLERİNİN BİRLİKTE KULLANIMI

Pek çok büyük nakliye uçağında iki sistem birlikte kullanılmaktadır. Şekil: 01.09.17, bu kullanımın taşıma eğrisi üzerindeki etkisini göstermektedir.



Şekil: 01.09.17

01.09.29 FLAPLARIN KULLANIM SIRASI

Bazı kanat profilleri için flap kullanım sırası çok önemlidir. Firar kenarı flabının açılması, hem aşağı hem yukarı akımları artırır. Yüksek hızlı bir profil için, hücum kenarında yukarı akımın artışı (hüküm açısı zaten çok yüksekken) etkili hücum açısını daha da artırarak kanadı stola sokabilir. Bu nedenle hücum

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/12
---	--	---	--

kenarı flabı, firar kenarı flabından önce indirilmelidir. Flaplar toplanırken de, önce firar kenarı flabı toplanmalıdır.

01.09.30 YÜKSEK TAŞIMA ARAÇLARINDA ASİMETRİ

Yüksek taşıma araçlarının kullanımı taşıma, sürükleme ve yunuslama momentlerinde büyük değişimler yaratabilir. Bu araçların her iki kanattaki hareketi simetrik olmadığından, dengede olmayan kuvvetler yatış kontrolünde ciddi problemlere neden olurlar. Bu nedenle flaplar çalıştırıldığında açılma durumu kontrol edilmeli; kanatlardan birinde problemlı açılma durumu varsa diğer flap otomatik olarak durdurulmalıdır.

Ne var ki, basit sistemli uçaklarda flaplardan birinde yaşanan problem asimetriye neden olur. Oluşan taşıma farklılığı, kanatçıklarla müdahale etmeyi gerektiren bir yatış momentine; sürükleme farklılığı ise istikamet dümeni ile müdahale etmeyi gerektiren bir sapma momentine neden olur. Kumandaların düz ve ufki uçuşu sürdürmek için yeterli olup olmaması, asimetrinin derecesine ve verilecek kumandanın gücüne bağlıdır.

01.09.31 FLAP YÜKÜNÜ AZALTMA SİSTEMİ

Büyük ve yüksek hızlı nakliye jetlerinde, uçağın hızı yüksekketen flapın açılmasını önleyen bir sistem bulunmaktadır. Pilot, flabi açma kumandası verse de, hız flap açma hızının (VFE) altına düşmeden açılma gerçekleşmez. Kumanda verilmiş ancak bu sisteme dolaylı açılma gerçekleşmemiş ise hız gerekli düzeye kadar düştüğünde flaplar kumanda verilmeksızın açılacaktır.

01.08.32 KALKIŞ VE İNİŞTE FLAP SEÇİMİ

Kalkış mesafesi unstick (**uçağın yerden kesildiği durumu**) hızı ve bu hızda ulaşmak için kullanılan hızlanma oranına bağlıdır. En düşük unstick hızı, en yüksek CLMAX'ta sağlanır. Bu da büyük flap açısıyla mümkündür.

Bununla birlikte, büyük flap açılarında oluşan yüksek sürükleme oranı, hızlanmayı azaltarak mesafeyi artırır. Daha düşük flap açısı yüksek bir unstick hızı neden olmakla birlikte, daha iyi hızlanma sağladığından, gereken mesafe kısalır. Her uçak için, uçağın kalkış mesafesini en aza indirecek bir optimum flap açısı bulunmaktadır ve kalkışlarda bu flap açısı kullanılmalıdır. Eğer uçakta hücum kenarı sistemleri varsa, CLMAX'ı artırdıkları sürece kalkışta kullanılabilirler.

Kurallar, kalkıştan sonra "**kalkış konfigürasyonunda minimum tırmanış gradyanı**" gerektirmektedir. Tırmanış gradyanı flapla azaltılabilir. Bu nedenle kurallar optimumdan daha düşük bir flap açısı gerektiriyor ise kalkışta kuralların gerektirdiği limit flap açısı kullanılır.

İniş mesafesi ise teker koyma hızına ve yavaşlamaya bağlı olarak değişir. En düşük teker koyma hızı, büyük bir flap açısıyla sağlanabilen en yüksek CLMAX ile elde edilir. Flap ekstra geri sürükleme de yaratıcılarından yavaşlama hızını da arttırır. Bu nedenle inişte büyük flap açıları tercih edilir. Hücum kenarı sistemleri, mümkün olan en yüksek CLMAX'ı sağlamak üzere inişte kullanılabilirler.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/12
---	--	---	--

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. With the flaps lowered, the stalling speed will:
 - a) increase.
 - b) decrease.
 - c) increase, but occur at a higher angle of attack.
 - d) remain the same.

2. When flaps are lowered the stalling angle of attack of the wing:
 - a) remains the same, but $C_{L_{max}}$ increases.
 - b) increases and $C_{L_{max}}$ increases.
 - c) decreases, but $C_{L_{max}}$ increases.
 - d) decreases, but $C_{L_{max}}$ remains the same.

3. With full flap, the maximum Lift/drag ratio:
 - a) increases and the stalling angle increases
 - b) decreases and the stalling speed decreases
 - c) remains the same and the stalling angle remains the same
 - d) remains the same and the stalling angle decreases

4. When a leading edge slot is opened, the stalling speed will:
 - a) increase
 - b) decrease
 - c) remain the same but will occur at a higher angle of attack.
 - d) remain the same but will occur at a lower angle of attack.

5. The purpose of a leading edge droop is:
 - a) to give a more cambered section for high speed flight.
 - b) to increase the wing area for take-off and landing.
 - c) to increase wing camber, and delay separation of the airflow when flaps are lowered.
 - d) to decrease the lift during the landing run.

6. Lowering flaps sometimes produces a pitch moment change due to:
 - a) decrease of the angle of incidence.
 - b) movement of the centre of pressure.
 - c) movement of the centre of gravity.
 - d) increased angle of attack of the tailplane.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 10/12
---	--	---	---

7. Which type of flap would give the greatest change in pitching moment?
- a) Split
 - b) Plain
 - c) Fowler
 - d) Plain slotted
8. A split flap is:
- a) a flap divided into sections which open to form slots through the flap.
 - b) a flap manufactured in several sections to allow for wing flexing.
 - c) a flap which can move up or down from the neutral position.
 - d) a flap where the upper surface contour of the wing trailing edge is fixed and only the lower surface contour is altered when the flaps are lowered
9. If the flaps are lowered in flight, with the airspeed kept constant, to maintain level flight the angle of attack:
- a) must be reduced.
 - b) must be increased.
 - c) must be kept constant but power must be increased.
 - d) must be kept constant and power required will be constant.
10. If flaps are lowered during the take-off run:
- a) the lift would not change until the aircraft is airborne.
 - b) the lift would increase when the flaps are lowered.
 - c) the lift would decrease.
 - d) the acceleration would increase.
11. When flaps are lowered the spanwise flow on the upper surface of the wing:
- a) does not change.
 - b) increase towards the tip.
 - c) increases towards the root.
 - d) increases in speed but has no change of direction.
12. If a landing is to be made without flaps the landing speed must be:
- a) reduced.
 - b) increased.
 - c) the same as for a landing with flaps.
 - d) the same as for a landing with flaps but with a steeper approach.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 11/12
---	--	---	---

13. Lowering the flaps during a landing approach:

- a) increases the angle of descent without increasing the airspeed
- b) decreases the angle of descent without increasing power
- c) eliminates floating
- d) permits approaches at a higher indicated airspeed

14. With reference to Annex A , the type of flap illustrated is a:

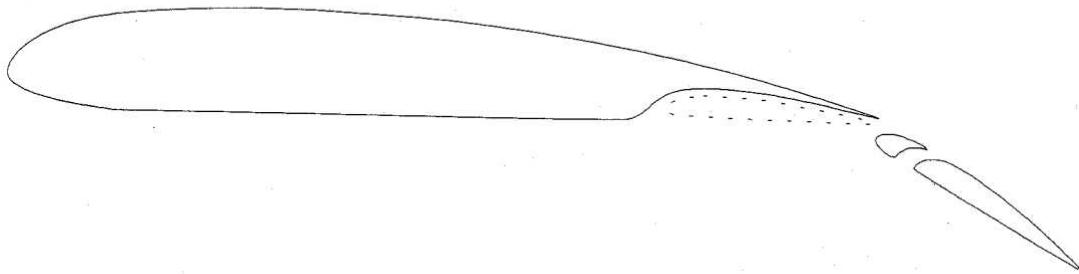
- a) Slotted Krueger flap
- b) Slotted Variable camber flap
- c) Slotted Slat
- d) Slotted Fowler flap

15. With reference to Annex F , the type of flap illustrated is a:

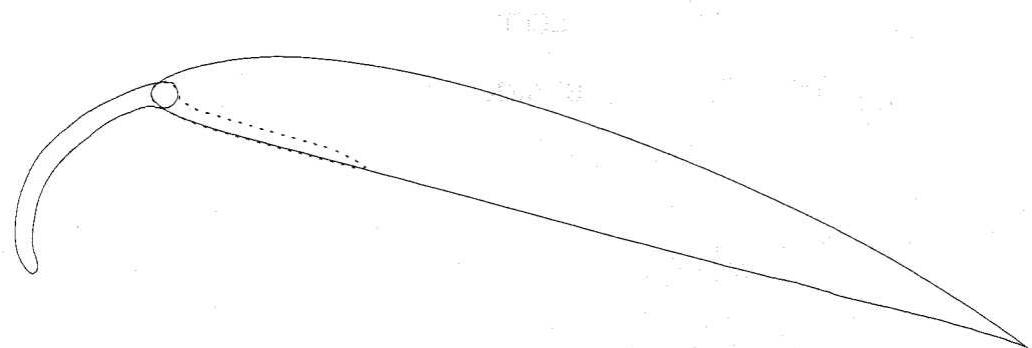
- a) Slat
- b) Fowler flap
- c) Krueger flap
- d) Variable camber flap

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 12/12
---	--	---	---

Annex A



Annex F



ANSWERS

1B, 2C, 3B, 4B, 5C, 6B, 7C, 8D, 9A, 10B, 11C, 12B, 13A, 14D, 15D.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/4
---	--	---	---------------------------------------

BÖLÜM 9

081 01 08 05 GÖVDE KİRLENMESİ

01.08.01.01 GENEL

Hava aracı yüzeyinde uçuş süresince veya yerde buz, don veya sudan dolayı kirlenme oluşabilir. Meteorolojik şartlara göre herhangi bir yerde buz veya donla karşılaşılabilir. Uçak yüzeyinde biriken don, buz veya kar, hava aracının performansını etkileyecektir.

01.08.01.02 BUZLANMA TIPLERİ

a. Don : Uçak yüzeyinde don, hava sıcaklığı 0°C'nin altında iken yerde veya uçuşa hava aracı sıcaklığının 0°C'nin altında olan bir bölgeden daha sıcak bir bölgeye geçerse oluşur. Don yüzeyde oluşan ince kristal buzlanma tabakası şeklinde meydana gelir.

b. Buz : Buzlanmanın ana başlıklarını temiz buzlanma, kırağı buzlanması veya yağmur buzlanmasıdır. Şeffaf buz aşırı soğumuş su damlacıklarının hücum kenarına çarpması sonucu oluşmuş pürüzsüz, yarı saydam bir tabakadır. Çarpıyla hücum kenarından arkaya doğru bir akış ve sonrasında donma oluşur.

Kırağı buzlanması, küçük çok soğuk su damlacıklarının hücum kenarına çarpması ve geriye doğru akıntı olmadan çarptığı yerde ani olarak donmasıdır. Bu, beyaz ve saydam olmayan bir formda oluşur.

Yağmur buzlanması sebebi, yağmur tanelerinin 0°C'nin altındaki havalarda düşerken çok soğuması sonucu oluşur. Bu damlacıklar hemen donmaz, geriye doğru bir akıntı yapıp, çabuk bir şekilde yağmur buzlanması oluştururlar.

01.08.01.03 DON VE BUZUN HAVA ARACINA ETKİLERİ

Uçak gövdesinde buz ve don oluşumu:

- Aerofoil profilini değiştirir.
- Hava aracı yüzeyindeki pürüzlülüğü arttırmır.
- Hava aracının ağırlığını arttırmır.

Buzlanmanın ana etkisi, yüzey pürüzlülüğünü artırarak, sınır tabakasındaki enerji kaybını arttırmır. Yüzey sürtünme dragı artacak ve sınır tabakası yüzeyden daha çabuk ayrılarak C_{LMAX} 'ı azaltacaktır. Buzlanmış kanatlarla kalkış yapılrısa ve normal kalkış hızı kullanılırsa kalkış sonrasında stol meydana gelebilir.

Testler göstermiştir ki kalınlığı ve pürüzlülüğü orta veya kalın zımpara kağıdı gibi olan don, buz veya kar, kaldırımı %30 azaltıp, sürtünmeyi %40 artırmaktadır.

Buzlanma genelde kanatta ve kuyrukta, hücum kenarında ve hücum kenarlarından geriye doğru oluşur ve bunun sonucunda hücum kenarı profilinde ciddi bozulmalar meydana gelir. Bu da sürtünmede büyük bir artışa ve CLMAX' da muazzam bir azalmaya sebep olacaktır.

Kanattaki CLMAX azalması daha yüksek bir stol hızına ve düşük hızlarda, özellikle flabin açılmasıyla kanadın altından akan aşağı akımların artması sonucu, kuyruk takımında CLMAX' in azalmasına ve stolun oluşmasına sebep olacaktır.

Kuyruk stolu yunuslama kontrollerinin yitirilmesine neden olur. Şeffaf buz ve yağmur buzlanması gövde ağırlığını hatırlı seviyede arttırır ve bunun sonucunda daha yüksek bir stol hızı ve indüklenmiş drag meydana gelir. Sonuçta gücün geri sürüklenemeye oranı azalır ve tırmanış gücü de azalmış olur. İstenilen irtifa için gücün artırılması gerekmektedir ve bu da yakıt tüketiminin artmasına neden olur.

Pervanedeki buz formasyonu, pervane pallerinin balansını bozar ve özellikle tek bir paldeki buz kırılmış ve palden ayrılmışsa yüksek düzeyde titreşime neden olur. Pervanedeki buz parçalarının etrafına dağılımasıyla kaporta hasar olabilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/4
---	--	---	---------------------------------------

01.08.01.04 ALETLERE ETKİSİ

Statik mecra ve pito tüpündeki buzlanma basınçla çalışan aletlerde yanlış değerler okunmasına, devamında ise bu aletlerde hiçbir şeyin okunmamasına sebep olur.

01.08.01.05 KONTROLLERE ETKİSİ

Hareketli yüzeylerin boşluklarındaki buzlanma veya kopan bir buz parçasının kontrollerinin boşluklarına girerek sıkışması, kontrollerde kullanım zorluğu veya hareketsizlik oluşturur.

01.08.01.06 SU BULAŞIMI

Kanalların yoğun yağmurda suyla kirlenmesi türbülanslı hava akımının daha önde oluşmasına neden olur. Bu da sürtünmenin artmasına ve sınır tabakasındaki bozulma neticesinde yüksek stol hızına sebep olur.

Sağanak yağıştaki iniş ve kalkışlarda uçağın hızı, uçağın teknik raporlarına göre ayarlanır.

01.08.01.07 UÇAK GÖVDESİ YAŞLANMASI

Yıllar boyunca gövde, ufak arızalar, hafif hasarlar, tamirler, kir ve yağ birikimleri ile yıpranır. Bütün bu etkiler hava aracının sürtünmesini artıracak ve neticede yakıt tüketimi de artacaktır. Bu sebeple uçağın işletme giderleri uçak gövdesinin yaşlanmasıyla artacaktır. Uçağın performans kartlarında uçak gövdesinin normal yıpranmasına müsaade edilmiştir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 3/4
---	--	---	---------------------------------------

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. After an aircraft has been exposed to severe weather:
 - a) snow should be removed but smooth ice may be left.
 - b) all snow and ice should be removed.
 - c) loose snow may be left but ice must be removed.
 - d) providing the contamination is not too thick, it may be left in place.

2. Icing conditions may be encountered in the atmosphere when:
 - a) relative humidity is low and temperature rises.
 - b) pressure is high and humidity falls.
 - c) relative humidity is high and temperature is low.
 - d) relative pressure is high and temperature is high.

3. Which is an effect of ice, snow, or frost formation on an aeroplane?
 - a) Increased angle of attack for stalls.
 - b) Increased stall speed.
 - c) Increased pitch down tendencies.
 - d) Decreased speed for stalling

4. Frost covering the upper surface of an aircraft wing will usually cause:
 - a) the aircraft to stall at an angle of attack that is lower than normal
 - b) no problems to pilots
 - c) drag factors so large that sufficient speed cannot be obtained for take-off
 - d) the aircraft to stall at an angle of attack that is higher than normal

5. If it is suspected that ice may have formed on the tailplane and longitudinal control difficulties are experienced following flap selection, the prudent action to take would be:
 - a) immediately decrease the flap setting
 - b) allow the speed to increase
 - c) select a greater flap deflection because this will increase $C_{L\max}$
 - d) reduce the angle of attack

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/4
---	--	---	---------------------------------------

6. When considering in-flight airframe contamination with frost or ice, which of the following statements is correct?
- a) Build-up can be identified by the ice detection equipment fitted to the aircraft.
 - b) The pilot can visually identify build-up on the wings, tailplane or flight controls by looking through the flight deck windows; at night by using the ice detection lights.
 - c) Visual evidence of the accumulation of airframe icing may not exist.
 - d) Due to the high speed of modern aircraft, significant airframe contamination with frost, ice or snow will not occur.
7. In the event of an icing-induced wing stall, which of the following indications will reliably be available to the flight crew?
- 1 - Activation of the stall warning device (horn or stick shaker).
 - 2 - The aircraft pitching nose down.
 - 3 - Loss of elevator effectiveness.
 - 4 - Airframe buffet.
 - 5 - A roll control problem (increasing roll oscillation or violent wing drop).
 - 6 - A high rate of descent.
- a) 1, 2, 3, 4, 5 and 6
 - b) 1, 3 and 4
 - c) 1, 4 and 6
 - d) 4, 5 and 6

ANSWERS

1B, 2C, 3B, 4A, 5A, 6C, 7D

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/61
---	--	---	--

BÖLÜM 10

081 04 00 00 DENGE VE KONTROL

04.00.01 GİRİŞ

Kararlılık yada denge, uçağın durumunun harici bir kuvvet tarafından bozulmasından sonra, pilotun herhangi bir kumanda müdahalesi olmadan, uçağın düz ve ufki uçuş durumuna kendiliğinden dönme meylidir.

Bir uçak aşağıdaki niteliklere sahip olmalıdır;

- a) Düz ve ufki uçuş durumunu devam ettirecek yeterli kararlılık,
- b) Dengeyi bozucu çeşitli etkilerden kurtulma yeteneği,
- c) Pilotun iş yükünü aşağıya indirecek yeterli kararlılık,
- d) Dizayn performanslarını yerine getirecek şekilde kontrol kumandalarına doğru tepki.

Kararlılığın belirli iki kategorisi vardır, **statik ve dinamik**. Dinamik kararlılık daha sonra ele alınacaktır.

04.00.02 STATİK KARARLILIK

Tüm kuvvetlerin toplamı ve tüm momentlerin toplamı sıfır ise, uçak denge (trim) durumundadır. Uçak, harici herhangi bir kuvvet etki etmediği sürece, herhangi yönde bir ivmesi yoktur ve düz ve ufki uçuştadır. Eğer denge, havanın etkisi veya kontrollerdeki bir sapma sonucu bozulur ise moment kuvvetlerinin balanssızlığı nedeni ile uçağın düz ve ufki uçuşu bozulur ve ivmeye maruz kalır.

Bir uçağın sahip olduğu statik kararlılık, onun bazı denge bozucu kuvvetlerin etkisi sonrası göstereceği başlangıç meyli ile tanımlanır.

1. Pozitif statik kararlılık: (veya statik kararlılık)

Eğer bir cisim pozitif kararlılığa sahipse, dengesi bozulduktan sonra tekrar denge durumuna dönme eğilimi gösterir.

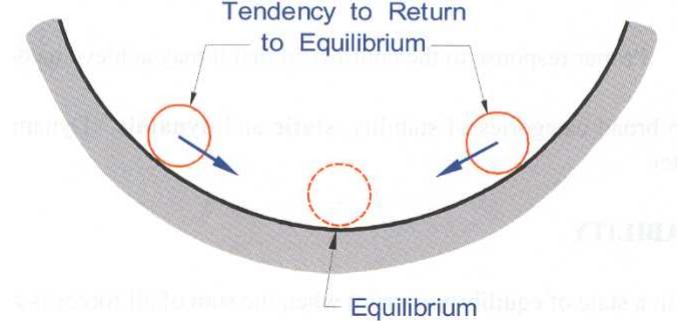
2. Nötr statik kararlılık:

Bir cisim denge bozucu bir kuvvette maruz kaldığında; ne dengedeki haline dönmeye, nede denge halinden uzaklaşmaya meyil etmezse o cisim nötr statik kararlılığa sahiptir.

3. Negatif statik kararlılık: (veya statik dengesizlik)

Bir cismen dengesinin bozulduğu istikamette hareketini devam ettirme meylidir.

POSITIVE STATIC STABILITY



Şekil:04.00.01

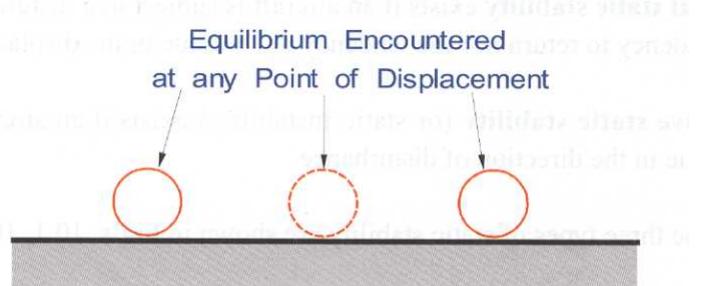
Bu üç tip statik kararlılık için Şekiller: 04.00.01, 04.00.02, 04.00.03 verilmiştir.

Şekil: 04.00.01 pozitif statik kararlılık (veya statik kararlılık) durumunu göstermektedir. Bilye kürenin tabanındaki denge durumundan başka bir duruma getiriliyor. Dengeye bozucu kuvvet ortadan kalktıığında, bilyenin başlangıç meyli, denge durumuna geri dönmeye yönelik olacaktır. Küre, denge noktasından ileri geri hareket edebilir fakat sonuçta denge bulacaktır. Yani, bilye pozitif statik kararlığa sahiptir.

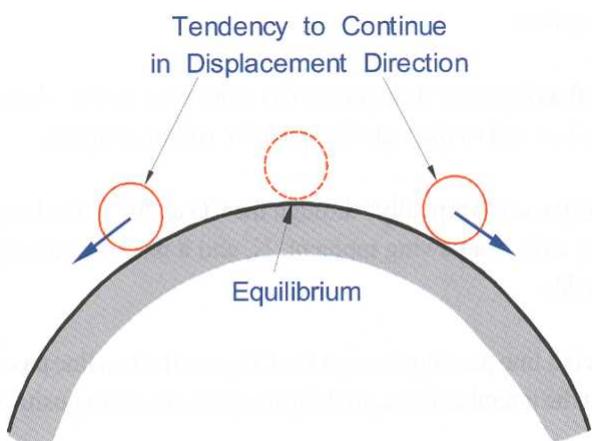


Şekil: 04.00.02 nötr statik kararlılık durumunu göstermektedir. Küre herhangi bir noktada, yeni bir denge oluşturur ve orijinal denge yerine dönme meyli yoktur.

Şekil: 04.00.02



NEUTRAL STATIC STABILITY



NEGATIVE STATIC STABILITY

Şekil: 04.00.03

Şekil: 04.00.03 negatif statik kararlılık (veya statik kararsızlık) durumunu göstermektedir. Tepe noktasındaki denge noktasından yer değiştirme, daha büyük yer değiştirmeye meyil verir (NEGATİF STATİK KARARSIZLIK).

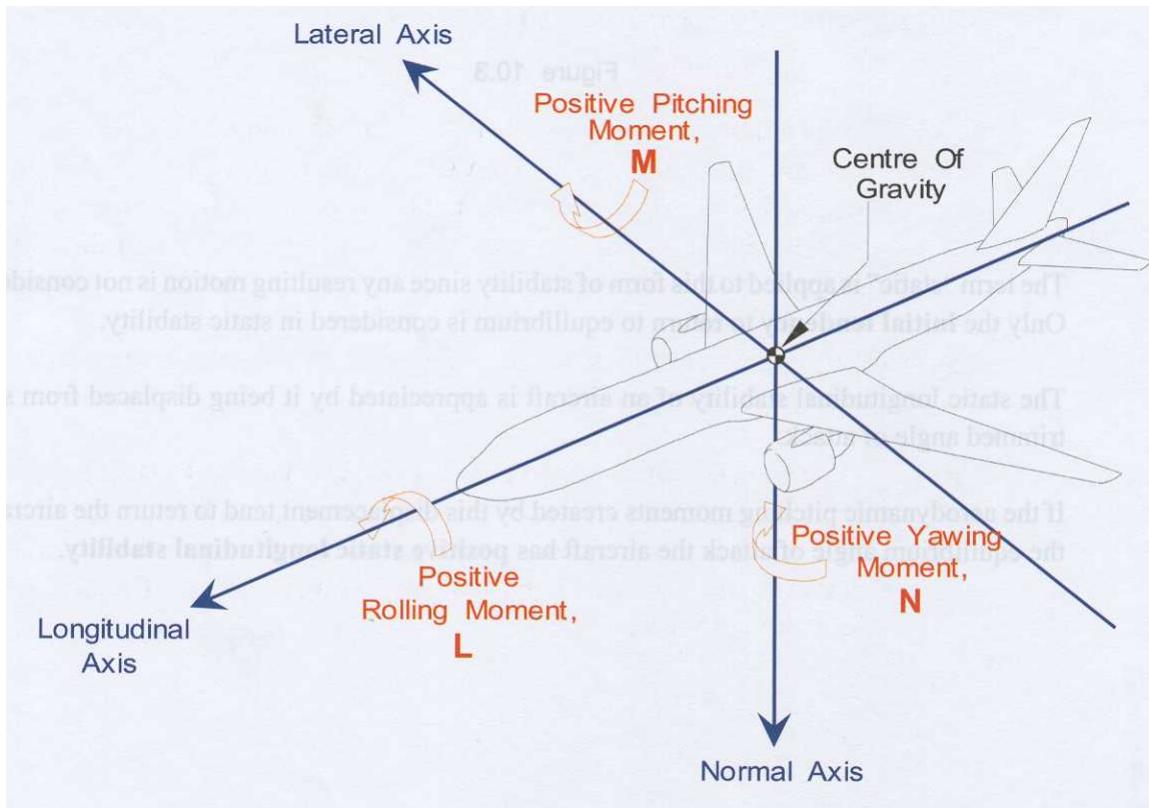
Buradaki kararlılık değerlendirmelerinde statik kelimesi kullanılmıştır çünkü oluşan hareket dikkate alınmamaktadır. Sadece denge durumuna dönmek için başlangıç meyli dikkate alınmaktadır. Bir uçağın statik boylamsal kararlılığı, belli bir hücum açısında trim yapılmış durumdayken denge halinin bozulması ile değerlendirilir.

Bozulan denge sonucu uçağa etki eden aerodinamik kuvvetler uçağa bir yunuslama momenti vererek eski hücum açısına getirme eğilimi gösteriyorsa uçak, pozitif statik kararlılıkta, uçağın dengesini daha da bozacak yönde hareket ettiriyorsa statik kararsızlıkta, hiçbir yönde hareket ettirmeye meyletmeyorsa nötr statik kararlılıkta olarak değerlendirilir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 3/61
---	--	---	--

04.00.03 HAVA ARACI REFERANS EKSENLERİ

Bir uçağa etki eden kuvvet ve momentleri göz önünde canlandırmak için ağırlık merkezinden geçen bir dizi referans eksenler tesis edilmesi gereklidir. Şekil: 04.00.04, geleneksel sağ el eksen sistemini göstermektedir.



Şekil: 04.00.04

Boylamsal eksen : (Longitudinal axis) Ağırlık merkezinden kuyruktan buruna doğru çizilen eksendir. Bu eksen etrafında oluşan momentlere yatış (rolling) momenti, "L", denir. Sağ tarafta doğru olan yatış hareketi pozitif yatış momenti, aksi ise negatif yatış momentidir.

Dik eksen : (Normal axis) Ağırlık merkezinden boyolamsal eksene dik olarak geçer. Dik eksen etrafında oluşan moment, sapma (yawing) momentidir, "N" Pozitif sapma momenti uçağı sağ tarafta, aksi sol tarafta sapma yaptırır.

Enlemsel eksen : (Lateral axis) Ağırlık merkezinden geçen ve kanat uçlarından geçen bir doğuya paralel olan eksendir. Enlemsel eksen etrafında olan moment yunuslama (pitching) momentidir, "M" Pozitif yunuslama momenti burun yukarı, aksi ise burun aşağı hareket verir.

04.00.04 STATİK BOYLAMSAL KARARLILIK

Boylamsal kararlılık enlemsel eksen etrafındaki hareketidir. Karışıklık yaratmaması için, bosphoruslu kararlılığın etrafında hareket ettiği eksen düşünülmeliidir. Buna göre; enlemsel kararlılık boyolamsal eksen etrafında (yatış), yön kararlılığı dik eksen etrafında (sapma) ve boyolamsal kararlılık enlemsel eksen etrafında (yunuslama) olan hareketler ile ilgilidir. Statik boyolamsal kararlılık; genel olarak diğer iki eksen etrafındaki hareketlerle etkileşim içinde değildir. Enlemsel ve yön kararlılıklarını birbirini etkilemeye meyillidir (birleşik hareket) ve bunlar daha sonra incelenecaktır.

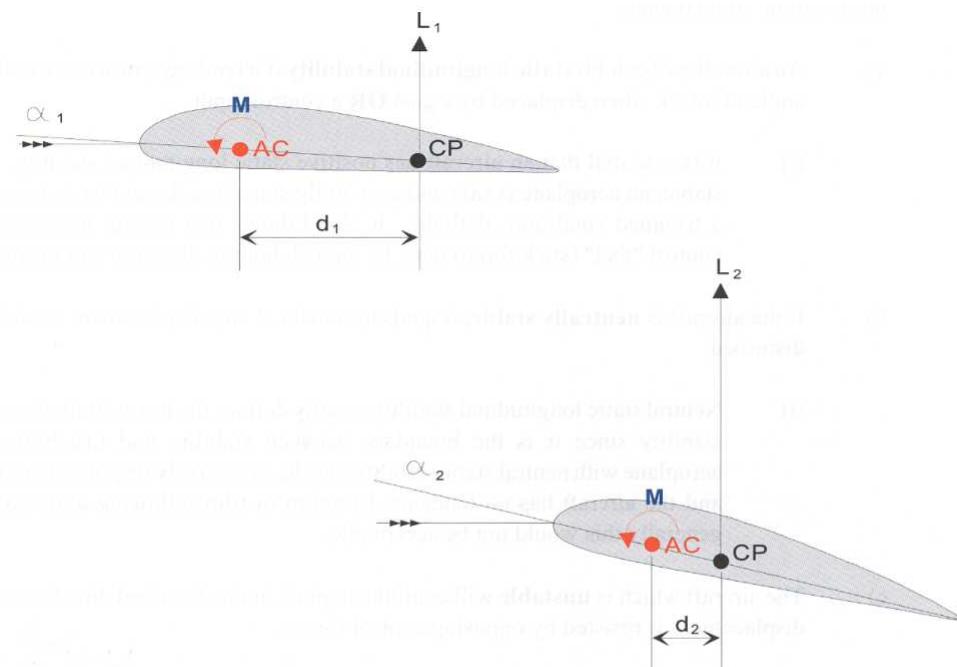
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/61
---	--	---	--

- a) Bir uçak, havasal etkiler veya kumanda tatbiki sonucu uzaklaştığı denge hıcum açısına dönme eğilimi gösterirse statik boylamsal kararlılığı var demektir.
- i) Uçağın statik boylamsal istikrara sahip olması gereklidir. Kararlılığı olan bir uçak istenilen trim pozisyonuna dönme eğilimi içinde olacağının güvenli ve uçurulması kolaydır. İlave olarak kontrol yüzeyi hareketleri ve kontrol hissi hem yön hem de şiddet olarak mantıklı olmalıdır.
- b) Eğer uçak nötr kararlılıkta ise, denge bozucu etkinin uçağı getirdiği konumda kalmaya meyillidir.
- i) Nötr statik boylamsal kararlılık, genelde kararlılık ile kararsızlık arasındaki sınır olduğundan, uçak kararlılığının alt limiti olarak tanımlanır. Nötr statik kararlı bir uçak, kumandalara aşırı tepki verdiğinden ve dengeden sapmayı takiben eski haline dönme eğilimi göstermediğinden, genel prensip olarak kabul edilemez görülür.
- c) Dengesiz bir uçak, harekete zıt bir kontrol kuvveti direnci gösterene kadar, denge durumundan bozulduğu yöne doğru yunuslamaya devam edecektir.
- i) Negatif statik boylamsal kararlı bir uçak kendiliğinden trimli pozisyondan sapma gösterecektir. Bu tip bir uçakla uçmak mümkün olmuş olsa bile, konfigürasyon ve sürat kontrol altına alarak dengeyi sağlamak için anormal kontrol kuvvetleri ve sapmalar gerekecektir. Açıkça bu durum tamamen kabul edilemez.

Kararlılığın incelenmesi için, hıcum açısının değişmesinden dolayı, sabit aerodinamik merkez (AC) noktasından etki eden taşıma kuvvetinin büyülüüğündeki değişiklikleri ele almak gerekmektedir. Hatırlanacağı gibi AC hıcum kenarından geriye doğru çeyrek korda uzaklıktadır. AC etrafındaki yunuslama (pitching) momenti negatiftir (burun aşağı) ve bu moment hıcum açısından değişiklikle değişmez. (Şekil: 04.00.05).

AC etrafındaki yunuslama momenti, hıcum açısı değişse de sabit kalır, çünkü taşıma kuvvetinin büyülüğu artacaktır fakat C_p nin ileri hareketine bağlı olarak daha küçük bir moment kolu etkili olacaktır. Bu durum sadece AC için (%25 korda) geçerlidir. Eğer AC nin önünde veya arkasında bir nokta ele alınır ise bu nokta etrafındaki yunuslama (pitching) momenti hıcum açısı değişikliği ile değişecektir.

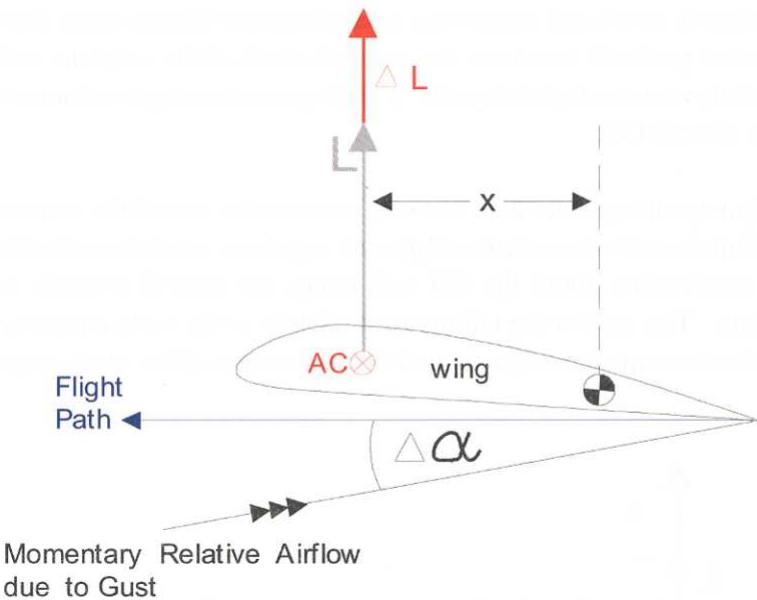
	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 5/61
---	--	---	--



MOMENT (M) REMAINS THE SAME AT "NORMAL" ANGLES OF ATTACK BECAUSE

$$L_1 \times d_1 \text{ at } \alpha_1 = L_2 \times d_2 \text{ at } \alpha_2$$

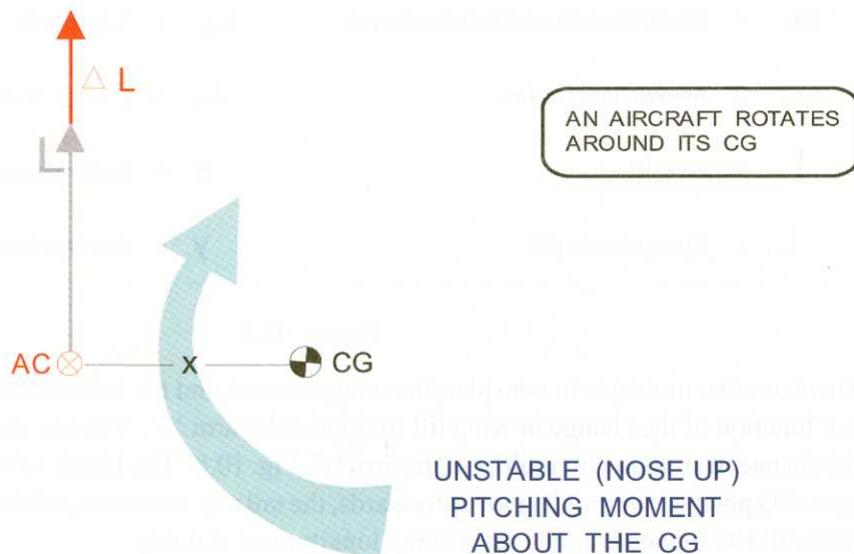
Şekil: 04.00.05



Şekil: 04.00.06

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/61
---	--	---	--

Bir kanat kendi başına statik olarak kararsızdır, çünkü AC, CG nin önündedir (Şekil: 04.00.06). Aşağıdan dikey olarak gelecek bir rüzgar, geçici olarak húcum açısını ve taşıma kuvvetini (ΔL) artıracak kuvvetteki bu artış, "X" kolu ile çarpıldığında CG ye göre pozitif yunuslama (burun yukarı) momentini meydana getirecektir. Bu durum húcum açısını daha da artırmaya meyil edecek ve dengesiz bir yunuslama momenti meydana getirecektir. Kanat tek başına, CGsi etrafında burun yukarı şekilde dönmeye çalışacaktır (Şekil:04.00.07).



Şekil: 04.00.07

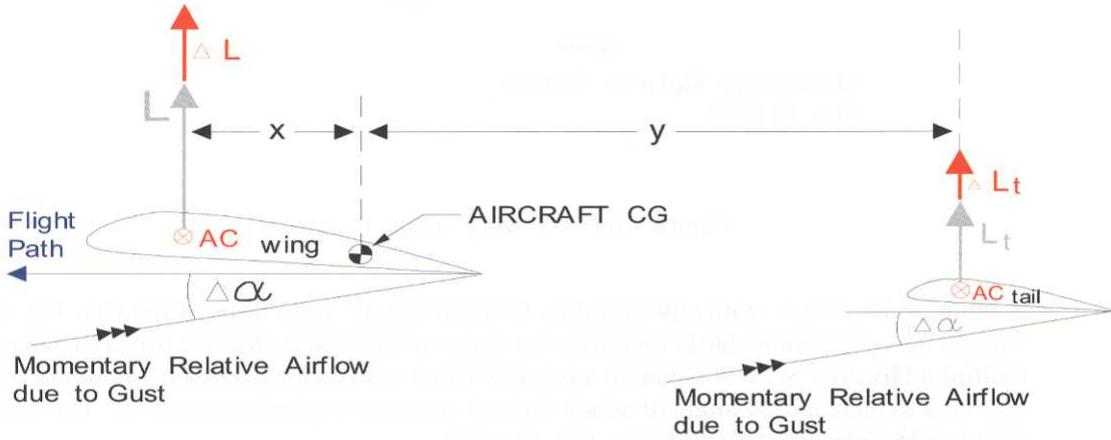
Kuyruk takımı; CG etrafındaki yunuslama momentini dengeleyici bir moment üretecek şekilde konuşlandırılmıştır. Aşağıdan dikey olarak gelen aynı rüzgar, kuyruk takımının húcum açısı ile taşıma kuvvetini de (ΔLt) artıracak, "y" kolu ile çarpıldığında, CG ye göre negatif yunuslama momenti (burun aşağı) üretecektir.

Eğer kuyruk momenti kanat momentinden büyük ise, momentlerin toplamı sıfır olmayacak ve bileşke burun aşağı moment CG etrafında bir açısal ivme yaratacaktır. CG etrafındaki bu açısal ivme, uçağı orijinal denge pozisyonuna doğru yönlendirecektir. Bu şekilde hareket gösteren bir uçak statik kararlıdır. Kuyruk momenti kanat momentinden ne kadar büyük olursa, orijinal denge pozisyonuna doğru olan ivme de o kadar fazla olacaktır. (Çok fazla açısal ivme de iyi değildir).

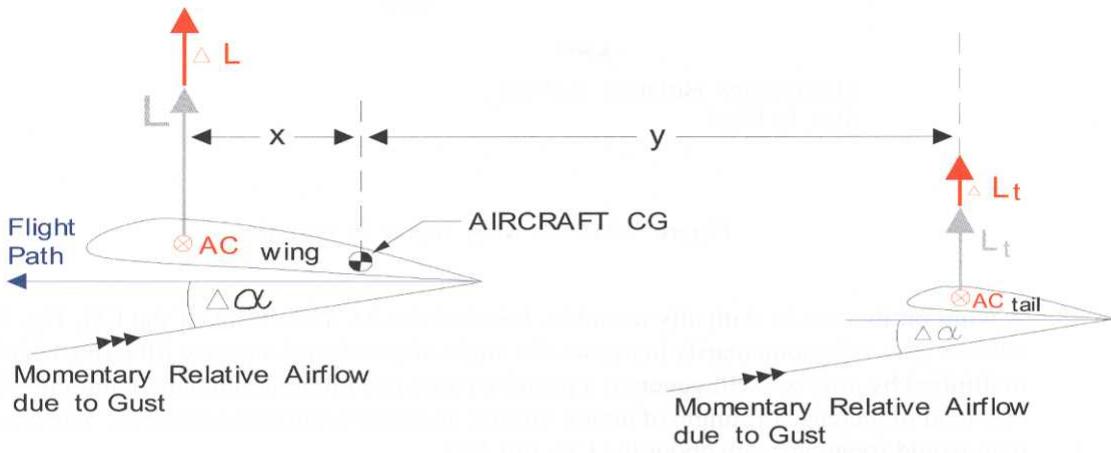
Dikkate alınacak iki moment vardır; kanat momenti ve kuyruk momenti. Kanat momenti kanat taşıma kuvvetindeki değişikliğin "X" kolu ile çarpımının, kuyruk momenti ise kuyruk taşıma kuvvetindeki değişiklik ile "y" kolunun çarpımının fonksiyonudur, Şekil: 04.00.08. Her iki kolun uzunluğu da CGnin konumuna bağlıdır. Eğer CG öne hareket eder ise kuyruk moment kolu uzar, kanat moment kolu kısalır. CG nin ileri hareketi statik boylamsal kararlılığı artırır.

Eğer burun aşağı (negatif) kuyruk momenti, burun yukarı (pozitif) kanat momentinden büyük ise, uçak statik boylamsal kararlılığa sahip olacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 7/61
---	--	---	--



$\Delta\alpha$	= Change in angle of attack due to gust	L_t	= Tailplane lift
AC	= Aerodynamic Centre	ΔL_t	= Change in tailplane lift
L	= Wing lift	x	Arm from wing AC to aircraft CG
ΔL	= Change in wing lift	y	Arm from tailplane AC to aircraft CG



$\Delta\alpha$	= Change in angle of attack due to gust	L_t	= Tailplane lift
AC	= Aerodynamic Centre	ΔL_t	= Change in tailplane lift
L	= Wing lift	x	Arm from wing AC to aircraft CG
ΔL	= Change in wing lift	y	Arm from tailplane AC to aircraft CG

Şekil: 04.00.08

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/61
---	--	---	--

04.00.05 NÖTR NOKTA

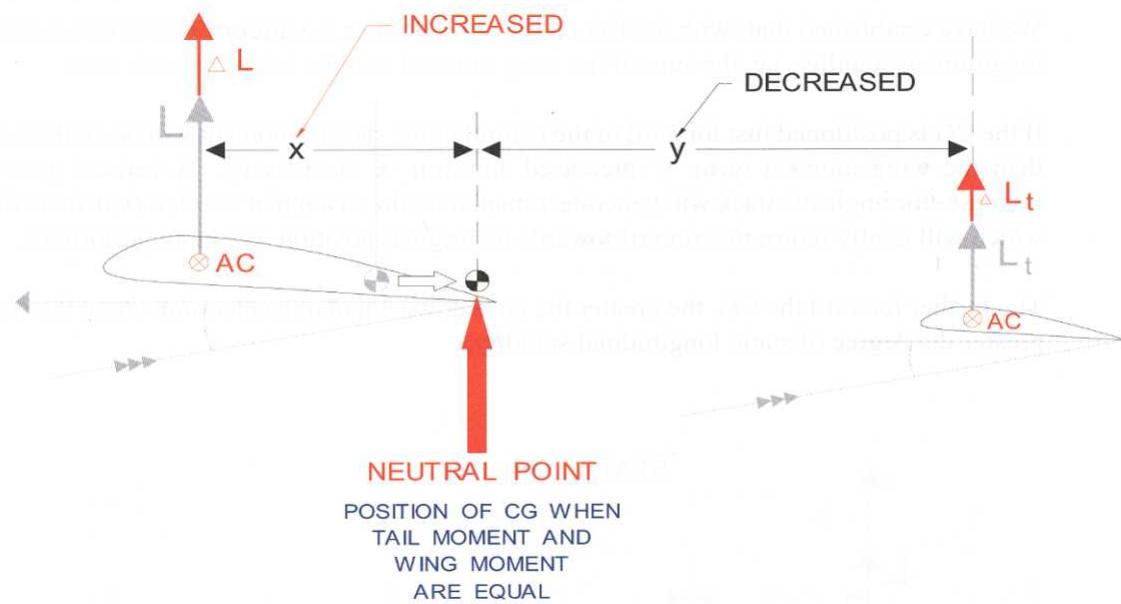
CG nin statik boylamsal kararlılığının sağlanabildiği bir noktadan geriye doğru hareket ettiği düşünüldüğünde;

- a) Kuyruk kolu "y" azalacak ve kanat kolu "X" artacaktır; sonuç olarak,
- b) (Negatif) kuyruk momenti azalacak ve (pozitif) kanat momenti artacaktır. (Şekil: 04.00.09)

Neticede CG öyle bir konuma gelecektir ki kuyruk momenti ile kanat momenti aynı olacaktır. Böyle bir durumda eğer dikey bir rüzgar uçağa burun yukarı hareket verir ise CG etrafında kanat ve kuyruğun oluşturduğu momentlerin toplamı sıfır olacak ve uçağı orijinal denge pozisyonuna doğru CG etrafında döndürecek açısal bir ivme olmayacağından emin olabiliriz.

Ne burun yukarı nede burun aşağı bileşke bir moment olmadığından dolayı uçak yeni pozisyonunda dengelenecaktır. Bu durumda uçak nötr statik boylamsal kararlılığa sahip olacaktır.

- c) Kuyruk momenti ve kanat momenti toplamının sıfır olduğu durumdaki CG pozisyonu nötr noktadır, Şekil: 04.00.09.



Şekil: 04.00.09

04.00.06 STATİK MESAFE

CG nötr noktasında iken uçağın nötr statik boylamsal kararlılığı sahip olacağı, yani kanat ve kuyruk momentlerinin toplamının sıfır olacağı önceki paragraflarda anlatılmıştır.

Eğer CG, nötr noktanın hemen önüne konuşlandırılırsa, kuyruk momenti kanat momentinden az da olsa daha büyük olacaktır, ("y" kolu artacak ve "X" kolu azalacaktır). Hüküm açısını artıracak dik bir rüzgar, CG ye göre küçük bir burun aşağı açısal ivme meydana getirerek uçağı yavaş bir şekilde orijinal trim (denge) pozisyonuna doğru döndürecektr.

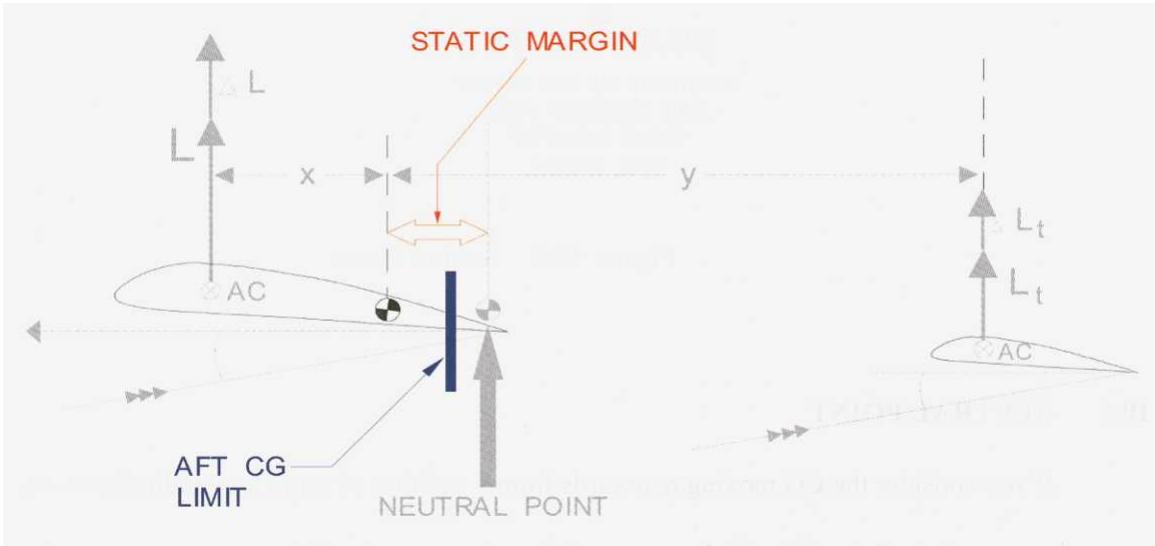
CG öne kaydıka, CG etrafındaki açısal ivme büyüyecek, statik boylamsal kararlılık düzeyi de artacaktır. Statik boylamsal kararlılığının incelenmesinde nötr nokta önemli bir referansdır. Pratikte, CG nin nötr noktaya ulaşacak şekilde arka tarafta hareket etmesine asla müsaade edilmez. Uçak bu durumda kumandalara (kontrollere) karşı aşırı hassas olur.

CG nin ilerde olması, statik boylamsal kararlılığı büyütür. CG nin nötr noktanın önüne doğru ne kadar mesafede olduğu statik boylamsal kararlılığın ölçüsünü verecek ve bu mesafe "statik mesafe"

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/61
---	--	---	--

olarak adlandırılır, Şekil: 04.00.10. Statik mesafe büyükçe, statik boylamsal kararlılık da o kadar büyüyecektir.

Statik boylamsal kararlılığın daha az olamayacağı bir sınır vardır. Buna bağlı olarak da CG arka limiti nötr noktanın biraz önünde olacaktır. Nötr nokta ile CG arka limiti arasındaki mesafe gerekli statik kararlılık sınırlını verir.



Şekil: 04.00.10

04.00.07: TRİM VE KONTROL EDİLEBİLİRLİK

Bir uçak, kendisine etki eden yunuslama, yatma ve sapma momentlerinin toplamlarının sıfır olduğu durumda "trim"de olarak adlandırılır. Çeşitli uçuş şartlarında trim'in (dengenin) olabilmesi için;

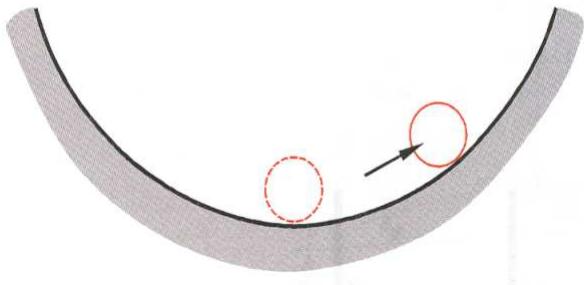
- a) Pilot gayreti,
- b) Fletnerler (trim tab),
- c) Değişken açılı kuyruk takımı,
- d) Yakıtı kanat tankları ve arkaya yerleştirilmiş trim tankı arasında transfer, veya;
- e) Uçuş kontrollarının sapması (powered flying controls).

**STATİK KARARLILIK, PILOT GAYRETİ VE HAVASAL
HAREKETLERİNE KARŞI DİRENÇ GÖSTERİR.**

Kontrol edilebilirlik terimi, uçağın kontrol yüzeyleri değişikliklerine tepki verebilmesi ve arzu edilen uçuş durumunun sağlanabilmesini ifade eder. Kalkış, iniş ve çeşitli uçuş manevralarını icra edebilmek için yeterli kontrol edilebilirliğin olması zorunludur.

Kontrol edilebilirlik ve kararlılık arasında bir çelişki vardır. Daha yüksek derecede kararlılık daha az kontrol edilebilirlik sonucunu doğurur. Statik kararlılık ve kontrol edilebilirlik arasındaki ilişki aşağıda dört ayrı şekilde anlatılmaktadır.

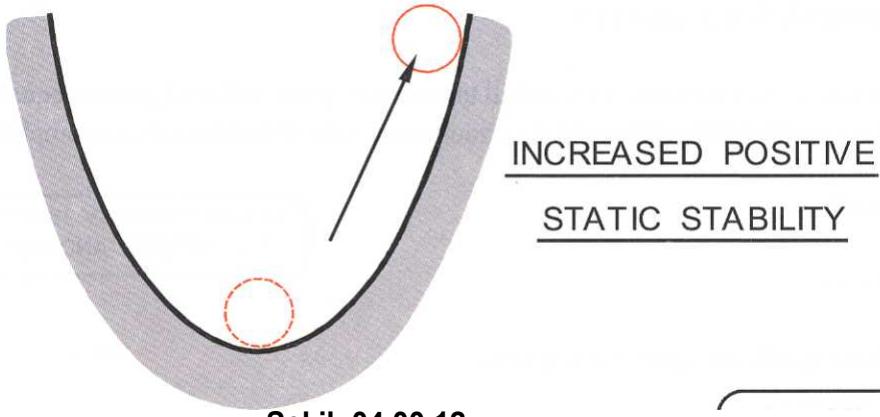
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 10/61
---	--	---	---

POSITIVE STATIC STABILITY

Statik kararlılığın derecesi değişik yüzeylere konulmuş bir bilye ile gösterilmiştir. Şekil: 04.00.11'de pozitif statik kararlılık durumu görülmektedir. Küre içindeki bilyeye dengedeki durumunu bozacak bir etki uygulandığında bilyenin denge noktasına dönmeye yönelik bir başlangıç meyli olacaktır. Eğer küre "kontrol" edilmek istenip dengedeki durumundan farklı bir durumda kalması istenir ise, dengeye dönüş meylini dengelemek için bir kuvvetin tatbik edilmesi zorunludur.

Şekil: 04.00.11

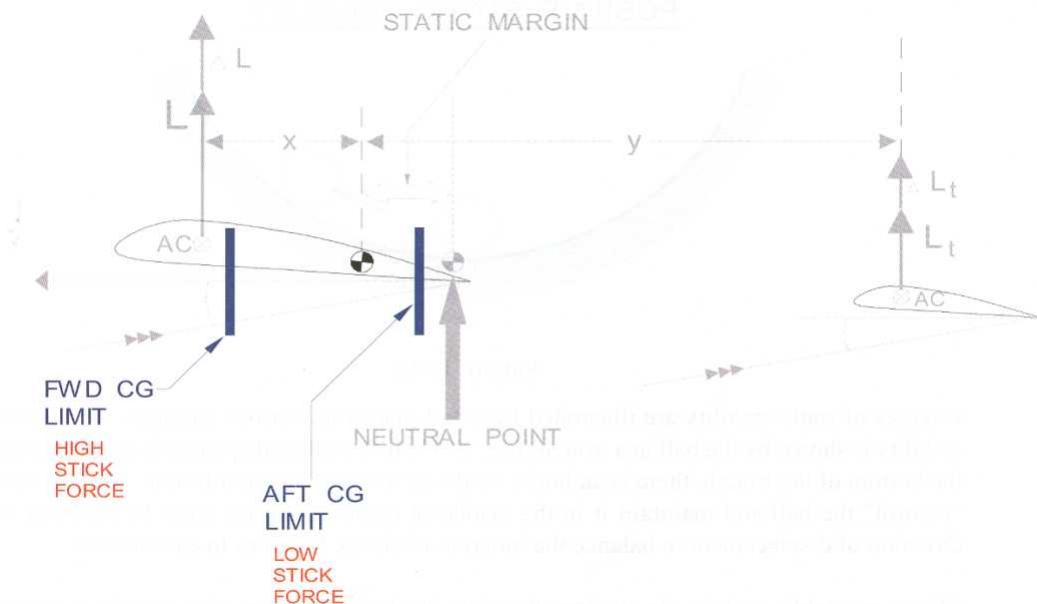
Aynı şekilde bir uçağın triminin (dengeli, düz ve ufki uçuş) ya pilotun kumandaları (stick force) kullanarak gayreti yada atmosferik bozulmalar sayesinde bozulması sonucu denge durumuna dönmek için bir direnç gösterecektir.

**Şekil: 04.00.12**

Arttırılmış statik kararlılığın (CG nin ileri hareketi) kontrol edilebilirlik üzerindeki etkisi, daha dik bir küre içeresine konan bilye ile gösterilmiştir. (Şekil: 04.00.12)

Statik kararlılık yükseldiğinde bilyeyi denge durumundan uzakta tutabilmek için daha büyük bir kuvvet gereklidir. Benzer şekilde, daha büyük derecede statik kararlılık, uçağı daha az kontrol edilebilir hale getirir. Dizayn aşamasında, statik kararlılık ve kontrol edilebilirlik arasında uygun bir oranın elde edilebilmesi gerekmektedir, çünkü çok fazla statik kararlılık (CG nin öne kayması) kontrol edilebilirliği azaltır. CG nin ön limiti asgari kontrol edilebilirliği sağlayacak şekilde ayarlanır. (Şekil: 04.00.13)

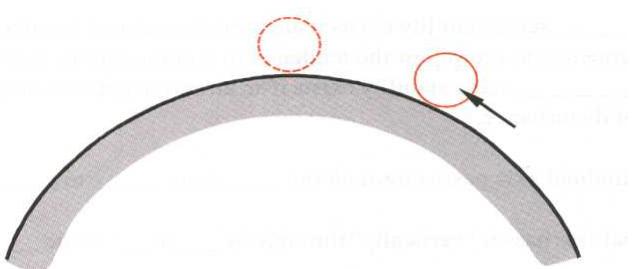
	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No: ED.72.UEA.HHD 01 Revizyon Tarihi: 24.04.2008 Sayfa No: 11/61
---	--	--

**Şekil: 04.00.13****NEUTRAL STATIC STABILITY**

Azalmış statik kararlılığın kontrol edilebilirlik üzerindeki etkisi Şekil: 04.00.14'te düz bir yüzeye konan bir bilye ile gösterilmiştir. Nötr statik kararlılığın olduğu (CG nötr noktada ise) durumda, bilye denge durumundan uzaklaştığında geri dönüş için bir direnç göstermeyecek, yeni konumunda dengeye gelecek ve bilyeyi o konumda tutmak için hiçbir kuvvete ihtiyaç duyulmayacağı.

Şekil: 04.00.14

Statik kararlılık sıfırı yaklaştığında kontrol edilebilirlik sonsuza doğru artar ve yer değişikliğine karşı tek direnç, yer değişimini sağlayan harekete karşı olan aerodinamik etkilerdir. Bu nedenle azaltılmış statik kararlılık (CG nin arkaya kayması) kontrol edilebilirliği arttırır. Eğer uçağın istikrarı çok düşük ise, kontrol yüzeylerindeki sapmalar, uçağın aşırı tepkileri ile sonuçlanabilir.

**NEGATIVE STATIC STABILITY****Şekil: 04.00.15**

**DÜŞÜK STATİK KARARLILIK LÖVYEYE
TATBİK EDİLEN KUVVETİ AZALTIR.**

Statik kararsızlığının (CG, nötr noktanın gerisinde) kontrol edilebilirlik üzerindeki etkisi, Şekil: 04.00.15 de, dışbükey kürenin tepesindeki bilye ile gösterilmektedir. Eğer küre tepedeki denge noktasından yer değiştirir ise kürenin başlangıç meyli, değişim istikametinde devam etmek şeklinde olacaktır. Küreyi bu yeni konumunda tutabilmek için, değişimin istikametine ters yönlü bir kuvvet tatbik edilmesi gereklidir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 12/61
---	--	---	---

Bu etki uçuş esnasında uçağın kararsızlığının yarattığı his ile de açıkça hissedilebilir. Eğer kontroller, húcum açısını yükseltecek şekilde bir sapma yaptırılır ise uçağın burnunu daha da taşımaması ve daha büyük húcum açısından durumunu muhafaza edebilmek için burun aşağı yunuslama momenti yaratacak itme kuvvetine ihtiyaç olacaktır. Pilot, dengeyi kendi teşebbüsü ile temin etmeye çalışmaktadır. Bu durum tamamen kabul edilmez bir durumdur.

04.00.08: STATİK BOYLAMSAL KARARLILIGİN GRAFİK TAKDİMİ

Statik boylamsal kararlılık húcum açısı ve yunuslama momenti arasındaki ilişkiye bağlıdır. Uçağın her bölümünün yunuslama momentine olan etkisinin incelenmesi gerekmektedir. Diğer tüm aerodinamik kuvvetlere benzer şekilde, enlemsel ekse etrafındaki yunuslama momenti de katsayı olarak incelenecaktır.

$$M = C_M \cdot Q \cdot S \quad (\text{MAC})$$

Veya

$$C_M = \frac{M}{Q \cdot S \quad (\text{MAC})}$$

$M = CG$ ye göre yunuslama momenti (burun yukarı istikamette ise pozitif)

Q = dinamik basınç

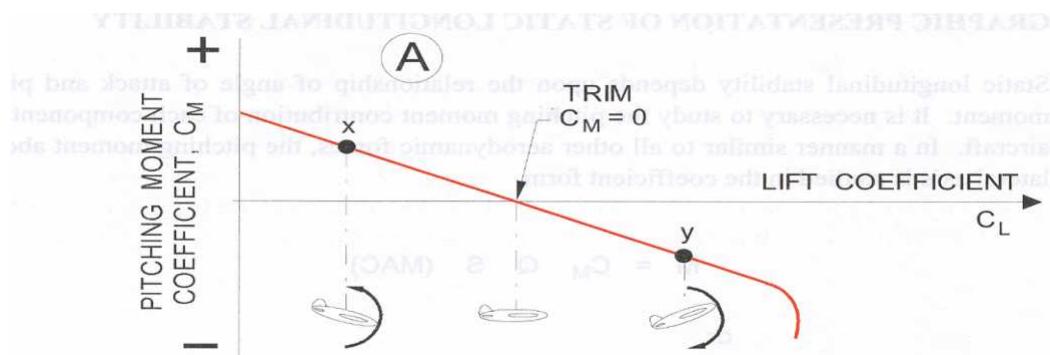
S = Kanat alanı

MAC = mean aerodynamic chord

C_M = yunuslama moment katsayı

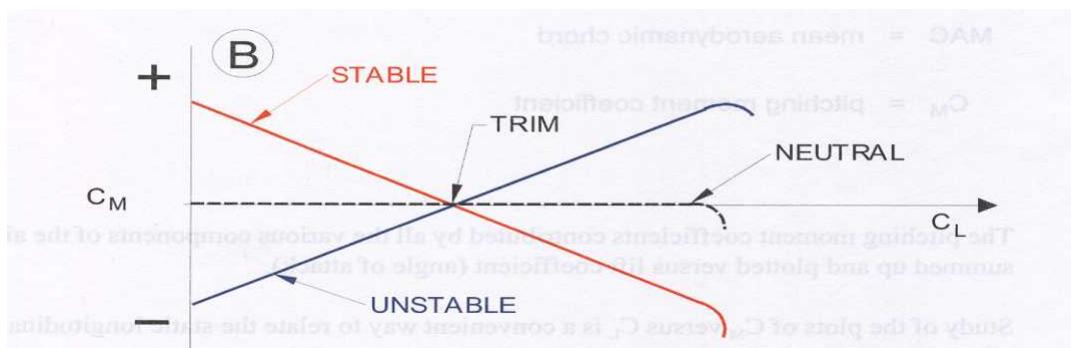
Uçağın tüm parçalarının yunuslama moment katsayısına olan katkıları toplanarak ve taşıma kuvvet katsayısına (húcum açısına) göre grafiği çizilir.

$C_L - C_M$ eğrilerinin incelenmesi bir uçağın statik boylamsal kararlılığının incelenmesi için uygun bir yoldur.



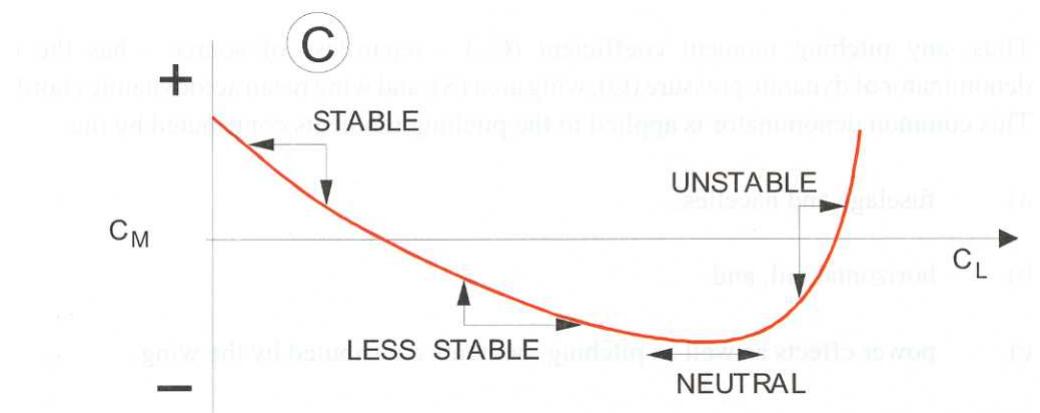
Grafik A, pozitif boylamsal kararlılığı sahip bir uçağın yunuslama moment katsayısının (C_M), taşıma kuvvet katsayısı (C_L) ile olan ilişkisini göstermektedir. Denge durumundan sapma olur olmaz dengeye veya trim'e dönme eğilimi gösteriliyor. Grafik A'da tanımlanan uçak, $C_M = 0$ dayken trimde veya dengededir. Eğer uçak farklı bir C_L ye getirilir ise yunuslama momentindeki değişiklik, uçağı trim noktasına döndürmeye yönelik olacaktır. Eğer uçak biraz yüksek C_L ye (y noktası) saptırılır ise, bir negatif veya burun aşağı yunuslama moment oluşur ve húcum açısı tekrar geriye, trim noktasına düşer. Eğer uçak biraz düşük C_L ye (X noktası) saptırılır ise bu defa pozitif veya burun yukarı bir pitching moment oluşur ve húcum açısı tekrar geriye, trim noktasına çıkar. Böylece, pozitif statik boylamsal kararlılık $C_L - C_M$ grafiğinin negatif eğimi ile anlaşılır. Statik boylamsal kararlılığın derecesi grafiğin eğimi ile (kırmızı çizgi) anlaşılır.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 13/61
---	--	---	---



Grafik B kararlı ve kararsız durumların karşılaştırmasını vermektedir. Pozitif statik kararlılık negatif eğimli kırmızı çizgi ile negatif statik kararlılık ise pozitif eğimli mavi kavis ile gösterilmiştir. Nötr statik kararlılık, doğrunun sıfır eğime sahip olduğu pozisyonda sağlanır. Eğer nötr kararlılık meydana gelir ise, yunuslama momentinde bir değişim olmadan uçak daha yüksek veya daha düşük taşıma katsayıları duruma getirilebilir.

Böyle bir durum, uçağın orijinal dengeye dönmeye meyli olmadığını ve trim tutmadığını gösterir. $C_L - C_M$ ilişkisini gösteren grafiğin (mavi çizgi) pozitif eğime sahip olduğu bir uçak, kararsızdır. Eğer kararsız bir uçak trim durumunda dengeden saptırılırsa ise pitching momentteki değişiklik sapmayı büyütür. Kararsız bir hava aracı daha yüksek bir C_L ye doğru saptırılır ise C_M de pozitif bir değişiklik meydana gelir. Bu durum, devamlı olarak, daha da artan bir C_L demek olacaktır. Benzer şekilde, kararsız bir hava aracı daha düşük bir C_L ye doğru saptırılır ise, C_M de negatif bir değişiklik meydana gelir. Bu durum, devamlı olarak, daha da azalan bir C_L demek olacaktır.



Konvansiyonel bir uçak konfigürasyonunun statik boylamsal kararlılığı taşıma kuvvet katsayısı ile değişmez. Diğer bir deyişle, $C_L - C_M$ grafiğinin eğimi C_L ile değişmez.

Ancak eğer;

- Uçak geriye meyilli ok kanada sahip ise (sweepback)
- Kararlılıkta gücün katkısı fazla ise, veya;
- Yatay kuyruk takımındaki aşağı hava akımlarında (downwash) önemli değişiklikler var ise,

Yüksek taşıma kuvvet katsayıısında (düşük hızda), statik kararlılıkta dikkate değer değişiklikler meydana gelir. Bu durum grafik C de gösterilmiştir. Bu $C_L - C_M$ grafiğinde, C_L nin düşük değerleri için (yüksek süratte) sabit bir eğim gözlenmektedir. C_L nin yükseltilmesi ile, negatif eğimde düşüş başlar, bu nedenle kararlılıkta bir azalma olur. C_L nin daha da yükselmesi ile eğim sıfır olur ve nötr kararlılık meydana gelir. Bu noktadan sonra C_L nin arttırılmasına devam edilir ise eğim pozitif olur ve hava aracı kararsız hale gelerek yukarı yunuslama momenti oluşumuna neden olur.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 14/61
---	--	---	---

Tüm taşıma kuvvet katsayılarında, hava aracının statik kararlılığı $C_L - C_M$ grafiğinin eğimi ile belirlenir.

04.00.09: KOMPONENT YÜZEYLERİNİN KATKISI

Enlemsel eksen etrafındaki net yunuslama momenti, uçağın her parçasının yüzeyinin kendi üzerindeki akış sonucu oluşturduğu momentlerin etkilerinin toplanması sonucu ortaya çıkar.

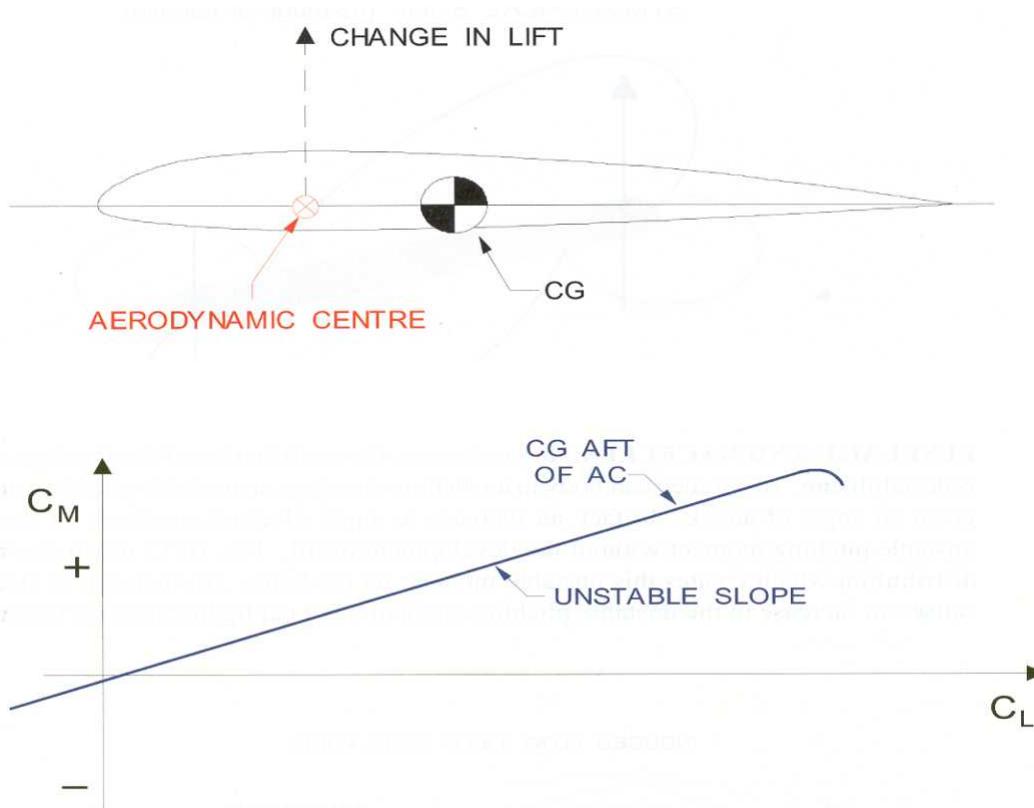
Her parçanın katkısı incelemek, statik kararlılık üzerindeki etkisi bulunulabilir. Hatırlanacağı gibi yunuslama moment katsayı;

$$C_M = \frac{M}{Q \cdot S \cdot (\text{MAC})}$$

Böylece, herhangi bir yunuslama moment katsayı (C_M) kaynağına bakılmaksızın, dinamik basınç (Q), kanat alanı (S) ve ortalama aerodinamik kirişinden (MAC) oluşan ortak payda sahiptir. Bu ortak payda aşağıdaki parçaların yunuslama momentine katkıları hesaplanırken kullanılır.

- a) Gövde ve motor yatakları,
- b) Yatay stabilize ve
- c) Güç etkisi ve kanadın yunuslama momentine katkısı.

KANAT : Kanadın kararlılığa etkisi, uçağın ağırlık merkezine göre, kanat aerodinamik merkezinin (AC), konumuna bağlıdır. Genel olarak aerodinamik merkez, ortalama aerodinamik kiriş (MAC) üzerinde bulunan ve etrafındaki yunuslama moment katsayısının taşıma kuvvet katsayılarındaki değişikliklerden etkilenmediği noktası olarak tanımlanır. Taşıma kuvvet katsayılarındaki tüm değişiklikler, etkin olarak kanat aerodinamik merkezinde meydana gelir. Böylece, eğer kanadın taşıma kuvvet katsayı değişir ise olacak yunuslama momenti, AC ve CG nin birbirlerine göre konumlarının direk fonksiyonu olacaktır.



Şekil:04.00.16

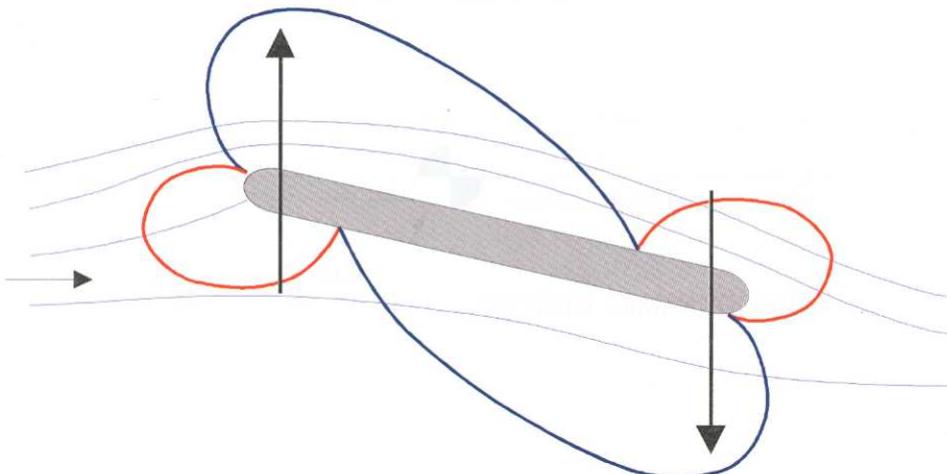
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 15/61
---	--	---	---

- Kanadın pozitif bombesinin derecesinin boylamsal kararlılığa herhangi bir etkisi yoktur. AC etrafındaki yunuslama momenti, hücum açısından bağımsız olarak, daima negatiftir.

Kararlılık, geriye döndürücü momentlerin oluşumu ile sağlanır. Kanat (AC) si CG nin önünde olduğundan kanat, uçağa kararsızlık yaratacak şekilde bir yunuslama momenti verir. (Şekil:04.00.16)

Kanat, hava aracındaki en etkili aerodinamik yüzey olduğundan, kanadın katısındaki herhangi bir değişiklik, uçağın kararlılığında önemli ölçüde bir değişikliğe neden olur.

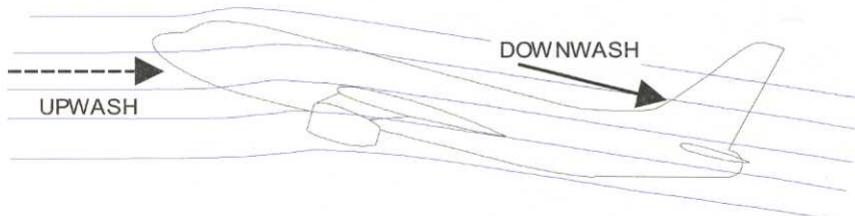
SYMMETRICAL BODY (fuselage or nacelle)



Şekil:04.00.17

GÖVDE VE MOTOR YATAKLARI : Çoğu durumda, gövde ve motor yataklarının katkıları kararsızlık yönündedir. Belirli bir hücum açısı verildiğinde, hava akışı içerisinde simetrik bir cisim, kararsızlık yaratacak bir yunuslama momenti oluşturur. Aslına bakıldığından, hücum açısından artma, taşıma kuvvetinde bir artış oluşturmaksızın kararsızlık yaratan yunuslama momentinde artış meydana getirir. Şekil:04.00.17, cisim üzerinde kararsızlık yaratıcı moment üreten basınç dağılımını gösteriyor. Hücum açısından yükselme, kararsızlık yaratan yunuslama momentinde, taşıma kuvvetinde belirgin bir artış yaratmadan, yükselmeye neden olur.

INDUCED FLOW FIELD FROM WING

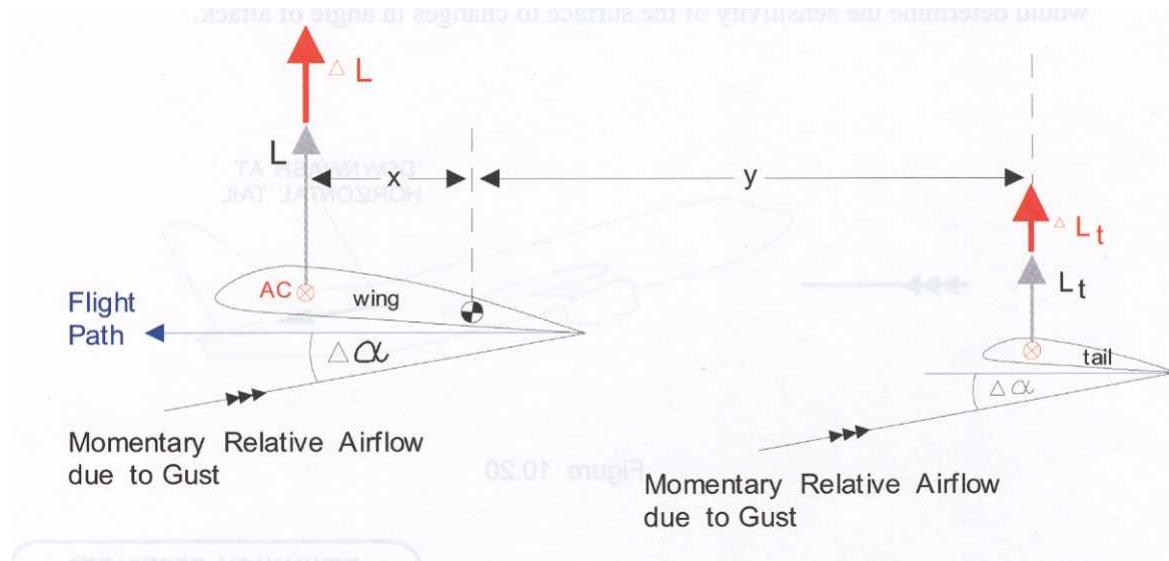


Şekil:04.00.18

Dikkate alınması gereken ilave bir faktör de kanadın yarattığı indüklenmiş akış sahasının etkisidir. Şekil:04.00.18 de gösterildiği gibi, kanadın ön tarafındaki yukarı hava akışı, kanadın ön bölümündeki gövdenin ve motor yataklarının kararsızlık etkisini arttırır. Kanadın arkasındaki aşağıya hava akısı ise, kanadın arka kısmındaki gövde ve motor yataklarının kararsızlık etkisini azaltır. Bu nedenle gövde ve motor yataklarının kanada göre konumu, bunların kararlılığa olan katısını belirlemede önemlidir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 16/61
---	--	---	---

YATAY STABİLİZЕ: Yatay stabilize, genellikle kararlılığa uçağın tüm parçalarından daha fazla katkıda bulunur.



Şekil:04.00.19

Yatay stabilize, dengeye olan katısını anlamak için Şekil:04.00.19'un incelenmesi gereklidir. Eğer uçağın húcum açısında bir değişiklik oluşmuş ise kuyruğun aerodinamik merkezinde etkili olan taşıma kuvvetinde değişimler meydana gelir. Yatay stabilizenin taşıma kuvvetinde artma, uçağın CG si etrafında negatif bir moment üretir ve uçağı trim durumuna döndürmeye meyil eder.

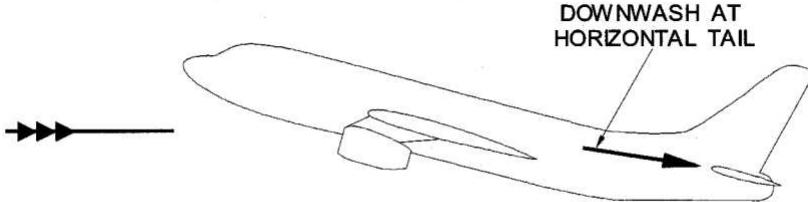
Yatay stabilizenin kararlılığa etkisi çoktur ve etkinin derecesi aşağıdakilere bağlıdır.

- a) kuyruğun taşıma kuvvetindeki değişiklik (ΔL_t) ve,
- b) yüzeyin moment kolu, (y) ye bağlıdır.

Yatay stabilizenin yüzeyinin kararlılık etkisi yaratması için CG nin gerisinde olması gereklidir. Bu nedenle canard (önde kuyruk) konfigürasyonlarının yatay dengeleyici olarak değerlendirilmesi doğru değildir. Mantıksal olarak, yatay dengeleyici CG nin arka tarafında olmalıdır ve genel olarak yatay stabilize ne kadar çok arkada olur ise dengeye katkı da o kadar büyütür.

Hava aracı húcum açısının değişikliği ile meydana gelen kuyruk taşıma kuvvetinin değişikliğini bir çok faktör etkiler. Yatay stabilizenin yüzey alanı bunlardan bir tanesidir. Geniş bir yüzey alanı, taşıma kuvvetinde büyük değişiklik üretir. Benzer şekilde, kuyruğun taşıma kuvvetinde oluşacak değişiklik kuyruğun taşıma kuvvet katsayısının eğimine de bağlıdır. Dolayısıyla kanat açıklık oranı (kanat uzunluğunun genişliğine oranı), kanat konikliği (kanat kökünün kanat ucuna oranı), kanat geri çekikliği (kanadın geriye olan açısı) ve mach sayısı (uçağın hızı), kuyruğun taşıma kuvvetinin húcum açısına karşı olan hassasiyetini belirler.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 17/61
---	--	---	---



Şekil:04.00.20

**AŞAĞI HAVA AKIMLARI, BOYLAMSAL
STATİK KARARLILIGI AZALTIR.**

Yatay stabilizedeki akışın, serbest akışın yönünde yada serbest akışla aynı dinamik basıncı sahip olmadığı değerlendirilmelidir. Kanat anaforlarına, gövde sınır tabakalarına ve güç etkisine bağlı olarak, yatay stabilizedeki dinamik basınç serbest akımın dinamik basıncından bir hayli farklı olabilir. Çoğu durumda, kuyruktaki dinamik basınç daha azdır ve bu durum da kuyruğun verimliliğini azaltır.

Şekil:04.00.20 de bir hava aracının hücum açısı değiştirildiğinde, yatay stabilizede hücum açısının aynı oranda değişmediği görülmektedir.

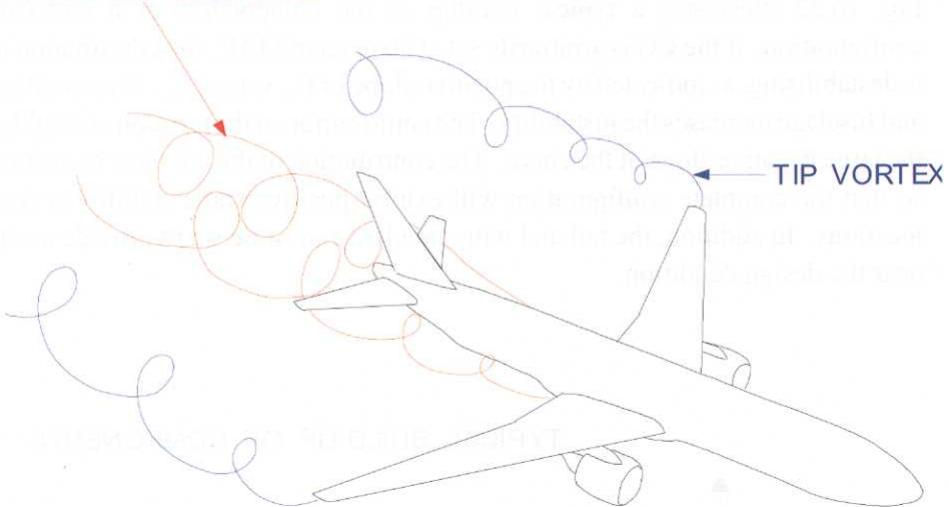
Kanadın gerisinde meydana gelen aşağı hava akımı nedeni ile yatay stabilizede daha küçük bir hücum açısı değişikliği olacaktır. Örneğin; eğer hücum açısında 10° lik bir değişiklik, kanadın arkasındaki aşağı hava akışında 4° lik bir artış sağlıyor ise yatay stabilizedeki hücum açısından sadece 6° lik değişiklik olur. Bu nedenle, yatay stabilizedeki aşağı hava akımı kararlılığı olan katkıyı azaltır.

Yatay stabilizedeki aşağı hava akışını değiştirecek herhangi bir faktör (örneğin; flaplar veya müzdevice) kuyruk kısmının katmasını ve hava aracı kararlılığını direkt olarak etkileyecektir. Aşağı hava akışı statik boyolamsal kararlılığı azaltır.

Güç etkileri yatay stabilizedeki aşağı hava akışını değiştirebilir ve kuyruğun kararlılığı katmasını etkiler. Keza, kuyruktaki aşağı hava akışı, kanattaki taşıma kuvvet dağılımı ve gövdedeki hava akış durumuna göre de etkilenebilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 18/61
---	--	---	---

FUSELAGE CROSS FLOW SEPARATION VORTICES



Şekil:04.00.21

Ok kanatlı bir uçak, yüksek taşıma kuvvet katsayısını elde edebilmek için, yüksek bir hucum açısına ihtiyaç duyar ve bu durum gövdenin de yüksek hucum açısından olmasını sağlar. Şekil:04.00.21'de de görülebileceği gibi kanat aşağı hava akışındaki değişiklik, gövdede meydana gelen çapraz akıslı ayrı hava girdapları ile beraber oluşabilirler. Bu ikisinin beraber etkisi yatay stabilize katkısını ortadan kaldırarak uçağı kararsız hale getirecek boyutta olabilir.

Pratikte, tasarımcı bu katkıları dikkate alarak kuyruk takımını, konumunu (yüksek, orta veya düşük pozisyonlu) ve diğer karakteristiklerini, karşılaşılacak her türlü uçuş rejiminde yeterli dengeyi verebilmesi için tasarlar.

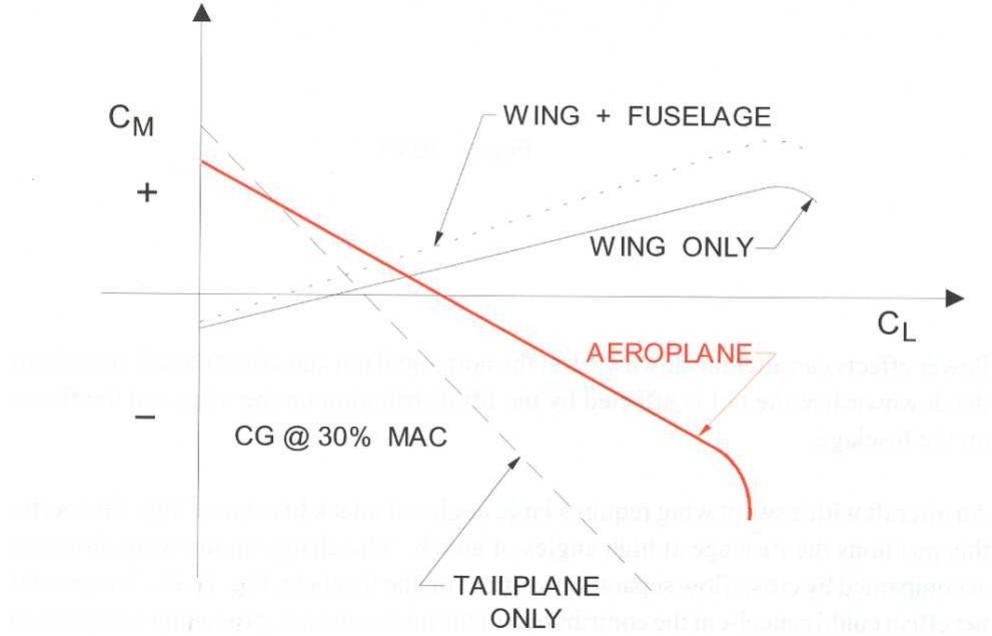
04 00 10 TAKATSIZ DENGİ (POWER - OFF STABILITY)

Herhangi bir konfigürasyonun aerodinamik kararlılığı söz konusu olduğunda, güç etkisi ihmali edilir ve kararlılık, katkıda bulunan diğer tüm parçaların etkilerinin toplamı olarak değerlendirilir.

Şekil:04.00.22 de konvansiyonel tipik bir uçağın komponentlerinin kararlılığa etkilerinin birleşimi (buildup) görülmektedir. Eğer CG %30 MAC'ta ayarlanır ise kanadın tek başına katkısı, $C_L - C_M$ grafiğinin pozitif eğiminden de anlaşılacağı gibi, kararsızlık yönündedir. Kanat ve gövdenin kombinasyonu kararsızlığını daha da yükseltir. Kuyruğun tek başına katkısı, grafiğin büyük negatif eğiminden de anlaşılacağı gibi yüksek derecede dengeleyicidir. Kuyruğun katkısı CGnin konuşulanabileceği tüm bölgeler için tüm uçağı kararlı hale getirecek kadar dengeleyici olmalıdır. İlaveten, kuyruk ve kanat açılarının, taşıma kuvvet katsayısunun dizayn durumuna yakın halde trimli olacağı şekilde ayarlanması gerekmektedir.

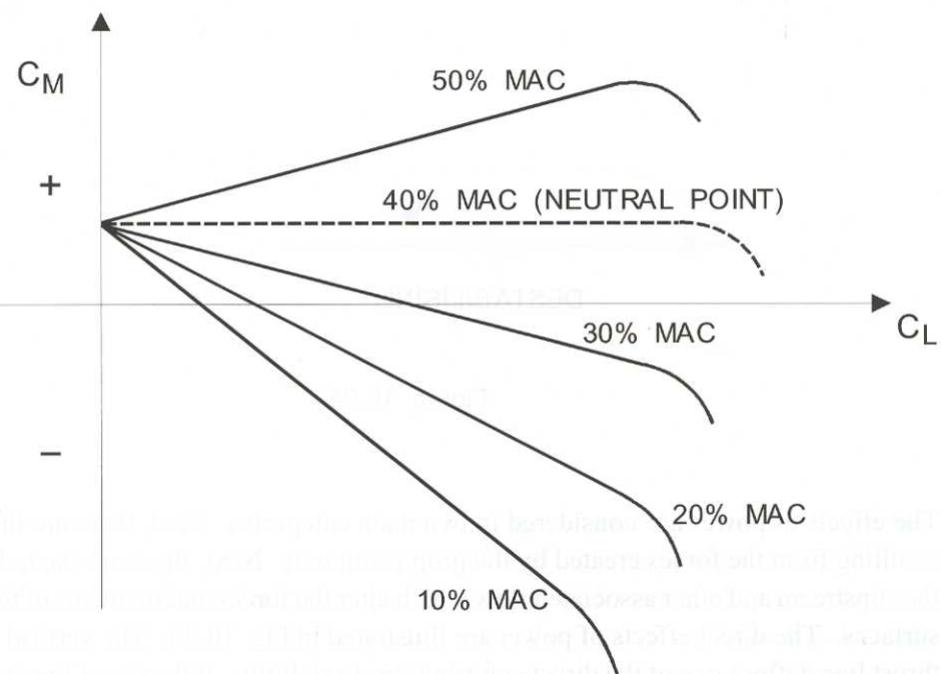
	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 19/61
---	--	---	---

TYPICAL BUILD-UP OF COMPONENTS



Şekil:04.00.22

EFFECT OF CG POSITION



Şekil:04.00.23

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 20/61
---	--	---	---

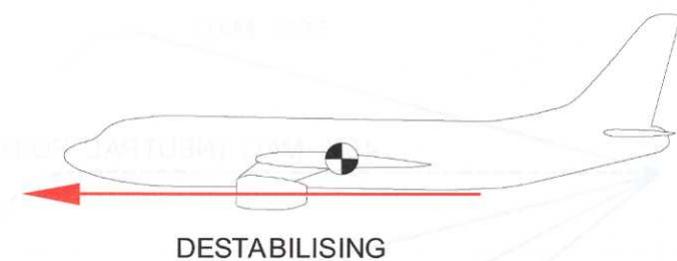
04.00.11 CG KONUMUNUN ETKİSİ

CG konumundaki bir değişiklik, statik boylamsal kararlılıkta büyük değişimlere neden olabilir. Konvansiyonel bir hava aracı konfigürasyonunda, CG konumunun değişimi ile kararlılıkta oluşan büyük değişikliğin ana nedeni, kanadın katkısında oluşan büyük değişiklidir. Tüm yüzeylerin katkılarının sabit kaldığı düşünülürse, CG konumunun statik boylamsal kararlılığına etkisi, Şekil:04.00.23 teki grafikte verildiği gibi olacaktır. CG yavaş yavaş geriye kaydırıldığında, hava aracının statik kararlılığı azalır, sonra nötr olur, daha sonra da hava aracı kararsız hale gelir. Sıfır eğim üreten ve nötr statik kararlılığa denk gelen CG konumu, nötr nokta olarak adlandırılır. Nötr nokta, tüm uçak ele alındığında aerodinamik merkez olarak düşünülebilir, yani CG nötr noktada iken, taşıma kuvvetindeki tüm değişiklikler etkili olarak o noktada meydana gelir ve yunuslama moment toplamında bir değişiklik olmaz. Nötr nokta statik kararsızlığının olmadığı en arka CG konumunu belirler.

04.00.12 GÜC ETKİLERİ

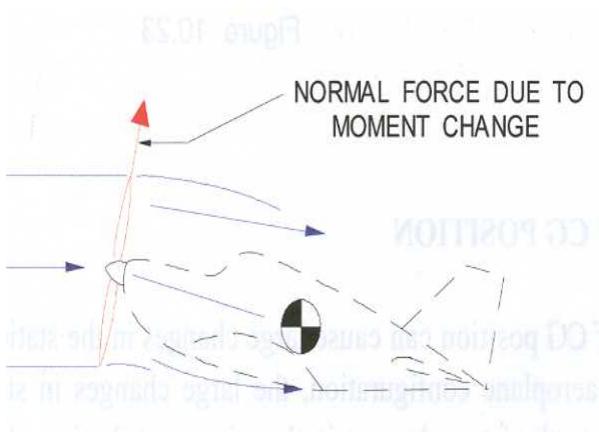
Güçün, trimli taşıma kuvvet katsayıları ve statik boylamsal kararlılığına önemli etkileri olabilir. Kararlılığı etki, moment katsayılarında meydana gelen değişiklik olarak değerlendirildiğinden, kuvvet etkisi kendisi en çok, hava aracı özellikle kalkış, yaklaşma ve iniş esnasında, yüksek güçte ve düşük hızda çalıştığından gösterecektir.

Şekil:04.00.24



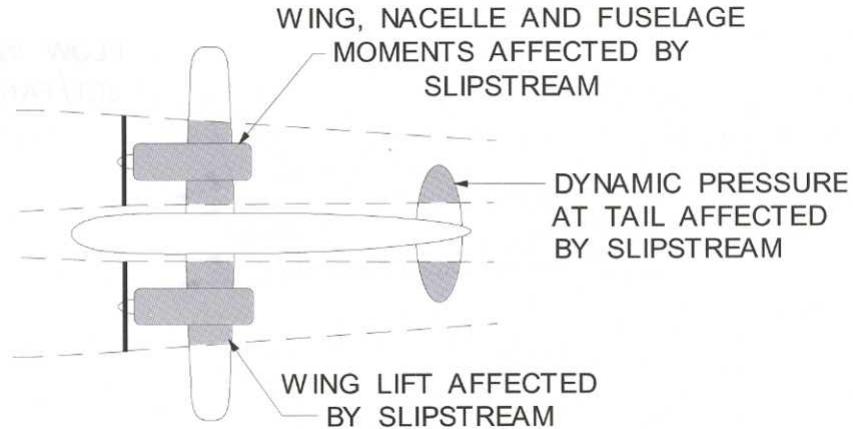
biridir. Eğer thrust çizgisi resimde gösterildiği gibi CG den aşağıda ise, thrusttaki artış pozitif veya burun yukarı momenti üretecek ve etki kararsızlık yönünde olacaktır.

Uçak ön tarafına (CG göre ön) yerleştirilmiş bir pervane kararsızlık yönünde katkıda bulunur. Şekil: 04.00.25 te görüldüğü gibi nispi hava akışına göre eğimli konumda dönen bir pervane hava akışının sapmasına neden olur (müzdevice). Pervane rüzgarının momentum değişimi pervane yüzeyinde dik bir kuvvet meydana getirir. Hava aracının hücum açısının yükselmesi ile bu normal kuvvet artacağından, pervane CG nin önünde olduğunda, etki kararsızlık yönünde olacaktır. Kararsızlığa olan katkıının büyüklüğü, CG ile pervane arasındaki mesafeye bağlıdır ve yüksek güç, düşük dinamik basınçta en büyük olacaktır.



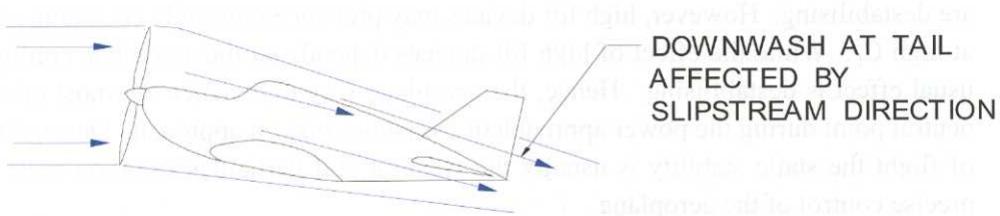
Şekil:04.00.25

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 21/61
---	--	---	---



Şekil: 04.00.26

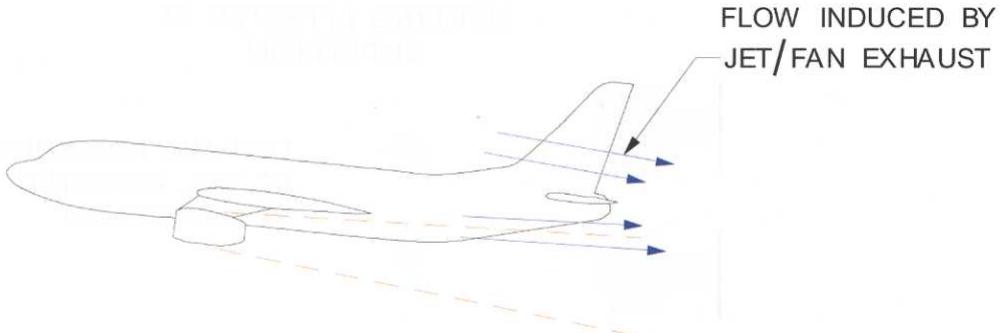
Kuvvetin dolaylı etkileri, pervaneli uçaklarda, jet motorlu uçaklara göre daha fazladır. Şekil: 04.00.26 da görüldüğü gibi pervaneli uçaklar, pervanenin arkasında hava akımları oluşturarak, etki etkileri bölgelerin üzerinden “güç kapalı” duruma göre farklı hava akımlarının geçmesine neden olacaklardır. Kanat, motor yatağı ve gövde yüzeyleri kısmen veya tamamen pervane rüzgarından etkilendiğinden, bu komponentlerin kararlılığa katkısı “güç kapalı” (power-off) uçuş durumundan oldukça farklı olabilir. Ancak gücün açık olması ile, gövde ve motor bölmelerinin katkısındaki değişiklik nispeten küçük olacaktır. Pervane rüzgarı alan kanat bölümünün yaratacağı ilave taşıma kuvveti, uçağın, aynı taşıma kuvvet katsayıısını üretmesi için daha düşük hücum açısında çalışmasını gerektirir. Genel olarak, aynı C_L yi elde edebilmek için hücum açısındaki bu düşüş, kuyruğun kararlılığa katkısını azaltır. Buna rağmen, kuyruktaki dinamik basıncın yükselmesi sonucu, kuyruğun etkinliği artar ve bu da kuyruğun kararlılığa etkisi için olumlu bir etki olur. Kuyruğun kararlılığa pervane rüzgarının hızından dolayı oluşan, bu katkısının büyüklüğü CG nin pozisyonuna ve trimli durumdaki taşıma kuvvet katsayısına bağlı olacaktır.



Şekil: 04.00.27

Şekil: 04.00.27 de görülen pervanenin yarattığı dik kuvvet tarafından oluşan pervane rüzgarı sapması (müzdevice), yatay stabilize de aşağı hava akışını yükseltmeye meyil eder ve kuyruğun kararlılığı katkısını azaltır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 22/61
---	--	---	---

**Şekil:04.00.28**

Aynı dengesizlik etkisi turbo-fan/jet motorlarının egzozundan çıkan akış tarafından da üretilir, şekil: 04.00.28. Ancak jet motorlarının yatay stabilizede yarattığı aşağı hava akımları zayıftır ve ancak jet motorundan çıkan hava yatay stabilizerin altından geçtiğinde kararsızlık yönünde bir etkiye neden olur. Güçün, denge üzerindeki dolaylı etkilerinin şiddeti, yüksek C_L , yüksek güç ve düşük uçuş hızında en büyük olur.

Kuvvetin direkt ve dolaylı etkileri birleştiğinde, yüksek güç, yüksek C_L ve düşük dinamik basınçta statik kararlılığı azaltıcı yönde etki yaparlar. Genel olarak, bu durumda herhangi bir hava aracı en düşük seviyede statik boylamsal kararlılık gösterecektir. Direkt ve dolaylı kuvvet etkilerinin pervaneli uçaklarda daha büyük olmasından dolayı, bu tip uçaklar genellikle jet motorlu hava araçlarından daha fazla etkilenirler.

04 00 13 YÜKSEK TAŞIMA ALETLERİ (HIGH LIFT DEVICES)

Kararlılık üzerinde ilave bir etki de yüksek taşıma aletlerinin tarafından yaratılabilir. Yüksek taşıma aletleri, kuyruktaki aşağı hava akışını yükseltmeye ve kuyruktaki dinamik basıncı azaltmaya yönelik etki yaparlar ve bu her iki etki de kararsızlık yaratacak niteliktidir. Buna rağmen, yüksek taşıma aletleri, yüksek C_L de kanadın kararsızlık yönündeki katkılarını önleyebilirler. Yüksek taşıma aletlerinin toplam etkileri, uçağın konfigürasyonuna da bağlı olmakla beraber, genel etki kararsızlık yönündedir. Bu nedenle, güçlü yaklaşmada veya kısa kalma/pas geçme (overshoot/missed approach) esnasında hava aracı kritik ön nötr noktaya gelebilir. Uçuşun bu durumunda, statik kararlılık genellikle en zayıf durumdadır ve hava aracının hassas kontrolü için özel dikkat gösterilmelidir.

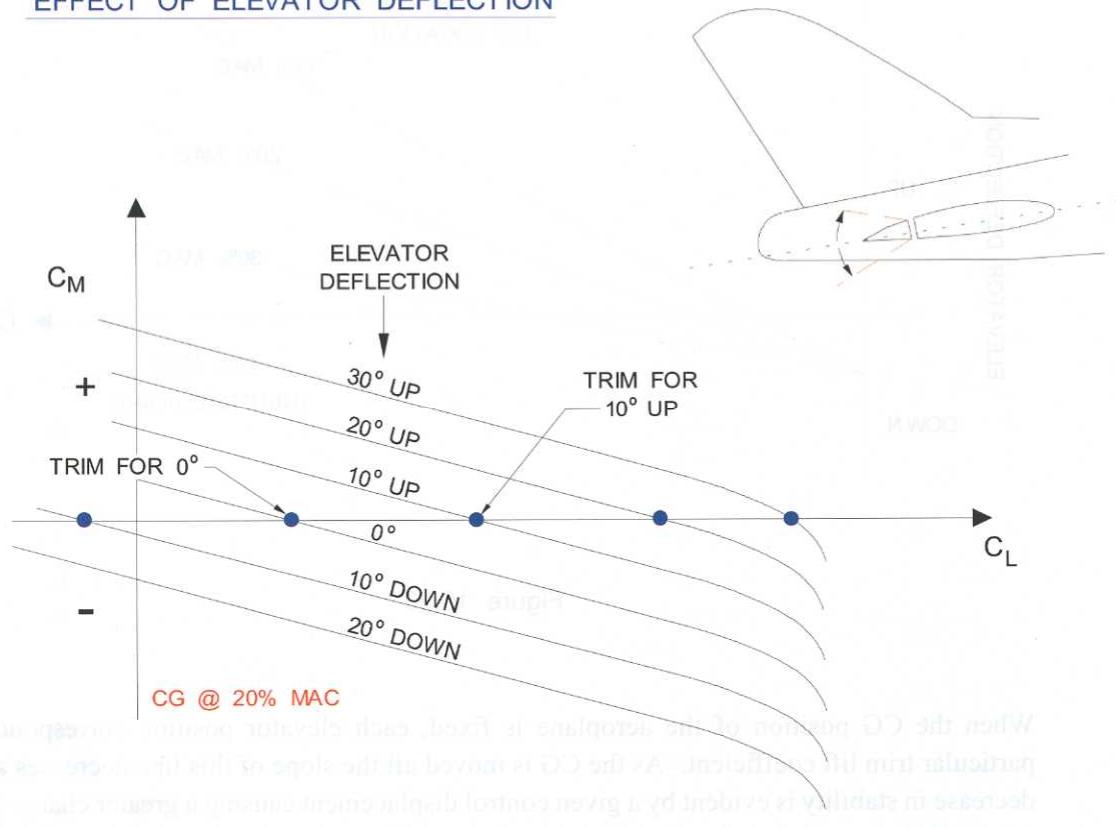
Motorlarda güç varken nötr nokta, CG nin en geri limitinde konuşlandırılabilir.

04.00.14: KONTROL KUVVET KARARLILIĞI

Bir hava aracının statik boylamsal kararlılığı, değişme olur olmaz tekrar denge durumuna dönüş meyli olarak tanımlanır. Diğer bir deyimle kararlı bir uçak, trim veya dengeden sapmalara direnç gösterir. Hava aracının kontrol kuvvetleri hava aracının kararlılığını yansıtmalı ve hava aracının hassas kontrolü için pilota uygun referans temin etmelidir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 23/61
---	--	---	---

EFFECT OF ELEVATOR DEFLECTION



Şekil: 04.00.29

Yunuslama momenti üzerinde elevatör sapmasının etkisi, şekil: 04.00.29 da gösterilmiştir. Eğer hava aracının elevatör'leri sıfır sapmada sabitlenmişler ise, 0° için olan $C_L - C_M$ doğrusu statik kararlılığı ve trimli taşıma kuvvet katsayısını gösterir. Eğer elevatörler 10° yukarı sapmada sabitlenmişler ise (uçak daha düşük hızda trim'lenmiştir), hava aracının statik kararlılığı değişmez fakat trimdeki taşıma kuvvet katsayıları artar. Elevatör veya yatay stabilize pozisyonundaki değişiklik, kuyruğun istikrara katkısını değiştirmez, fakat yunuslama momentindeki değişiklik dengenin meydana geleceği taşıma kuvvet katsayısını değiştirir.

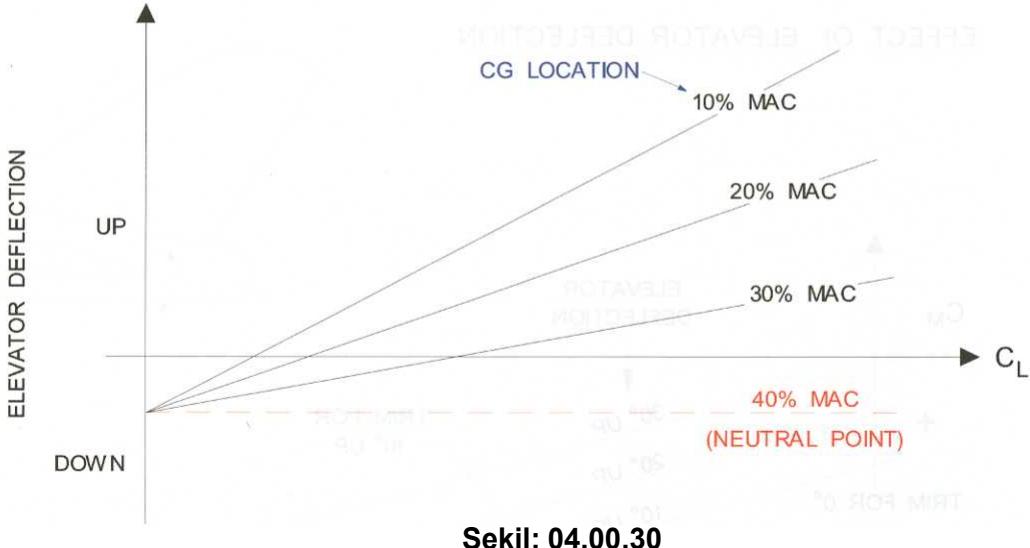
Elevatör, farklı pozisyonlarda sabitlendiğinde, denge (trim) de değişik taşıma kuvvet katsayılarında olacaktır ve trim C_L , Elevatör sapması ile şekil:04.00.30 da gösterildiği gibi ilişkilendirilecektir.

Hava aracının CG konumu sabit olduğunda, her elevatör pozisyonu, belli bir taşıma kuvvet katsayısına denk gelecektir. CG arkaya kaydığında, bu doğrunun eğimi azalır ve kontrol sapmalarındaki bir değişikliğin taşıma kuvvet katsayısında daha büyük değişikliklere neden olmasından da anlaşılacağı gibi, kararlılıkta azalma görülür. Buradan çıkan sonuç, kararlılıktaki artışın kontrol edilebilirlikte azalmaya ve kararlılıktaki azalmanın kontrol edilebilirlikteki artışa neden olacağıdır.

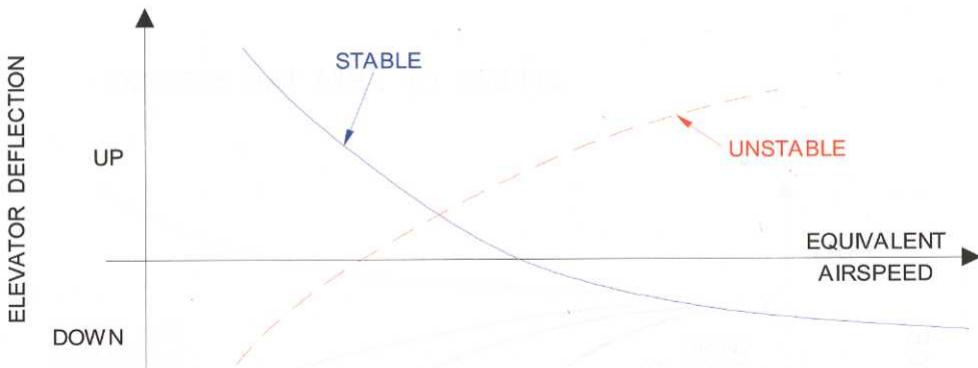
Eğer CG, "Elevatör sapması - trim C_L " doğrusunun eğimi sıfır oluncaya kadar arkaya hareket ederse, nötr statik kararlılık elde edilir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 24/61
---	--	---	---

TRIM C_L VERSUS ELEVATOR DEFLECTION



TRIM AIRSPEED VERSUS ELEVATOR DEFLECTION



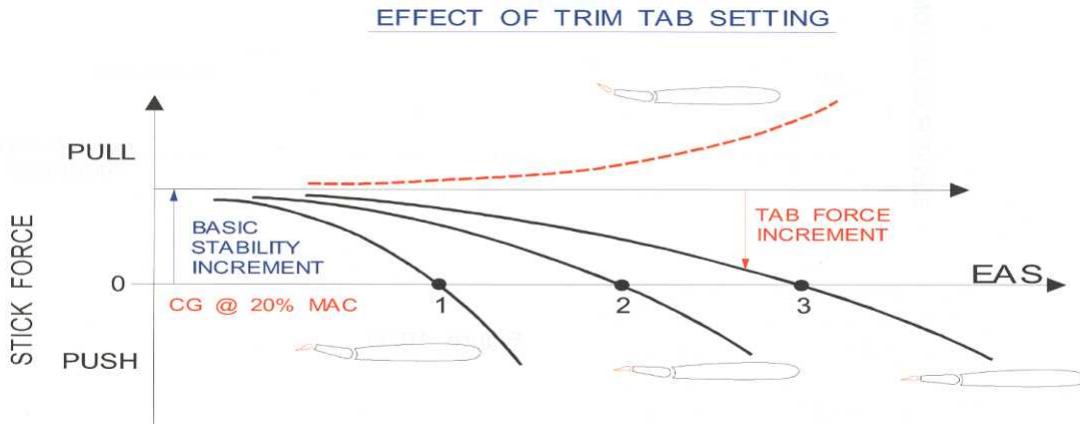
Taşıma kuvvet katsayısının her değeri, uçağı düz uçuşa tutmak için ihtiyaç duyulan belli bir dinamik basınç değerine denk geldiğinden, trim uçuş hızı elevatör sapması ile şekil: 04.00.31 deki grafikte olduğu gibi ilişkilendirilebilir.

Eğer CG pozisyonu nötr noktanın ilerisinde ve kontrol pozisyonu direkt olarak yüzey sapmasına bağlı ise hava aracı "lövye konum kararlılığı" (stick position stability) belirtileri gösterecektir. Diğer bir deyişle hava aracında, hücum açısını artırmak ve daha düşük bir trim hızı elde etmek için lövyenin geri hareketi, hücum açısını azaltmak ve daha yüksek bir trim hızı elde etmek için lövyenin ileri hareketi gerekmektedir.

Bir hava aracının bu özelliği göstermesi yüksek oranda arzu edilir bir niteliktir. Eğer uçak löyesi dengesiz ise lövye, hava aracını yüksek hızda trim için arkaya, düşük hızda trim için ileri hareket ettirilir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 25/61
---	--	---	---

Fletner ayarına bağlı olarak uygulanması gereken kontrol kuvveti dinamik basınçla yada eşdeğer hava hızının karesiyle orantılı olarak değişir. Şekil: 04.00.32 uçak hızına göre lövye kuvvetinin değişmesini ve fletner ayarının lövye kuvveti üzerindeki etkisini göstermektedir.

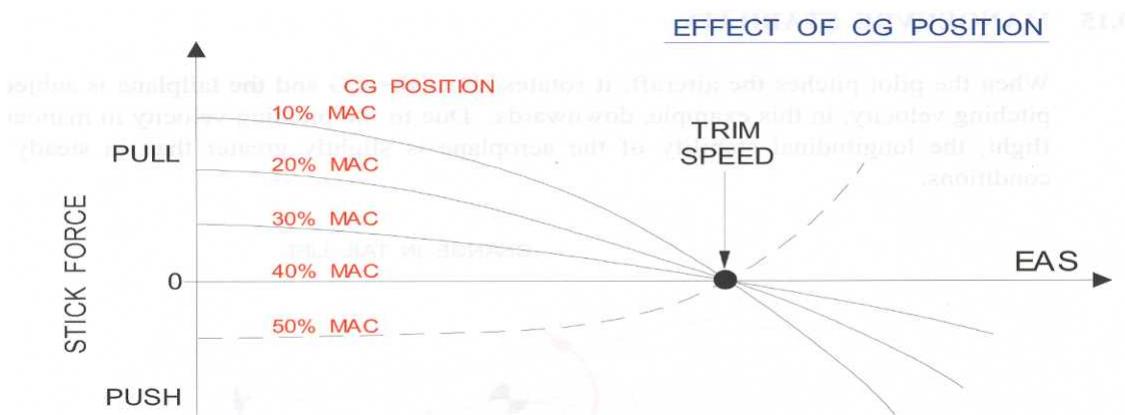


Şekil: 04.00.32

(1) noktasında uçağı trimlemek için elevatörün belirli bir miktarda yukarı hareketi gereklidir ve fletner kullanımı ile sıfır lövye kuvveti sağlanır. Hava aracını daha yüksek hızlara denk gelen, (2) ve (3) noktalarında trimlemek için, daha az burun yukarı fletner ayarı gereklidir.

Uçağa trim ayarı uygun olarak yapıldığında, uçak hızını artırmak için lövye itme kuvveti ve uçak hızını azaltmak için de lövye çekme kuvveti uygulamak gereklidir. Bu şekilde, uçak, kararlı uçuş hız hissi ile pozitif lövye kuvveti kararlılığına sahip olur.

Eğer hava aracına yüksek düzeyde burun aşağı fletner ayarı yapılmış ise uçak hızındaki artış ile çekme kuvveti artacaktır. Bu da, hissin hava aracının statik kararlılığının doğru bir göstergesi olmadığını gösteriyor.

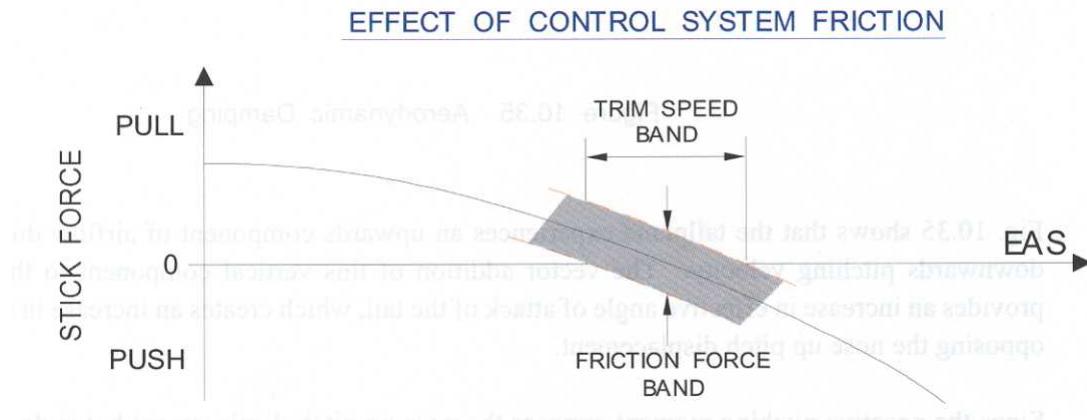


Şekil: 04.00.33

Eğer sabit uçak hızında trim korunurken hava aracının CG si değişiyor ise CG konumunun lövye kuvveti kararlılığındaki etkisi anlaşılabılır. Şekil: 04.00.33 te gösterildiği gibi, CG nin arkaya hareket ettirilmesi, trim hızı ile lövye kuvveti çizgisinin ilişkisini gösteren doğrunun eğimini azaltacaktır. Buna göre lövye kuvvet kararlılığının azalması, hava aracını trim yapılan hızdan başka hızza getirmek için daha az lövye kuvvetinin gerekliliğini doğurur. Lövye kuvveti eğimi sıfır olduğunda, CG nötr noktadadır ve nötr kararlılık meydana gelir. Eğer CG nötr noktanın arkası taraflı ise, lövye kuvvetinin kararsızlığı meydana gelir. Bu durumda uçak düşük hızda itme, yüksek hızda çekme kuvvetine ihtiyaç gösterecektir. Düşük



hızda lövye kuvveti eğiminin daha az olacak ve hava aracı düşük hızda, yüksek takatta ve CG pozisyonu arka limit yanında olduğunda, uçak hızı için "his" zayıf olacaktır.

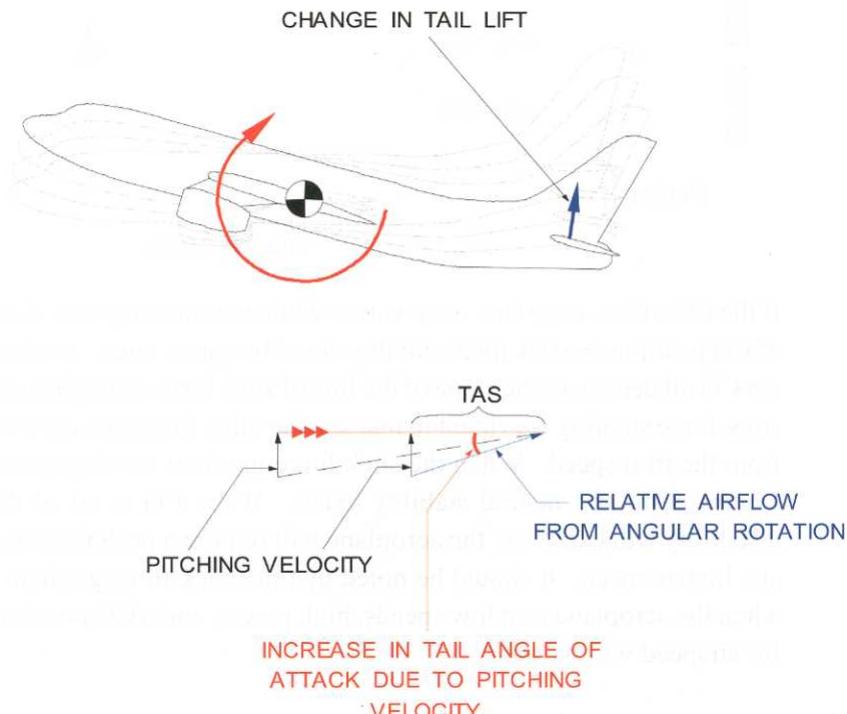


Şekil: 04.00.34

Kontrol sistem sürtünmesi, kontrol kuvvetleri üzerinde arzu edilmeyen etkiler meydana getirir. Şekil: 04.00.34 te, kontrol kuvvetlerinin uçak hızıyla ilişkisini gösteren grafiğin bir çizgiden ziyade bir bant şeklinde olduğunu göstermektedir. Geniş bir sürtünme kuvvet bandı, özellikle lövye kuvveti kararlılığı düşük olduğunda, kararlılığı tamamen maskeler. Modern uçuş kontrol sistemlerinde, sürtünme kuvveti bandını azaltmak ve hava aracına uygun kontrol hissi verebilmek için hassas bakım gereklidir.

04.00.15: MANEVRA DA KARARLILIK

Pilot uçağı pitch yaptığında, uçak CG etrafında döner ve kuyruk takımı bir pitching hızına maruz kalır, bu örnekte aşağı doğru. Manevra uçuşunda pitch hızından dolayı, uçağın boylamsal kararlılığı, düz uçuş durumundan biraz daha fazladır.



Şekil: 04.00.35

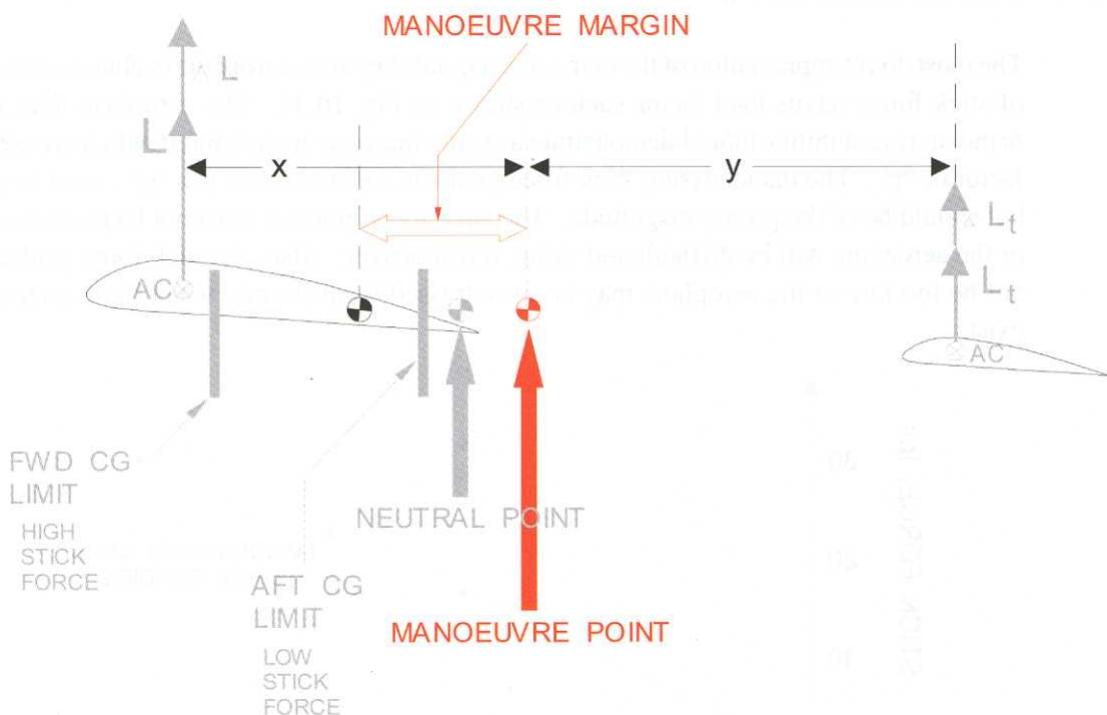
	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 27/61
---	--	---	---

Şekil: 04.00.35, kuyruk takımının aşağı yunuslama hızından dolayı, yukarı hava akış bileşenine sahip olduğunu göstermektedir. Bu dikey bileşenin TAS'a vektörel olarak eklenmesi, kuyruğun efektif hücum açısını artırır ki, bu durum kuyruğun taşıma kuvvetinde artış oluşturarak uçağın burun yukarı hareketine karşı gelecek bir kuvvet meydana getirir.

Oluşan bu negatif yunuslama momenti burun yukarı harekete karşı geldiğinden ve de burun yukarı hareketin kendisinden kaynaklılarından, bu etki aerodinamik yavaşlatma etkisidir.

Belirli bir yunuslama hızı için, TAS da bir artış, yunuslama hızından dolayı hücum açısında azalmaya neden olur.

**SABİT IAS'DA İRTİFA YÜSELDİKÇE
AERODİNAMİK DAMPING AZALACAKTIR.**



Şekil: 04.00.36

Aerodinamik yavaşlatmadan kaynaklanan yunuslama momenti, manevralarda kararlılığın düz uçuşa göre daha fazla olmasına neden olur. Manevra esnasında kuyruk momenti ile kanat momentinin aynı olduğu CG konumu, manevra noktası olarak bilinir ve bu "nötr nokta" 1 g uçuş için olması gereken CG konumundan daha geride olacaktır, Şekil: 04.00.36.

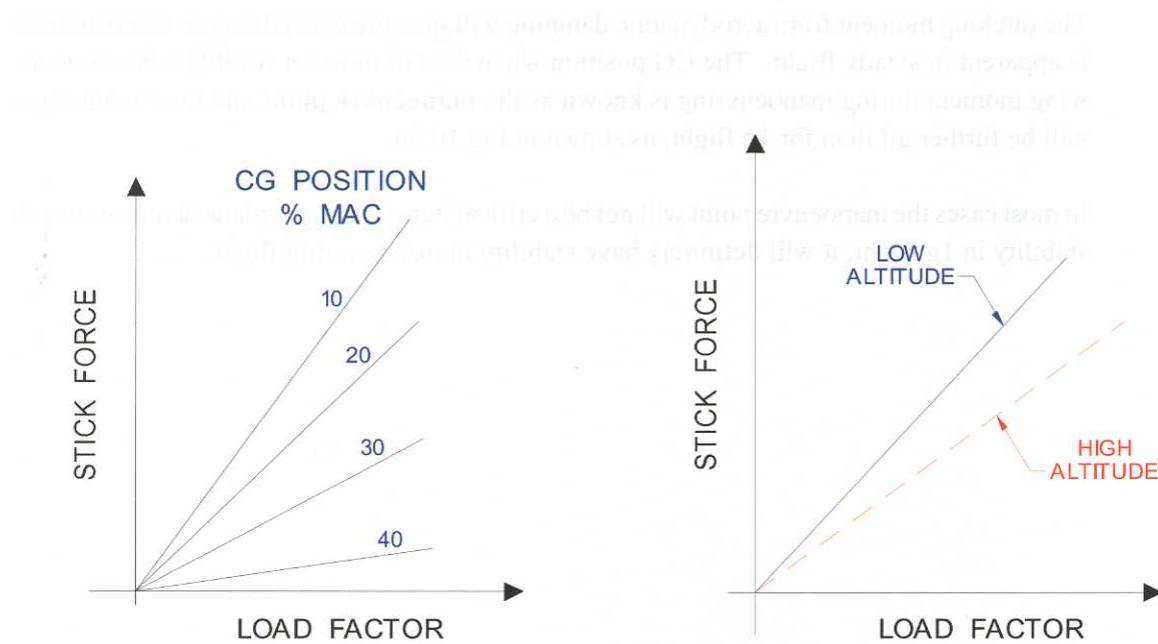
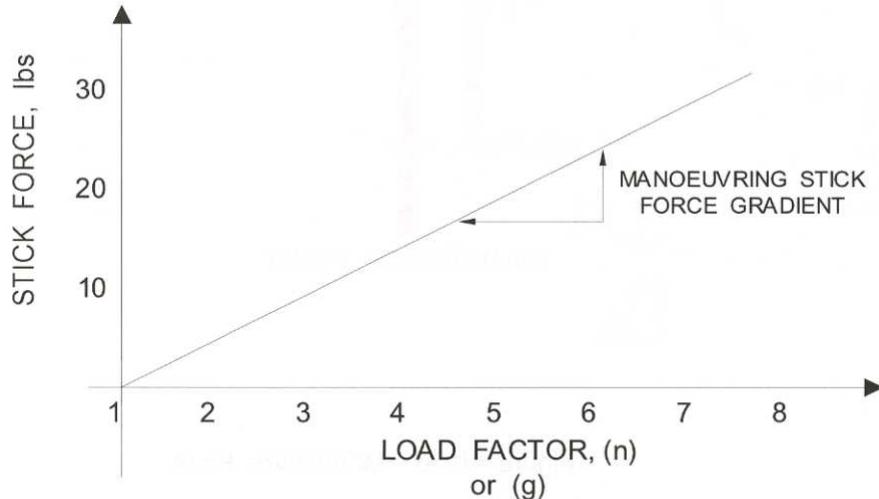
Çoğu durumda manevra noktası kritik bir özellik olmayacağından, eğer hava aracı 1 g uçuşta statik kararlılık gösteriyorsa, kesinlikle manevrada da kararlılığı sahip olacaktır.

04.00.16: "G" İÇİN LÖVYE KUVVETİ

Bir hava aracının manevra kararlılığı, en fazla Şekil:04.00.37'de görülen yük faktörü-lövyeye kuvveti ilişkisinden anlaşılır. Pozitif manevra kararlılığı olan bir hava aracında, yük faktörü veya "g" de bir yükselme olması için lövyeye kuvvetinde de düzenli bir artış olması gereklidir. Manevra lövyeye kuvveti eğimi veya "g" başına düşen lövyeye kuvveti pozitif olmak zorunda, buna ek olarak uygun bir büyüklükte de olmalıdır. Lövyeye kuvveti eğiminin aşırı yüksek olması, hava aracının manevrasını zor ve yorucu hale

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 28/61
---	--	---	---

getirecek, keza löveye kuvveti eğiminin çok az olması da hava aracını çok az da olsa bir kontrol kuvveti uygulandığında büyük yük faktörleri yaratarak aşırı stres altında sokacaktır.



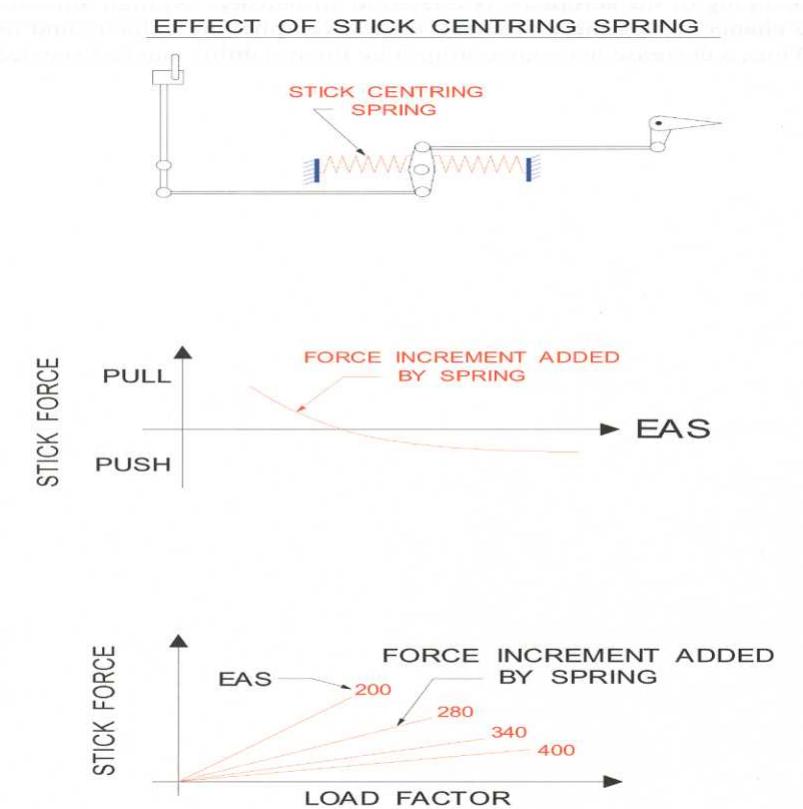
Şekil: 04.00.37

Hava aracı, yüksek statik kararlılığı sahip olduğunda, manevra kararlılığı da yüksek olacak ve bu durum yüksek löveye kuvveti eğimi ile sonuçlanacaktır, şekil: 04.00.37. Aşırı yüksek manevra löveye kuvvet eğimini önlemek amacıyla CG için bir ön limit ayarlanabilir. CG arkaya gittiğinde, löveye kuvveti eğimi, azalan manevra kararlılığı ile birlikte azalır ve löveye kuvveti eğiminin alt limitine ulaşılabilir. Hava aracının, yunuslamada ortaya çıkan aerodinamik yavaşlatması hava yoğunluğuna bağlıdır. Yüksek irtifalarda, yüksek TAS ile uçururken, belirli bir yunuslama hızında, kuyruk hücüm açısından değişiklik daha az olacağından aerodinamik yavaşlatma da azalır. Böylece, artan irtifa ile manevra löveye kuvveti kararlılığında da azalma beklenebilir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 29/61
---	--	---	---

04 00 17 KONTROL KUVVETLERİİNİN DENGELENMESİ

Kontrol kuvvetleri hava aracının kararlılığını yansıtmalı fakat aynı zamanda da, kabul edilebilir şiddette olmalıdır. Manuel bir uçuşa, tüm hız, irtifa ve CG konumlarında tatminkar kontrol kuvvetleri elde edebilmek için çeşitli teknikler kullanılabilir.



Şekil: 04.00.38

Şekil: 04.00.38 de görüldüğü gibi kontrol sistemine bir yay ilave edilebilir. Bu yay lövyenin merkezlenmesini sağlar ve lövye hareketlerine bağlı olarak bir kuvvet artışı temin eder.

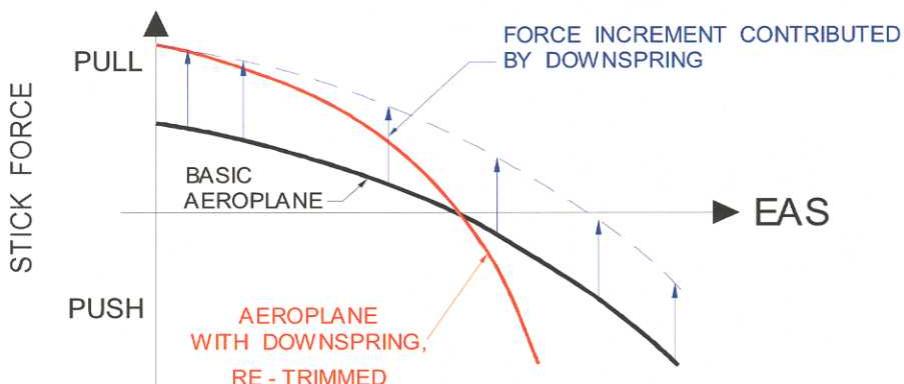
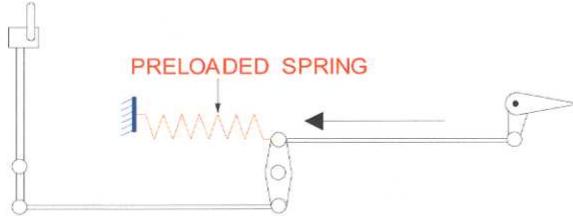
Kontrol sistemi, lövye konumu ile doğrudan, sabit bir bağlantıya sahipse, merkezleme yayı lövyenin konumuna göre lövye kuvveti kararlılığına katkıda bulunur.

Düşük uçuş hızlarındaki nispeten büyük kontrol sapmaları gereken durumlarda, merkezleme yayının kararlılığı en büyük seviyede olacaktır. Yüksek uçuş hızlarında, daha düşük kontrol sapmaları gerektiğiinden, katkı en az seviyede olacaktır. Bu nedenle lövye merkezleme yayı, uçak hızını ve manevra lövye kuvveti kararlılığını artıracak fakat, katkı yüksek hızlarda azalacaktır.

Bu aletin bir başka versiyonu, yay sertliğinin dinamik basınç değişimleri(Q - feel) ile değiştiği, bir alettir. Bu durumda, yayın lövye kuvveti kararlılığına katkısı hız ile azalmaz.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 30/61
---	--	---	---

EFFECT OF DOWNSPRING



Şekil: 04.00.39

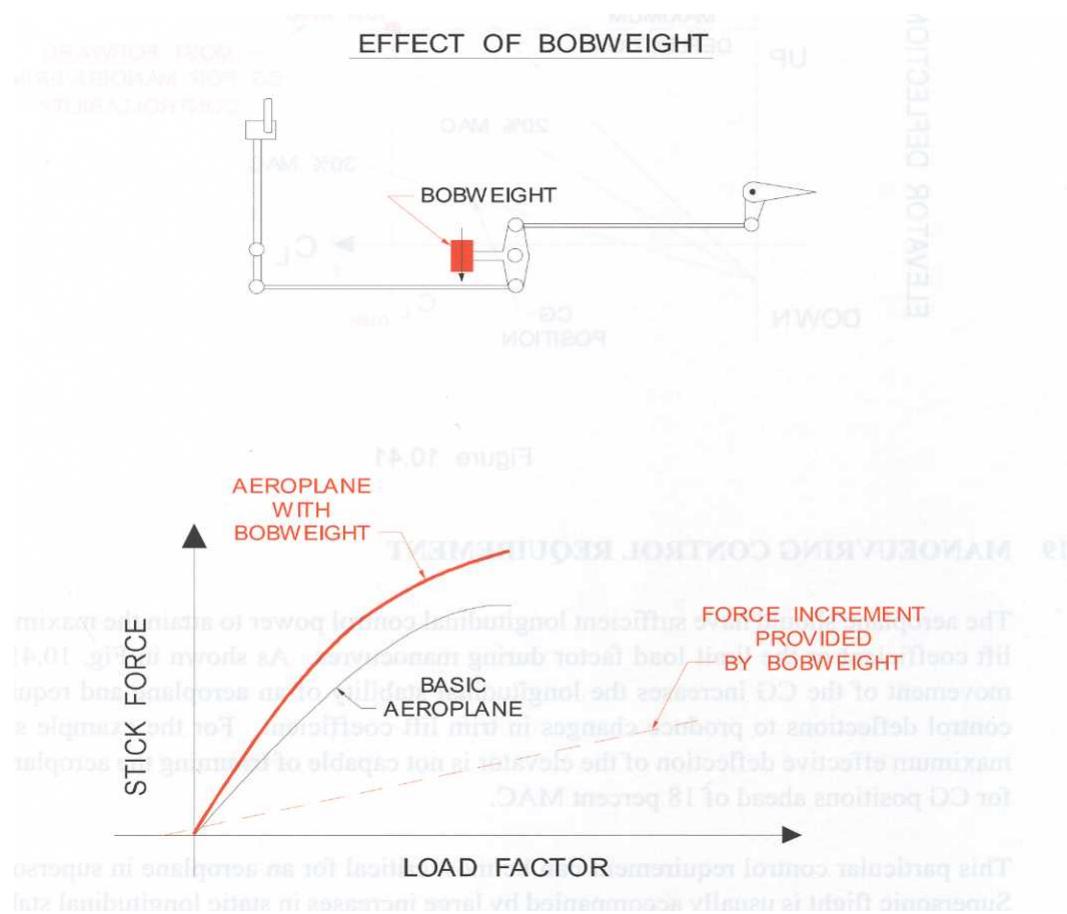
Kontrol sistemine ilave edilen bir ilave yay (down spring), uçağın statik kararlılığını değiştirmeksızın artan hava hızlarında löye kuvveti kararlılığını artıran bir etki yaratır.

Şekil: 04.00.39 da görüldüğü gibi uzun ve daha önceden sıkıştırılmış bir yay olan bu ilave yay kontrol sisteme monte edilmiştir ve elevatörü aşağı döndürme (uçak burnu aşağı) eğilimindedir. İlave yayın etkisi, uçak hızı ve kontrol sapmalarından bağımsız olarak çekme kuvetine katkıda bulunmaya yönelikir.

Bir hava aracının kontrol sistemine bir ilave yay takıldığından ve uçak orijinal hızı için tekrar trim yapıldığında uçuş hızı löye kuvvet eğimi artar ve hızı karşı verilen his daha büyük olur. İlave yay yetersiz löye kuvvet kararlılığı olan hava araçlarının kararlılığına suni bir gelişme temin eder. İlave yay löye konumundan veya dik ivmeden etkilenmeyeceğinden manevra löye kuvvet kararlılığına bir etkisi olmaz.

“Denge ağırlığı” (bobweight), löye kuvveti kararlığını artırmak için etkili bir alettir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 31/61
---	--	---	---



Şekil: 04.00.40

Şekil: 04.00.40 da görüldüğü gibi denge ağırlığı kontrol sistemine monte edilmiş eksantrik bir ağırlıktan ibarettir ve ilave yayda olduğu gibi ilave bir lövye çekiş kuvveti etkisi yaratır. Aslında, kontrol sistemine yerleştirilen bir denge ağırlığı, ilave yay ile özdeş etki gösterir. Denge ağırlığı, lövye kuvvet eğimini artırdığı gibi, uçak hızının hissedilmesinde faydalı bir etki yaratır.

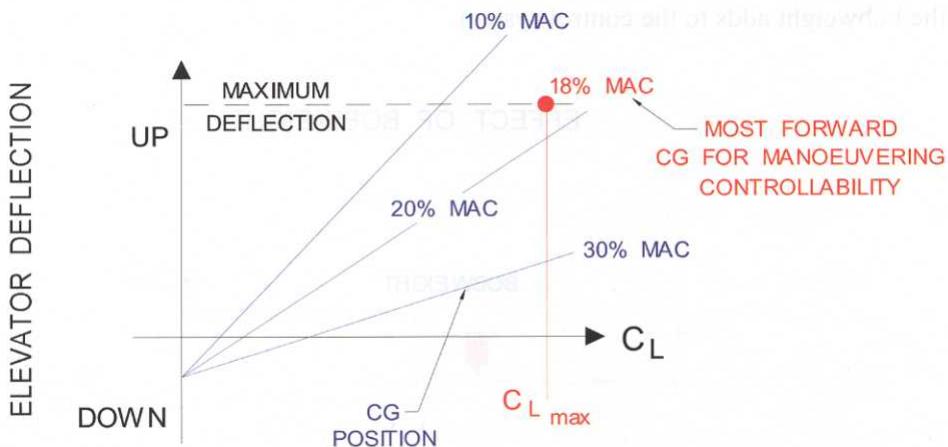
Denge ağırlığı da hava aracıyla aynı ivmelere maruz kaldığından manevra lövye kuvvet eğimine de etkisi vardır. Buna göre denge ağırlığı, manevra ivmesi (yük faktörü) oranında bir ilave lövye kuvveti uygular. Denge ağırlığının lineer katkısı sayesinde, hava aracının çok düşük kararlılık değerine sahip olduğu durumlarda yada yüksek taşıma kuvvet katsayılarında negatif eğim ortaya çıkıyorrsa, denge ağırlığı manevra lövye kuvvet kararlılığını artırmak için kullanılabilir. Bu pilotun manevralar esnasında çok fazla g uygulamasına engel olur; lövye ne kadar geri çekilirse denge ağırlığı sisteme o kadar rezistans ekler.

04.00.18 BOYLAMSAL KONTROL

Tatmin edici olması için; bir hava aracının yeterli kararlılığa ilaveten, yeterli kontrol edilebilirliğe de sahip olması gereklidir. Yüksek düzeyde statik kararlı bir hava aracı dengeden başka bir konuma gelmeye büyük direnç gösterir. Bu nedenle, hava aracı yüksek statik kararlılığa sahip olduğunda, kontrol edilebilirliğin en kritik durumu meydana gelir. Yani, kontrol edilebilirliğin en düşük limiti, statik kararlılığın en üst limitlerini belirler (ön CG limit).

Boylamsal kontrol kuvvetinin kritik gereksinimlerini veren üç temel uçuş durumu vardır, (kalkış manevra ve iniş). Herhangi biri veya bu durumların birleştiği hareketlerin toplamı, boylamsal kontrol kuvvetini belirleyebilir ve CG konumu için ön limit belirler.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 32/61
---	--	---	---



Şekil: 04.00.41

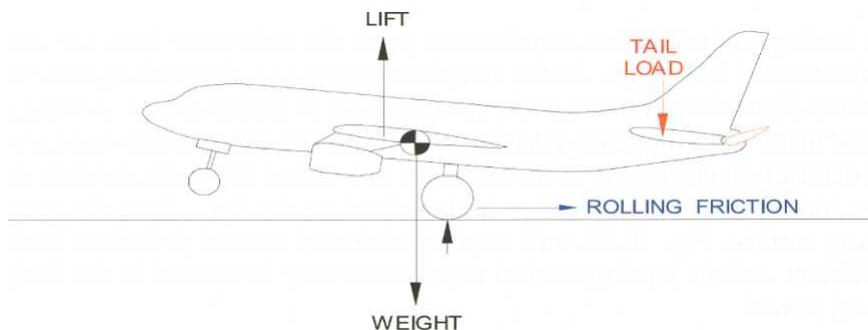
04.00.19 MANEVRA KONTROL GEREKSİNİMLERİ

Manevra esnasında maksimum kullanılabilir taşıma kuvvet katsayısını veya limit yük faktörünü elde edebilmesi için hava aracının yeterli boylamsal kontrol gücüne sahip olması gereklidir. Şekil:00.00.41 de görüldüğü gibi, CG nin ön tarafa hareketi hava aracının boylamsal kararlılığını artırır ve trim taşıma kuvvet katsayısında değişiklik üretmesi için daha fazla kontrol sapmalarına ihtiyaç doğurur. Verilen örnekte, elevatörün azami etkili sapması, hava aracını %18 MAC dan daha gerideki CG konumları için, $C_{L_{MAX}}$ ta trim yapma yeteneği yoktur.

Bir hava aracı için, süpersonik uçuşta bu özel kontrol gereksinimi çok kritik olabilir. Süpersonik uçuş genellikle büyük bir statik boylamsal kararlılığı berberinde getirir (CP nin geri hareketi nedeni ile) ve kontrol yüzeylerinin etkinliğinde bir azalma olur. Bu eğilimlerin üstesinden gelmek için kuvvetli ve tümü hareketli yüzeyler kullanılır ve süpersonik uçuşta limit yük faktörü veya azami kullanılabilir. C_L değerine bu şekilde ulaşılabilir. Bu gereksinim o kadar önemlidir ki karşılandığında, süpersonik konfigürasyon, diğer tüm uçuş şartları için genellikle yeterli boylamsal kontrol kuvvetine sahip olacaktır.

04.00.20 KALKIŞ KONTROL GEREKSİNİMLERİ

Kalkışta, hava aracı, kalkış hızına ulaşma öncesinde, kalkış hareketini gerçekleştirmek için yeterli elevatör kontrol kuvvetine sahip olması gereklidir.



Şekil: 04.00.42

Şekil: 04.00.42, kalkış rulesi esnasında hava aracına etki eden başlıca kuvvetleri göstermektedir. Hava aracı stol hızından daha düşük bir hızda üç nokta pozisyonunda iken, kanat taşıma kuvveti hava aracı ağırlığından az olacaktır. Elevatörler kalkış pozisyonuna geçmek için yeterli dönmeyi sağlayacağından,

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 33/61
---	--	---	---

kritik durum burun iniş takımında sıfır yük ve ana iniş takımlarında da ağırlığın o anki taşıma kuvveti kadar eksiği bir yükün olduğu durumda olacaktır.

Ana iniş takımlarındaki normal kuvvetten kaynaklanan dönü sürtünmesi, ters burun aşağı moment meydana getirecektir.

Keza, CG'nin ana iniş takımlarının önünde yer alması da bir burun aşağı moment oluşturur. Bu, dizayn aşamasında ana iniş takımlarının en geri konumunun belirlenmesi için bir kriter olabilir.

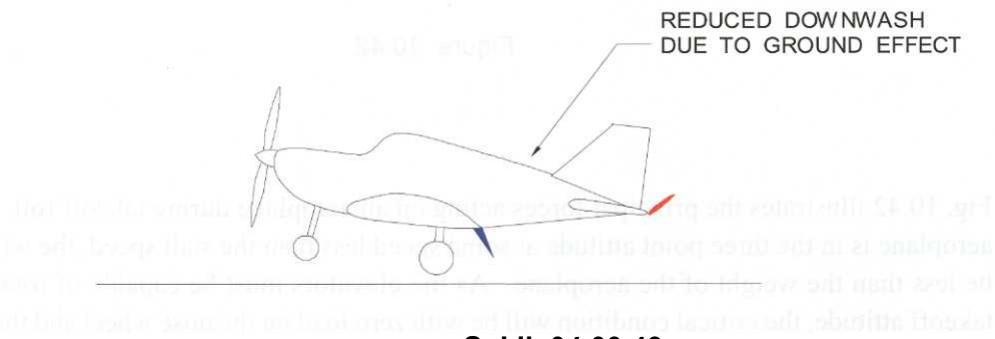
Bu iki burun aşağı momentini dengelemek için yatay stabilize, belirlenen hızda kalkış pozisyonuna geçebilmek için yeterli büyülüklükte burun yukarı momenti üretebilmelidir.

Pervaneli hava araçları kalkış esnasında, yatay stabilizede önemli derecede pervane rüzgarı (muzdevice) hızına neden olur ki, bu rüzgar yüzeyin verimliliğinde artış meydana getirir. Jet motorlardan çıkan hava hızları pervaneli motorlara göre daha az olduğundan, jet motorlu uçaklardaki bu etki aynı derecede büyük değildir.

04.00.21 İNİŞ KONTROL GEREKSİNİMLERİ

İnişte, belirli iniş hızında yeterli kontrolü temin etmek için uçak, yeteri kadar kontrol kuvvetine sahip olmalıdır. En kritik gereksinimler CG en önde, flaplar açık ve takatın rölativde olduğu esnada ortaya çıkacaktır. Bu konfigürasyon, kontrol edilebilirlik için en çok istenen, en kararlı durumu temin eder.

İniş kontrol gereksiniminin, serbest uçuşta manevra kontrol gereksinimlerinden özel bir farkı vardır. Hava aracı yere yaklaşıkça, yer tesirinden (ground effect) dolayı hava aracı üzerindeki üç boyutlu akışta bir değişiklik olacaktır. Kanat yere yaklaşırken, uçağın belirli bir taşıma katsayısında, kanat ucu anaforları ve aşağı hava akışında bir azalma olacaktır. Kuyruk kısmındaki aşağı hava akışındaki azalma, statik kararlılığı arttırır ve kuyruktaki aşağı kuvvet azalmasından dolayı bir burun aşağı moment üretir. Bu nedenle, şekil: 04.00.43de görülen pistin hemen üzerindeki hava aracı, belirli bir taşıma katsayısında trim yapmak için ilave kontrol sapması gerektirecek ve iniş kontrol gereksinimleri boyolamsal kontrol kuvveti dizaynında kritik olabilecektir.



Şekil: 04.00.43

Yer tesirine örnek olarak, tipik bir pervaneli hava aracı, yer tesirinde C_{LMAX} trimi için serbest uçuştan 15° kadar yukarı elevatör ihtiyacı gerektirebilir.

Bazı durumlarda, fletnerlerin kullanımı veya değişken açılarda trim yapılan kuyruk takımlarında, elevatörlerin etkinliği tersine etkilenebilir. Trimlenmiş löye kuvvetini üzerine trim kullanılır ise, elevatörlerin etkinliği azalarak iniş veya kalkış kontrolleri zayıflatılabılır.

Yeterli boyolamsal kontrol gereksinimi olan üç temel durumunun her biri yüksek statik kararlılık için kritiktir. Eğer ön CG limiti aşılır ise hava aracı, bu durumların herhangi birinde, kontrol edilebilirlik problemi ile karşılaşabilir.

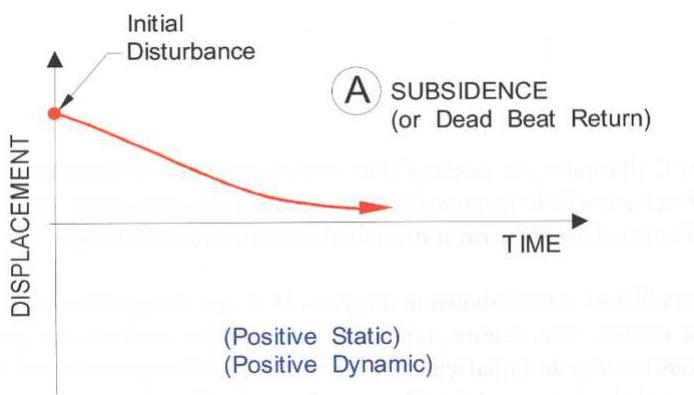
Ön CG limiti, müsaade edilen minimum kontrol edilebilirliğe göre belirlenmiştir.

Arka CG limiti, müsaade edilen minimum kararlılığa göre belirlenmiştir.

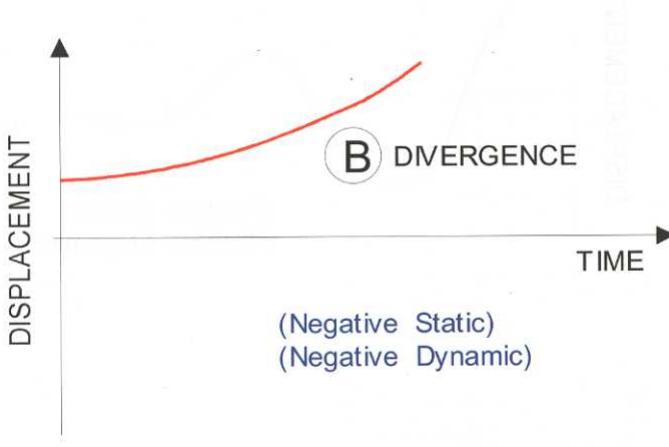
	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 34/61
---	--	---	---

04.00.22 DİNAMİK KARARLILIK

Statik kararlılık bir uçağın dengeye dönüşü için başlangıç hareketi ile ilgili iken, dinamik kararlılık bir hareketin zaman içinde geldiği durum olarak tanımlanır. Eğer bir uçak dengeden saptrılır ise hareketin zamanla aldığı hal uçağın dinamik kararlılığını gösterir. Genel olarak, eğer bir hareketin büyüklüğü zaman ile azalır ise, uçak pozitif dinamik kararlılık gösterir. Oluşması muhtemel altı dinamik davranış aşağıdaki diyagramlarda gösterilmiştir. Salınım yapmayan hareketlerin zamanla alabileceği durumlar A, B ve C grafiklerinde görülebilir.

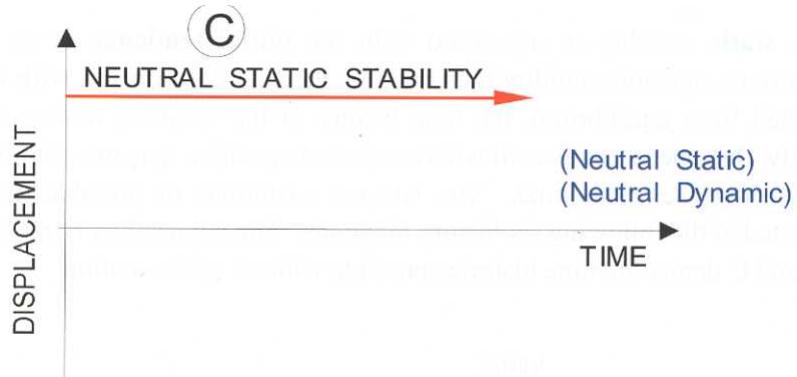


A grafiğinde, verilen bir ilk hareket sonucunda hareketin zaman içinde salınım yapmadan azalıp yok olduğu görülmektedir. Bu şekildeki hareketlere çöküş yada “deadbeat return” adı verilir. Şekilde görülen hareket başlangıçta denge durumuna doğru bir hareket yaptığından pozitif statik kararlılık ve hareketin büyüklüğü zaman içinde azaldığı için de pozitif dinamik kararlılık göstermektedir.



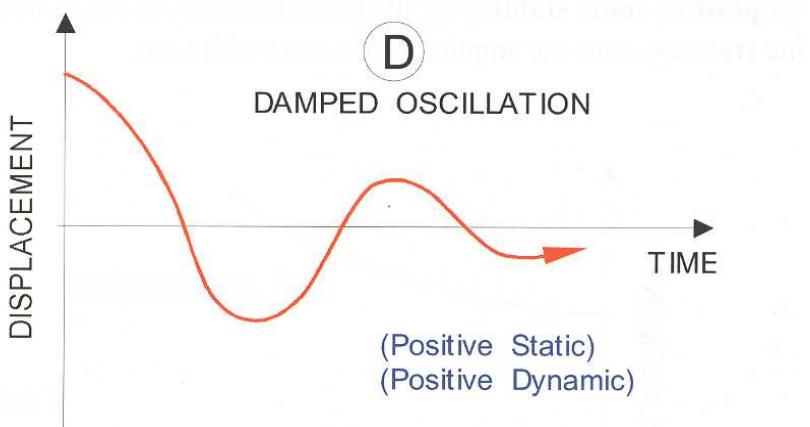
B grafiği ise verilen ilk hareketin zaman içinde salınım yapmadan daha da büyüğü durum olan, büyuen “divergence” hareket şeklini göstermektedir. Başlangıç hareketinin dengeden uzaklaşacak şekilde olması statik istikrarsızlığın ve hareketin artan büyüğü dinamik istikrarsızlığın göstergesidir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 35/61
---	--	---	---



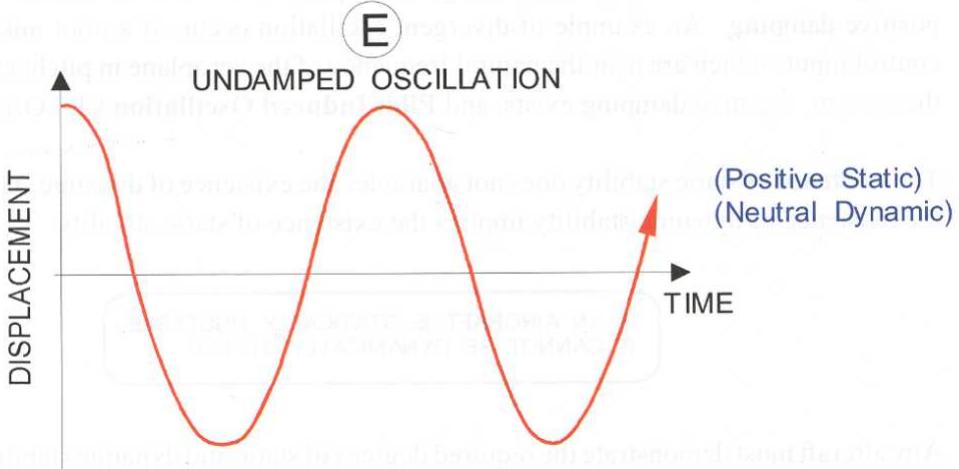
C grafiği, tam bir nötr kararlılığı göstermektedir. Eğer orijinal sapma bir değişikliğe neden olur ve bu değişiklik sabit kalır ise, hareket oluşturmaya bir meylin olmaması ve hareketteki değişimyen büyülüük nötr statik ve nötr dinamik istikrarı gösterir.

Diyagram D, E ve F'de salınımlı hareketlerin, zaman içinde alabileceği muhtemel durumlar gösterilmektedir. Bu üç şekildeki hareketlerin her birinin ortak özelliği, pozitif statik kararlılığı sahip olmaları yani ilk hareketlerinin denge durumuna doğru olmasıdır. Ancak, oluşan dinamik hareket kararlı, nötr veya karasız olabilir.

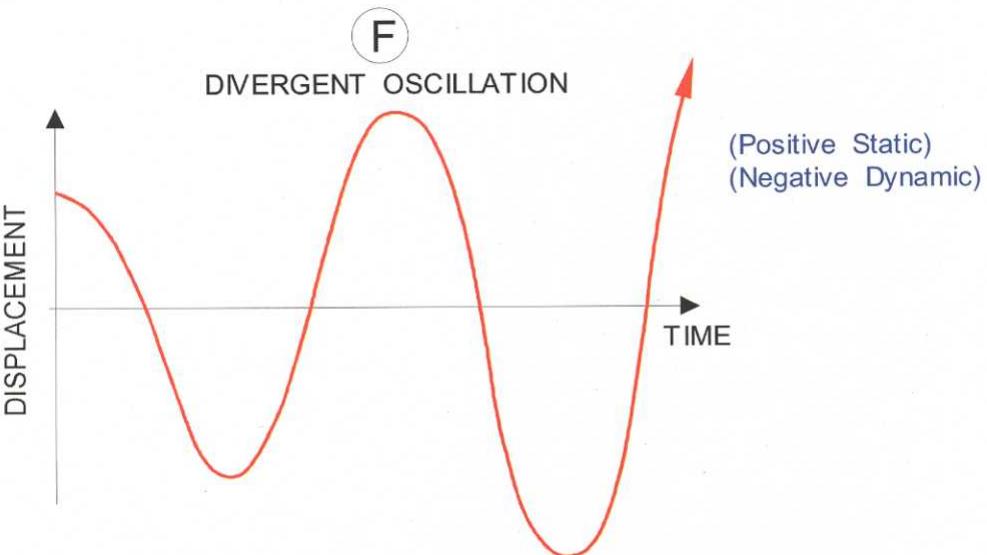


D grafiği büyüğünün zamanla azaldığı salınımlı bir hareket olan, sönən salınım "damped oscillation" hareketini göstermektedir. Büyüüğün zamanla azalması, harekete direnç olduğunu göstermeye ve o harekete sebep olan enerji yok olmaktadır. Bu hareketin pozitif dinamik kararlılığı sahip olması için hareketteki enerjinin zamanla yok olması gerekmektedir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 36/61
---	--	---	---



Eğer sistemde enerji kaybı (damping) yok ise sonuç E grafiğinde görüldüğü gibi, bir düzgün salınım hareketi gösterecektir. Enerji kaybı olmayınca, salınım zamanla büyüğünde bir değişiklik olmadan devam eder. Böyle bir salınım pozitif statik kararlılık gösterirken, nötr dinamik kararlılık meydana getirir. Devamlı salınımı gidermek için pozitif "damping" gereklidir. Örnek olarak; yıpranmış şok emicili (veya damperli) bir arabada dinamik kararlılık eksikliği vardır ve hoş olmayan ve tehlike yaratabilecek devamlı salınım hareketi oluşur. Aynı mantıkla, bir uçak, bir salınım hareketini hızlı bir şekilde yok edebilmesi için yeterli "damping"e sahip olmalıdır. Bu durum uçağın emniyetli uçuşunu temin eder. Doğal aerodinamik damping elde edilmediği zaman, yeterli pozitif dinamik kararlılık elde edebilmek için suni damping temin edilmelidir.



F diyagramı genişleyen salınım (divergent oscillation) hareketini göstermektedir. Bu hareket başlangıçta denge pozisyonuna dönmeye meyil ettiğinden statik olarak kararlıdır. Buna rağmen, sonraki her dengeye dönüş hareketi daha yüksek bir hızla olacak ve hareketin büyüğü zamanla artış gösterecektir. Bu da dinamik kararsızlığa sebep olur.

Enerjisinin emilmesi yerine harekete enerji eklenmesi genişleyen salınım hareketi sonucunu doğurur. Bu harekete örnek pilotun bilmeyerek yunuslama durumundaki uçağın nötr frekansına yakın frekansta kumanda vermesiyle oluşur. Bu şekilde sisteme enerji ilave edilerek negatif damping meydana gelir ve pilot kaynaklı salınım (Pilot Induced Oscillation) (P.I.O) oluşur.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 37/61
---	--	---	---

Statik kararlılığın varlığı dinamik kararlılığın olmasını garanti etmez, buna rağmen dinamik kararlılığın varlığı statik kararlılığın varlığı anlamına gelir.

EĞER BİR UÇAK STAKİK OLARAK KARARSIZ İSE DİNAMİK OLARAK KARARLI OLAMAZ.

Bir uçak yeterli derecede statik ve dinamik kararlılık göstermelidir. Eğer bir uçak statik olarak kararlı ancak hızlı olarak dinamik kararsızlık gösteriyorsa, kontrol altına alınması ve uçurulması çok zor olacaktır. Buna ilaveten, pozitif dinamik kararlılık, uçağın istenmeyen devamlı salınımlarını önlenmesi için bazı durumlarda zorunludur.

04.00.23 BOYLAMSAL DİNAMİK KARARLILIK

Boylamsal kararlılık, uçağın dengeden saptırılmasından sonra zaman içinde gösterdiği tepki ile ilgilidir. Bir başka deyişle, sapma sonrası bu sapmanın büyüklüğünün zamana bağlı değişimidir.

Önceki tanımdan :

- a) Hareketin büyüğü zamanla azalır ise dinamik kararlılık ve,
- b) Hareketin büyüğü zamanla artar ise dinamik kararsızlık meydana gelir.

Bir hava aracı, temel boylamsal hareketler için dinamik kararlılık göstermek zorundadır. Buna ilaveten, hava aracının bu dinamik boylamsal kararlılığı belirli bir derecede olmalı, hareketin büyüğü belirli bir zaman limitinde belli oranda azalmalıdır. Dinamik kararlılığın derecesi, genellikle hareketin büyüğünün orijinal büyüğünün yarısına düşmesi için gerekli zaman ile belirlenir.

Uçuşta hava aracının altı yöne hareketi vardır: yatışlı dönüş (roll), yunuslama ve sapma (pitch and yaw), düz ve ufki uçuş (translation in horizontal), dikey ve enlemesine hareket (vertical and lateral motion).

Boylamsal kararlılık ele alındığında hareket yönleri yatay ve dikey hareketler ve yatış ile sınırlanabilir.

Hava aracı soldan sağa simetrik olduğundan, boylamsal ve yanal istikametteki hareketlerini dikkate almaya ihtiyaç yoktur.

Böylece, bir hava aracının boylamsal harekette temel değişkenleri:

1. Hava aracının yunuslama hareketi ve durumu,
2. Hükum açısı (yunuslama durumundan uçağın gitış yönü ile farklılık gösterir),
3. Hakiki Hava Hızı – true airspeed (TAS).

Bir hava aracının boylamsal dinamik istikrarı genel olarak iki tür salınım içerir.

- a) Uzun periyotlu salınım (phugoid),
- b) Kısa periyotlu hareket.

Hava aracının boylamsal hareketi bu hareketlerin birleşimini içerebilmesine rağmen, her hareketin karakteristikleri ayrı ayrı incelenmelerini gerektirecek kadar farklıdır.

04.00.24 UZUN PERİYODLU SALINIM (PHUGOID)

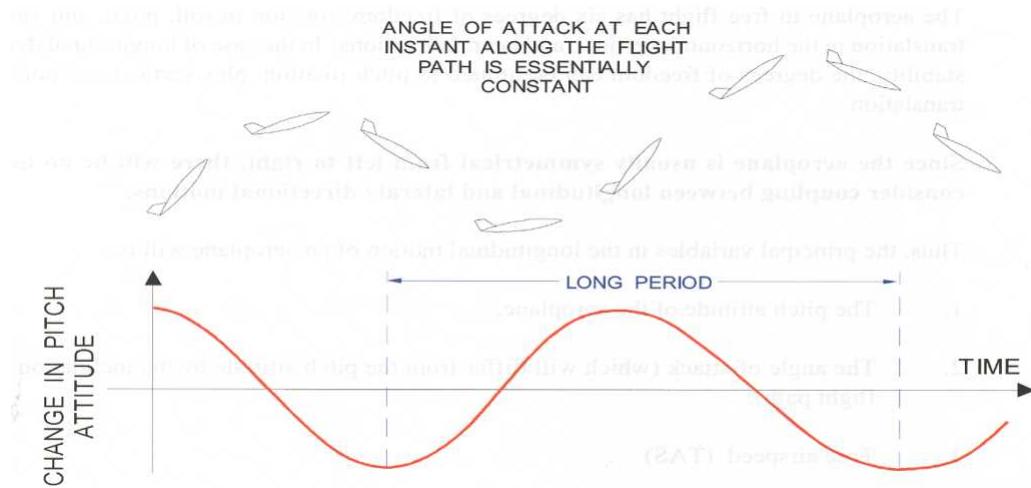
Dinamik boylamsal kararlılığın ilk şekli uzun periyotlu salınımıları (**phugoid**) içerir.

Phugoid veya uzun periyotlu salınımların dikkate değer varyasyonları şunlarda görülür:

- i) Yunuslama vaziyeti,
- ii) İrtifa ve,
- iii) Hava hızı, fakat
- iv) Hemen hemen sabit hücum açısı (yük faktöründe fazla değişim olmadan).

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 38/61
---	--	---	---

Phugoid, potansiyel ve kinetik enerjinin, belli bir denge hız ve irtifasında aşamalı olarak birbirlerine dönüşmesidir. Şekil: 04.00.44, "phugoid"ın karakteristik hareketini göstermektedir.



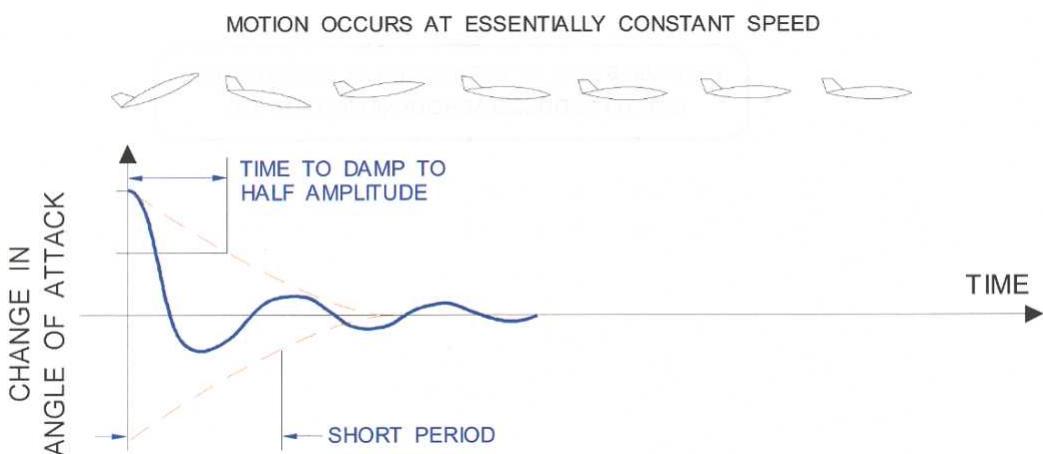
Şekil: 04.00.44

"Phugoid" de salınınımın periyodu 1 ila 2 dakika arasındadır. Yunuslama oranı oldukça düşük olduğundan ve húcum açısından önemsiz değişiklikler meydana geldiğinden, "phugoid"ın damping'i zayıftır. Buna karşın damping'in zayıf olması mutlaka belli bir sonuç doğuracak değildir. Salınınım periyotları çok büyük olduğundan, uzun periyotlu salınınım pilot tarafından kolaylıkla kontrol edilebilir. "Phugoid"ın tabiatından dolayı, onu engellemek için belirli bir aerodinamik tedbir almaya gerek yoktur.

04.00.25 KISA PERİYODLU SALINIM

Dinamik boylamsal istikrarın ikinci şekli, kısa periyotlu salınınımdır.

Kısa periyotlu salınınım; hemen hemen sabit hız, yükseklik ve yunuslama vaziyeti ile birlikte húcum açısından önemli değişiklikleri içerir. Statik kararlılıktan dolayı dengeye doğru çekilen hızlı yunuslama salınımlarından oluşur ve kısa periyotlu b salınımların büyülüğu yunuslama "damping'i sonucunda zamanla düşer.



Şekil: 04.00.45

Kısa periyotlu salınınım, yüksek dinamik basınçta, büyük húcum açısı değişiklikleri ile ciddi "g" yükü üretebilir (yük faktöründe büyük değişiklik).

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 39/61
---	--	---	---

Şekil: 04.00.45 te görülen ikinci hareket şekli, pilotun müdahale gecikme zamanına yakın (1 veya 2 saniye), nispeten kısa periyoda sahiptir. Pilotun salınımı engellemeye çabası bu yüzden salınımı destekleyip kararsızlığa yol açabilir. (P.I.O)

Kısa periyotlu salınım pilot tarafından kolayca kontrol edilemez.

Eğer kısa periyotlu salınım meydana gelir ise, kumandaları serbest bırakmak gereklidir; çünkü hava aracı gerekli damping'i yapacak şekilde dizayn edilmiştir. Hatta uçak salınım yaparken pilotun kumandaları sabit tutma denemesi bile, kontrol sistemine küçük bir miktarda kararsızlık yaratıcı etki vererek, salınımı güçlendirip hatalı uçuş yükleri üretebilir.

Modern yüksek hızlı jet nakliye uçaklarına, dinamik boyolamsal kararsızlığı kompanse edecek yunuslama damperleri yerleştirilmiştir.

Dinamik boyolamsal istikrarın iki şeviden, kısa periyotlu salınımının önemi daha büyütür. Kısa periyotlu salınım, "g" yükündeki hızlı değişimlerden dolayı hasar yaratabilecek uçuş yükleri üretebilir ve bu durum, pilotun tepki zamanındaki gecikmelerden olumsuz etkilenir (PIO).

Salınımın büyüklüğünün yunuslama damping ile azaltıldığı ifade edilmiştir. Bu nedenle dinamik kararlılık sorunu, düşük aerodinamik damping durumundaki uçuş şartlarında önemli olabilir.

Yüksek irtifa, dolayısı ile düşük yoğunluk (yüksek TAS) aerodinamik damping'i, paragraf 04.00.15 te anlatıldığı gibi, azaltır.

DINAMİK KARARLILIK, YÜKSEK İRTİFADA DÜŞÜK AERODİNAMİK DAMPING NEDENİ İLE AZALIR.

04.00.26 İSTİKAMETSEL DENGE VE KONTROLÜ

Bir hava aracının istikamet kararlılığı aslında "weathercock" istikrarıdır ve dik eksene göre olan momentleri ve onların sapma (yaw) veya yan kayma açısı ile ilişkisini içerir. Statik istikamet kararlılığına sahip bir hava aracı bir sapmaya maruz kaldığında dengedeki orijinal durumuna dönmeye meyil edecektir. Statik istikamet kararlılığının belirtisi, hava aracını tekrar dengeye döndürmeye yönelik sapma momentlerinin oluşumudur.

TANIMLAR

Bir hava aracının eksenleri pozitif sapma momentini, dik eksene göre burunu sağa döndüren moment olarak tanımlar, N. Diğer aerodinamik hususlarda olduğu gibi, sapma momentini de katsayı şeklinde düşünmek uygun olur, böylece statik kararlılık, ağırlık, irtifa ve hızdan bağımsız olarak hesaplanabilir. Sapma momenti, N, katsayı şeklinde aşağıdaki denklemde gösterilmiştir.

$$N = C_n Q S b$$

Veya

$$\frac{N}{Q S b} = C_n$$

N = Yawing moment (Sağa pozitif)

Q = Dinamik basınç

S = Kanat alanı

b = Kanat uzunluğu (wing span)

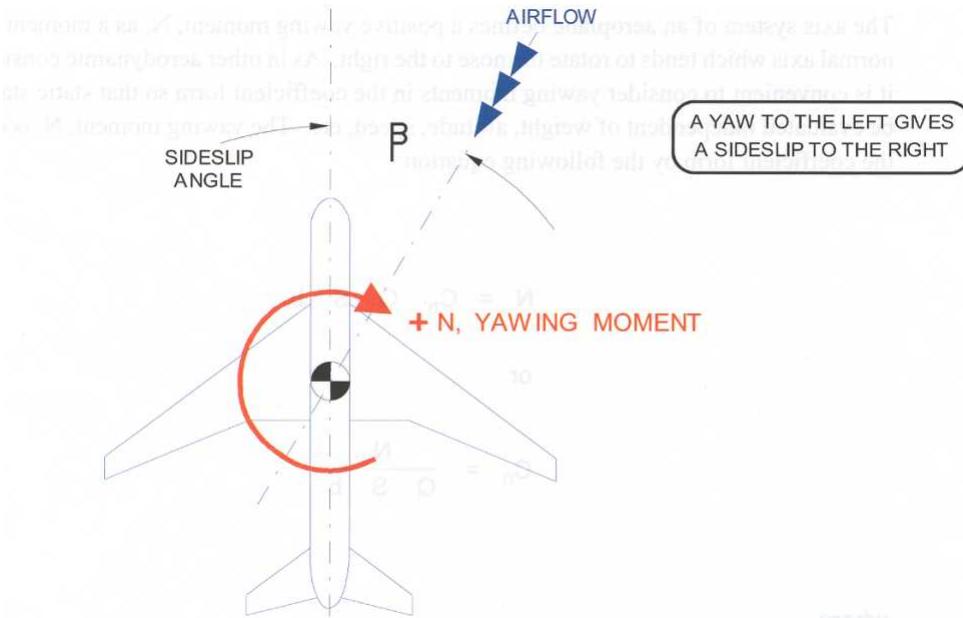
C_n = Sapma (yawing) moment katsayısı (sağa pozitif)

Yawing moment katsayısı, C_n, hava aracının karakteristik yüzeyi kanat olduğundan kanat ölçülerini S ve b ye bağlıdır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 40/61
---	--	---	---

04.00.27 YANA KAYIŞ AÇISI

Yana kayış açısı, hava aracının merkez hattının nispi hava akışına göre olan yer değiştirmesi ile ilgilidir. Yana kayış açısı β ile gösterilir ve nispi rüzgar hava aracının merkez hattının sağ tarafından geliyorsa pozitiftir. Şekil: 04.00.46 yana kayma olayındaki tanımları göstermektedir.



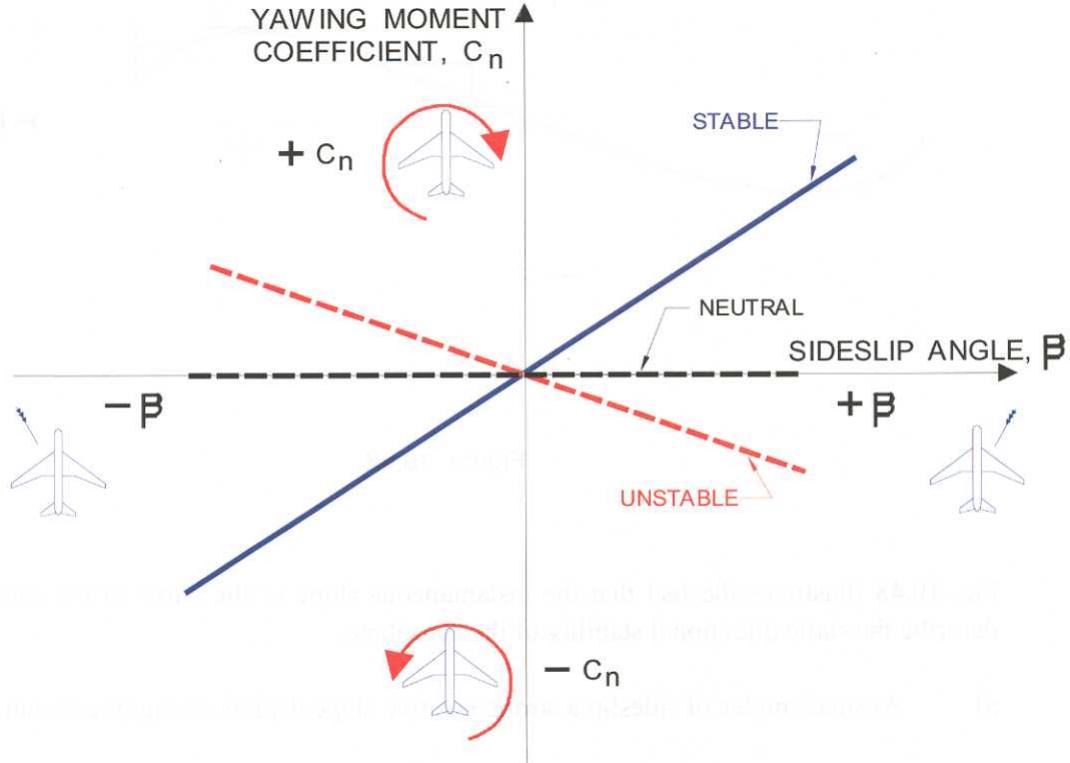
Şekil: 04.00.46

Yana kayma açısı β , esasen “istikametsel hücum açısından” ve enlemsel kararlılık ve istikametsel kararlılık için ana referanstır. Bir hava aracının statik istikamet kararlılığı, hava aracının yana kaymasına direnç göstermesi olarak değerlendirilir.

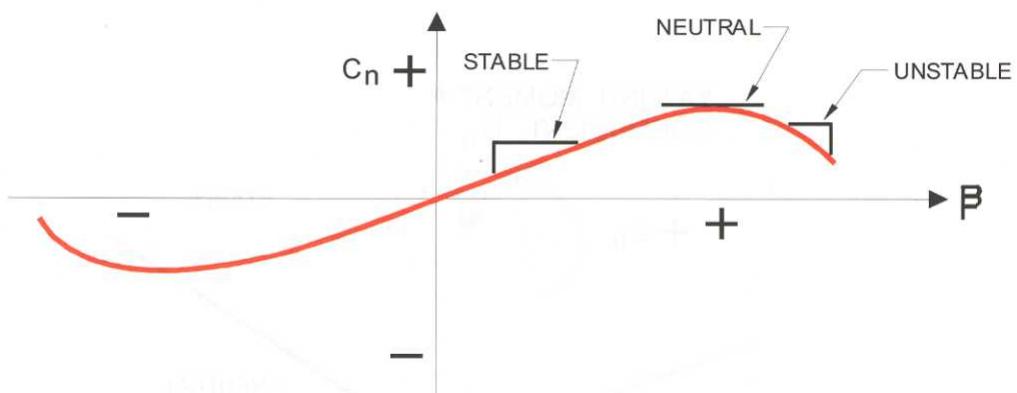
04.00.28 STATİK İSTİKAMETSEL KARARLILIK

Statik istikametsel kararlılık şekil: 04.00.47deki sapma “yawing” moment katsayısı, C_n , ile yana kayma açısı, β , arasındaki ilişkinin grafiği ile gösterilebilir. Eğer hava aracı istikametsel kararlılığı sahipse, bu hava aracı pozitif yana kaymaya maruz kalması sonucunda, pozitif sapma (yawing) momenti katsayısına sahip olacaktır. Böylece, eğer nispi hava akışı sağdan ($+ \beta$) gelirse, sağ tarafa yawing moment ($+C_n$) meydana gelmelidir ki, hava aracına rüzgar düzeltmesi “weathercock” vererek, burunu rüzgarın geliş yönüne doğru döndürebilsin. $\beta - C_n$ grafiğinin eğimi pozitif ise, statik istikametsel kararlılık meydana gelir ve kararlılığın derecesi bu eğimin büyülüğüne bağlıdır. Eğer eğim sıfır ise, dengeye dönme eğilimine rastlanmayacak, nötr statik istikamet kararlılığı olacaktır. $\beta - C_n$ grafiğinin eğimi negatif ise, yana sapmanın olduğu yönde sapma momenti oluşur ve yeniden dengeye dönmek yerine, uçak denge noktasından sapmanın olduğu yöne doğru daha da uzaklaşır ve statik istikametsel kararsızlık meydana gelir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No: ED.72.UEA.HHD 01 Revizyon Tarihi: 24.04.2008 Sayfa No: 41/61
---	--	--



Şekil: 04.00.47



Şekil: 04.00.48

Şekil: 04.00.48, β - C_n grafiğinin anlık eğiminin anı meyli, hava aracının statik istikametsel kararlılığını belirlediğini göstermektedir.

- a) Küçük yana kayış açılarındaki yüksek pozitif eğim, kuvvetli istikametsel kararlılığı gösterir.
- b) Büyük yana kayış açılarında, sıfır eğim ve nötr kararlılık vardır.
- c) Çok yüksek yana kayma açılarında ise, eğimin negatif oluşu istikametsel kararsızlığı gösterir.

Yana kayış açısından artış ile meydana gelen istikametsel kararsızlıktaki bu bozulma, olağan olmayan bir durum değildir. Ancak, normal uçuş şartlarında görülebilecek yana kayış açılarında istikametsel kararsızlık meydana gelmemelidir.

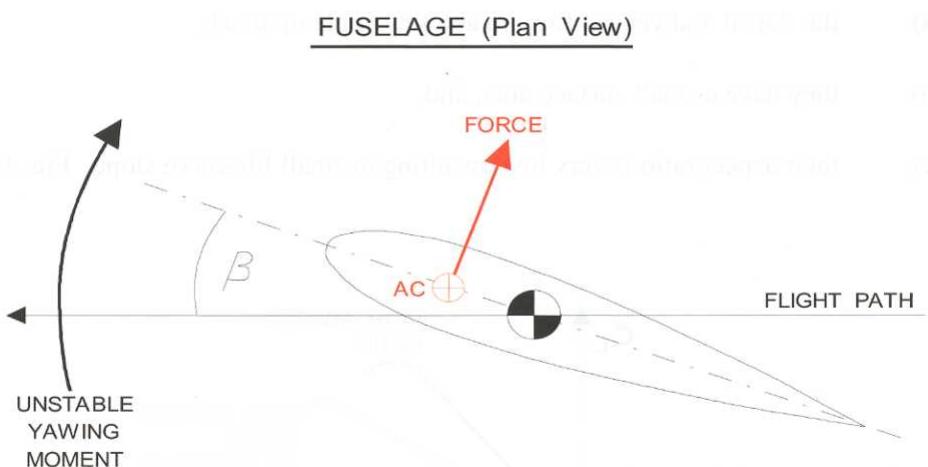
	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 42/61
---	--	---	---

Uçuşun tüm kritik safhalarında, statik istikametsel kararlılık belirgin bir şekilde kendini göstermelidir. Genel olarak, iyi bir istikametsel kararlılık, pilotun uçağın kalitesi hakkındaki izlenimini etkileyen esas etkendir.

04.00.29 HAVA ARACI KOMPONENTLERİNİN KATKISI

Her komponentin katkısı diğerlerine bağımlı ve ilişkili olduğu için, her birini ayrı ayrı incelemek gerekir.

GÖVDE: Gövde, dengeyi bozucu etki gösterir, şekil: 04.00.49. Yana kayma durumundaki bir gövde, húcum açısına maruz kalmış aerodinamik bir kütle olarak düşünülebilir ve bu nedenle bir aerodinamik yan kuvvet meydana gelir. Bu yan kuvvet gövdenin aerodinamik merkezinden etki eder ki, bu gövde uzunluğunun 1/4 üne yakın bir konumdadır. Eğer bu aerodinamik merkez çoğu zaman olduğu gibi uçağın CG sinin ön tarafında ise etki kararsızlık yaratacak şekilde olacaktır.



Şekil: 04.00.49

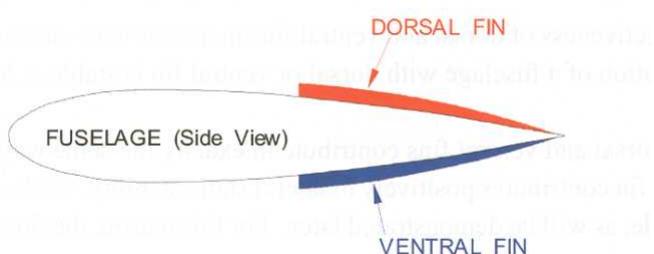
ÜST VE ALT YÜZYEY SABİT STABİLİZELER: Gövdenin kararsızlığını giderebilmek için gövdenin dizaynında gövdenin üst ve alt yüzeylerine sabit stabilizeler monte edilebilir. Çok düşük bir kanat açıklık oranına sahip ve gövdenin arka tarafına yerleştirilen bu küçük aerodinamik profiller üste (dorsal fin) veya alta (ventral fin) takılabilir. Bu sabit stabilizeler Şekil: 04.00.50 de görülmektedir.

Eğer uçak sağ tarafa sapma yapar ise üst yüzey ve alt yüzey sabit stabilizeler sağ tarafa bir yan kuvvet meydana getirecektir. Bu kuvvetin etki noktası uçak CG sinin arkasında olduğundan, sol tarafa doğru bir sapma momenti oluşturur (dengeleyici etki). Buna rağmen sapmanın küçük açıllarında, bunlar etkili değillerdir.

Küçük yana kayma açıllarında üst ve alt yüzey sabit stabilizeler tarafından meydana getirilen kuvvet çok küçük olacaktır. Çünkü;

- Sabit stabilizeler düşük húcum açılarındalardır,
- Sabit stabilizeler küçük yüzey alanına sahiptirler ve,
- Sabit stabilizelerin kanat açıklık oranı çok küçük dolayısıyla taşıma kuvveti grafiğinin eğimi de küçüktür.

Şekil: 04.00.51

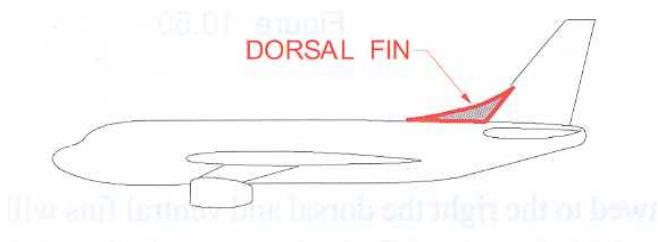


Şekil: 04.00.50



	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 43/61
---	--	---	---

Sapmaya karşı dengesiz olan bir gövdeye sabit stabilizeler takıldığından, düşük yana kayma açılarında dengesiz kalmaya devam edecektir. Üst ve alt yüzey sabit stabilizeler nispeten yüksek yana kayma açılarında etkiliidirler. Düşük kanat açıklık oranlarına sahip olduklarıdan, uçağın normal uçuşta karşılaşacağı herhangi bir yana kayma açısından stol olmazlar.

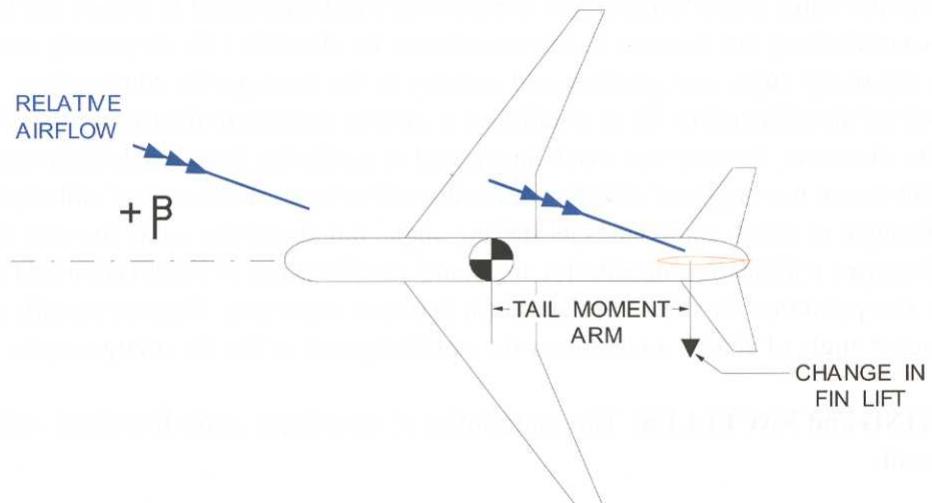


kullanımı daha yaygındır.

DİKEY STABİLİZE: Dikey stabilize (fin) uçağın istikametsel kararlılığının en önemli kaynağıdır. Şekil: 04.00.52 de görüldüğü gibi, uçağın herhangi bir yana kayma durumunda dikey stabilizerin húcum açısı değişecektir. Dikey stabilizedeki taşıma kuvvetindeki (yan kuvvet) değişiklik hava aracında, CG etrafında, hava aracını nispi hava akışına doğru sapma yaptıracak bir sapma momenti meydana getirir. Dikey stabilizerin statik istikamet kararlılığına katkısı, dikey stabilizerin taşıma kuvvetine ve yine dikey stabilizerin moment koluna bağlıdır. Moment kolu kararlılık yaratılmasında çok etkili bir faktördür.

Sabit stabilizelerin etkinliği büyüyen yana kayma açısı ile artar, bu nedenle, gövdede sabit stabilizelerin olması, büyük yana kayma açılarında gövdeye kararlık verir.

Sabit stabilizeler uçağa tam bir istikametsel statik kararlılık sağlarlarken, üst yüzeye takılan sabit stabilize enlemsel kararlılığı olumlu alt yüzeye takılan sabit stabilize ise olumsuz katkıda bulunur. Bu yüzden üst yüzeye takılan sabit stabilize



Şekil: 04.00.52

Dikey stabilizerin istikametsel kararlılığına olan katkısı, belli bir húcum açısında (yana sapma açısı) ne kadar taşıma kuvveti (yan kuvvet) üretebildiğine bağlıdır. Dikey stabilizerin etkinliği yüzey alanı ile doğrudan bağlantılıdır. Gerekli istikametsel kararlılık, dikey stabilize alanının artırılması ile elde edilebilir. Ancak, artırılan yüzey alanı parazit geri sürüklemeye artırarak bir dezavantaj yaratacaktır. Dikey stabilizerin taşıma kuvveti grafiğinin eğimi, dikey stabilizedeki taşıma kuvvetinin húcum açısından değişimlere karşı ne kadar hassas olduğunu gösterir. Dikey stabilize için yüksek bir taşıma kuvveti grafiği eğimi arzu edilmesine rağmen, yüksek açıklık oranı kullanımı pratik veya arzu edilir değildir, (bükkülme, daha az kritik açı, hangar tavanındaki kısıtlamalar). Yüzeyin stol açısı, normal yana sapma açılarında stolun oluşarak dikey stabilizerin etkinliğini kaybetmesini önlemek amacıyla, yeterince büyük olmalıdır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 44/61
---	--	---	---

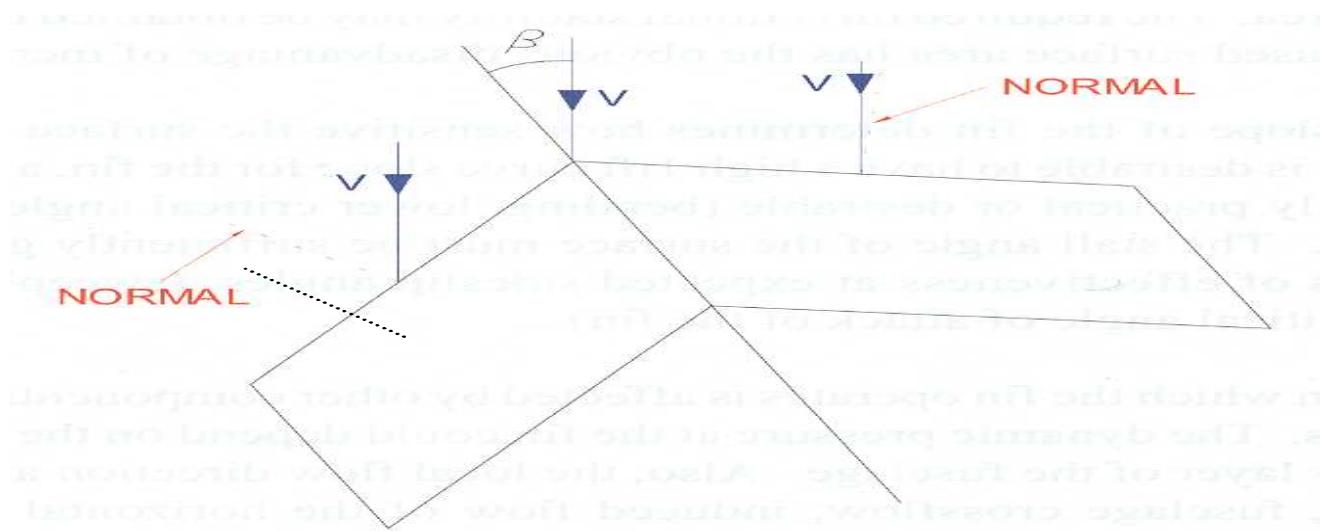
Dikey stabilize içinde çalıştığı akış alanı, kuvvet etkileri gibi, hava aracının diğer komponentlerinden de etkilenir. Dikey stabilizedeki dinamik basınç, pervanenin rüzgarından veya gövdenin sınır tabakasından etkilenir. Keza, dikey stabilizedeki akış istikameti, kanat anaforlarından (wing wake), gövde üzerindeki akımdan, yatay stabilizerin indüklenmiş akışından (induced flow) veya pervane rüzgarının istikametinden (muzdevice) de etkilenir. Bu faktörlerin her biri, dikey stabilizerin istikametsel kararlılığına etki edeceği göz önüne alınmalıdır.

Yüksek monteli bir kuyruk takımı "T-kuyruk", kanat ucu levhası etkisi yaparak dikey stabilizerin daha etkili olmasını sağlar.

Kararsızlık etkisi yaratan gövde ile mukayese edildiğinde, dikey stabilize daha az bir yan kuvvet üretir. Fakat, etki noktası CG den çok uzakta olduğundan dikey stabilizerin ürettiği sapma momenti nispeten daha büyük olur ve gövde-dikey stabilize birleşimi, toplam olarak bakıldığından, kararlı durumdadır. Dikey stabilizerin dengeleyici etkisi, prensip olarak, üst yüzey ve alt yüzey sabit olduğu gibidir. Bununla birlikte, boyut olarak daha büyük olduğundan, özellikle de daha yüksek açılıklık oranına sahip olduğundan düşük yana kayma açılarında da etkilidir. Dikey stabilize kendisini stola yaklaştıracak yana kayma açılarına kadar olan tüm yana kayma açılarında etkili olmaya devam eder. Ancak dikey stabilize stol olduktan sonra, dikey stabilize dengeleyici özelliğini kaybeder. Tam bu noktada üst yüzey veya alt yüzey sabit stabilizelerinin (dorsal veya ventral fin) önemi artar. Çünkü bunlar daha yüksek hücum açılarında stol olur ve büyük yana kayma açılarında, dikey stabilize stol olduğunda dikey stabilizerin rolünü üstlenir.

KANAT ve MOTOR YATAKLARI: Kanadın statik istikametsel kararlılığına katkısı genellikle azdır.

- a) Düz kanadın tek başına katkısı genellikle önemsizdir.
- b) Geriye meyilli ok kanat C_L deki artışlarla artan dengeleyici etki gösterir.
- c) Kanat üzerindeki motor yatakları, büyülüklük ve konumlarına ve kanat planform şecline bağlı olarak katkıda bulunurlar. Düz bir kanat üzerinde, genellikle kararsızlık yönünde etki yaparlar.



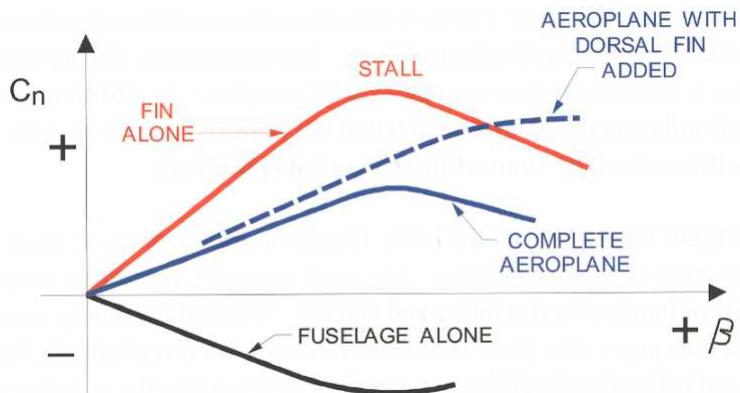
Şekil: 04.00.53

Bir ok kanat, geriye doğru eğikliğine bağlı olarak kararlılık yönünde bir katkı temin eder fakat, katkı uçağın diğer parçaları ile mukayese edildiğinde nispeten zayıftır. Şekil: 04.00.53 te görülen ok kanadı ele alalım.

Sağ ön kanadın nispi hava akışına geliş açısı diğerine göre daha büyütür, böylece daha fazla taşıma kuvveti üretir ve bu nedenle sağ tarafta daha fazla indüklenmiş geri sürükleme meydana gelir, (sağ ön kanatta artan taşımancının etkisi, enlemsel statik kararlılık değerlen-dirildiğinde ele alınacaktır). Bu uyumsuzluğun sonucu, kanatların iki tarafındaki sürtünme farklılığı, sağ tarafa doğru sapma momenti

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 45/61
---	--	---	---

yaratacak ve bu da, yana sapmayı gidermeye yönelik bir etki olacaktır. Bu bir kararlılık etkisidir ve kanadın geriye meyil açısı çok büyükse önemli olabilir.



Şekil:04.00.54 bir hava aracının istikametsel kararlılığına, dikey stabilize ve kanadın katkılarını ayrı ayrı göstermektedir. β - C_n , grafiğinde görüldüğü gibi gövdenin katkısı dengesizlik yönündedir fakat, büyük yana kayma açılarında kararsızlık azalır. Dikey stabilize tek başına, yüzeyin stol olduğu noktaya kadar yüksek oranda dengeleyicidir. Dikey stabilizerin katkısı, komple hava aracını (kanat–gövde–dikey stabilize birleşiminin) kararlı hale getirecek derecede büyük olmalıdır.

Şekil: 04.00.54

Üst yüzey sabit stabilize, dikey stabilizerin stol olmasına neden olacak kadar büyük açıdaki yana kaymalarda istikametsel kararlılığı koruyacak önemli bir etkiye sahiptir.
Uçağa üst yüzey sabit stabilize eklenmesi büyük yana kayma açılarında da istikametsel kararlılığını korunmasını iki yolla sağlar;

- En az belirgin fakat en önemli etkisi, büyük yana kayma açılarında gövde kararlılığındaki büyük artışıtır.
- İlaveten, dikey stabilizerin etkili açıklık oranını azaltılır ki bu durum yüzeyin stol açısını artırır.

Bu iki etki ile üst yüzey sabit stabilize (dorsal fin) çok kullanışlı bir araçtır. Geriye meyilli ok şeklinde dikey stabilizerin taşıma kuvvet grafiğinin eğiminin düşük olması da stol açısını yükseltir ve dikey stabilizerin daha büyük yana sapma açılarında stol olmasını sağlar.

TAKAT ETKİSİ (POWER EFFECT): Güçün statik istikametsel kararlılığına etkisi, statik boylamsal kararlılığına etkisi ile aynıdır. Güçün doğrudan etkisi pervane yüzeyindeki dik kuvvetle sınırlanmıştır ve tabii ki pervane CG nin önüne yerleştirilmiş ise kararsızlık yaratacak şekildedir. İlaveten, pervane rüzgarı gövde çevresinde helezoni şekilde hareket eder ve bu durum dikey stabilizede yana hava akışı ile sonuçlanır (saat istikametine dönen pervanede soldan). Güç ile indüklenmiş hava hızlarının ve dikey stabilizedeki değişen akış yönlerinin dolaylı etkisi, pervane ile çalışan hava araçları için oldukça önemlidir ve büyük miktarda istikametsel trim değişiklikleri gerektirir. Boylamsal kararlılıkta olduğu gibi, jet motorlu hava araçları için bu dolaylı etkiler önemlidir.

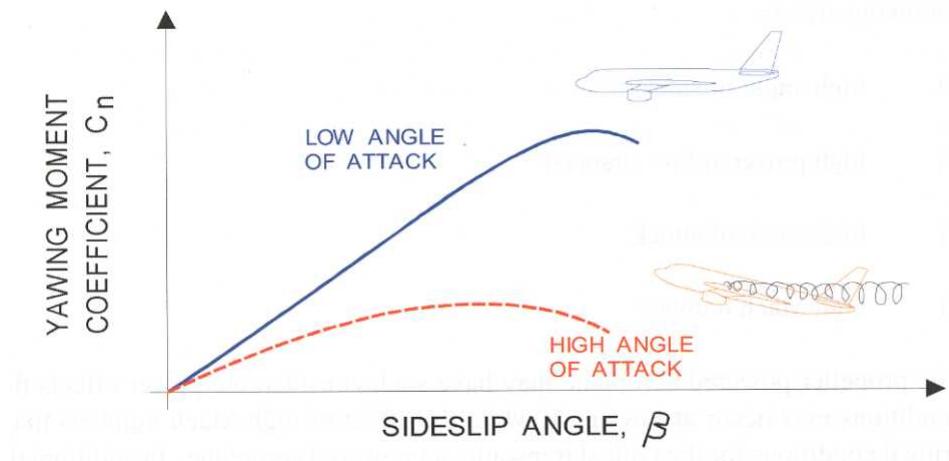
Güçün, statik istikametsel kararlılığı doğrudan ve dolaylı etkileri pervaneli hava araçlarında çok fazla ve genellikle jet uçaklarında daha azdır. Her iki durumda da, güç genel olarak kararsızlık yönünde etki yapar ve en büyük etki yüksek güç ve düşük dinamik basınçta meydana gelir.

KRİTİK DURUMLAR: Statik istikametsel kararlılığın en kritik durumu genellikle çeşitli ayrı etkilerin kombinasyonudur. En kritik durumu meydana getiren kombinasyon daha çok hava aracının tipine bağlıdır. İlaveten, enlemsel ve istikametsel etkiler birbirleri ile bağlantılı olabilir ve gerekli statik istikametsel kararlılık bu iki etkinin bağlantıları ile belirlenebilir.

AĞIRLIK MERKEZİ KONUMU: Ağırlık merkezinin konumu, statik istikametsel kararlılık üzerinde nispeten önemlidir etkiye sahiptir. Herhangi bir hava aracının CG konumunun olağan aralığı, boylamsal kararlılık ve kontrol limitlerine göre belirlenir. CG nin bu aralık içerisinde hareketi, dikey stabilize, gövde, motor yatakları v.s. nin katkısında önemli bir değişiklik meydana getirmez. Bu nedenle, statik istikametsel kararlılığı, CG konumunun boylamsal limitler içerisinde değişmesi ile etkilenmez.

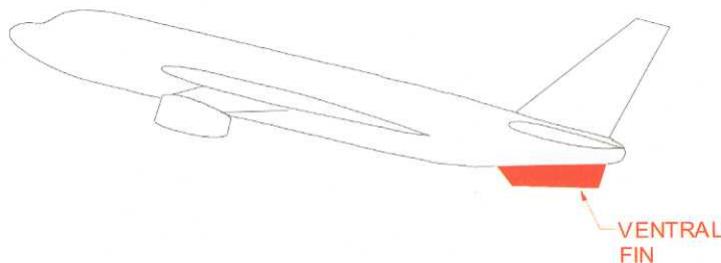
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 46/61
---	--	---	---

Hava aracı yüksek hıcum açısında iken statik istikametsel kararlılığında bir azalma beklenebilir. Şekil: 04.00.55 te görüldüğü gibi yüksek hıcum açısı, β -C_n grafiğinin eğimini azaltır. Statik kararlılığının azalmasında, dikey stabilize etkinliğinin azalmasının büyük payı vardır. Yüksek hıcum açılarda, dikey stabilizenin etkinliğinin azalmasının nedeni gövde sınır tabakasının dikey stabilize üzerinden geçişindeki artışıtır. Hıcum açısı ile istikametsel kararlılıkta bozulma, yüksek taşıma katsayısını elde etmek için yüksek hıcum açısı gerektiren geriye meyilli kanatlı hava araçlarında daha belirgin bir şekilde görülür.



Şekil: 04.00.55

İstikametsel kararlılığı bu gibi durumlarda ilave katkıda bulunabilmesi için gövdeye şekil: 04.00.56 deki gibi gövde altı sabit stabilize (Ventral fin) ilave edilebilir. İniş klerans limit gereksinimleri onların ölçülerini sınırlayabilir, içeri alınır şekilde olmalarını gerektirebilir veya tek bir büyük ventral fin yerine iki daha küçük fin takılması gerekebilir.



Şekil: 04.00.56

Statistik: Metsel kararlılığının en kritik durumları, aşağıdaki etkilerin bazı birleşimlerinde oluşacaktır.

- 1) Yüksek yana sapma açısı,
- 2) Düşük hızda yüksek güç,
- 3) Yüksek hıcum açısı,
- 4) Yüksek Mach sayısı.

Güçünü pervaneden alan hava araçları, transonik jet motorlu hava araçlarında yüksek mach sayısının kritik durumlar meydana getirdiği gibi, düşük hızlarda kritik durumlarla karşılaşabilirler. Buna ilaveten enlemsel ve istikametsel etkilerinin birleşmesi de belirli bir derecede istikametsel kararlılık gerektirebilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 47/61
---	--	---	---

04.00.30 ENLEMSEL DENGE VE KONTROL

Bir hava aracının statik enlemsel kararlılığı, yana kaymadan dolayı oluşan yatış (rolling) momentlerini kapsar. Eğer bir hava aracı, düz uçuşu esnasında bir yatış hareketine maruz kaldığında bir yana sapma ve o yana sapmadan ötürü de ilk baştaki yatış hareketine ters bir yatış momenti üretiyorsa, enlemsel kararlılık için uygun momentler üretebiliyor demektir. Şüphesiz, sapma statik istikametsel dengeye bağlı sapma momentleri de oluşturacaktır, ancak statik enlemsel kararlılık sadece yatış momentleri ve yana sapma arasındaki ilişkiyi içermektedir.

TANIMLAR :

Eksen sisteminde pozitif yatış, "L", uçağın sağ kanadının aşağı-doneceği şekilde tanımlanmıştır. Diğer aerodinamik veriler gibi, yatış momentini de katsayı şeklinde incelemek uygun olacaktır. Böylece, enlemsel denge; ağırlık, irtifa ve hızdan bağımsız olarak değerlendirilebilir.

Yatış momenti, "L", aşağıdaki eşitlikler ile katsayı olarak tanımlanabilir;

$$L = C_l Q S b$$

Veya

$$C_l = \frac{L}{Q S B}$$

Burada;

L = Yatış momenti (pozitif sağa doğru)

Q = Dinamik basınç

S = Kanat alanı

b = Kanat açıklığı

C_l = Yatış momenti katsayısı (pozitif sağa doğru)

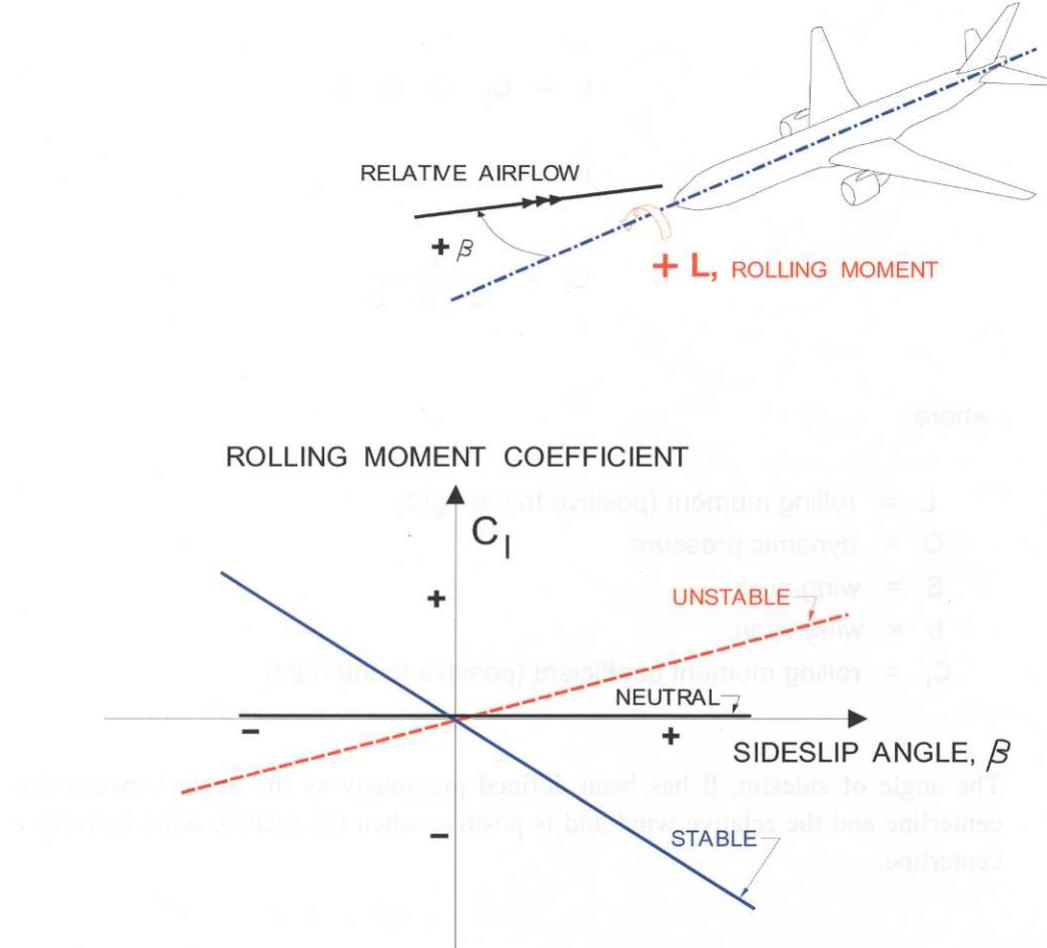
Yana sapma açısı β ; daha önce tanımlandığı gibi uçağın merkez hattı ile nispi rüzgar arasındaki açıdır ve nispi rüzgar merkez hattının sağında olduğu zaman pozitiftir.

04.00.31 STATİK ENLEMSEL DENGE

Statik yanal denge şekil:04.00.57 de gösterilen roll moment katsayısı "C_l" in kayış açısı " β " ile ilişkisini gösteren grafik ile izah edilebilir. Eğer pozitif yana kayma açısından uçak üzerinde negatif bir yatış momenti oluşuyorsa uçakta enlemsel denge var demektir. Böyle bir durumda nispi rüzgar sağdan geldiği zaman ($+ \beta$), sola yatış momenti (-C_l) oluşur ve uçağı sola doğru döndürmeye yönelik bir etki yapar. L – grafiğinin eğimi negatif ise enlemsel kararlılık var demektir ve bu eğimin büyülüğu enlemsel kararlılığın derecesini belirleyecektir. Şayet eğrinin eğimi sıfır ise nötr enlemsel kararlılık, pozitif ise enlemsel kararsızlık söz konusu olacaktır.

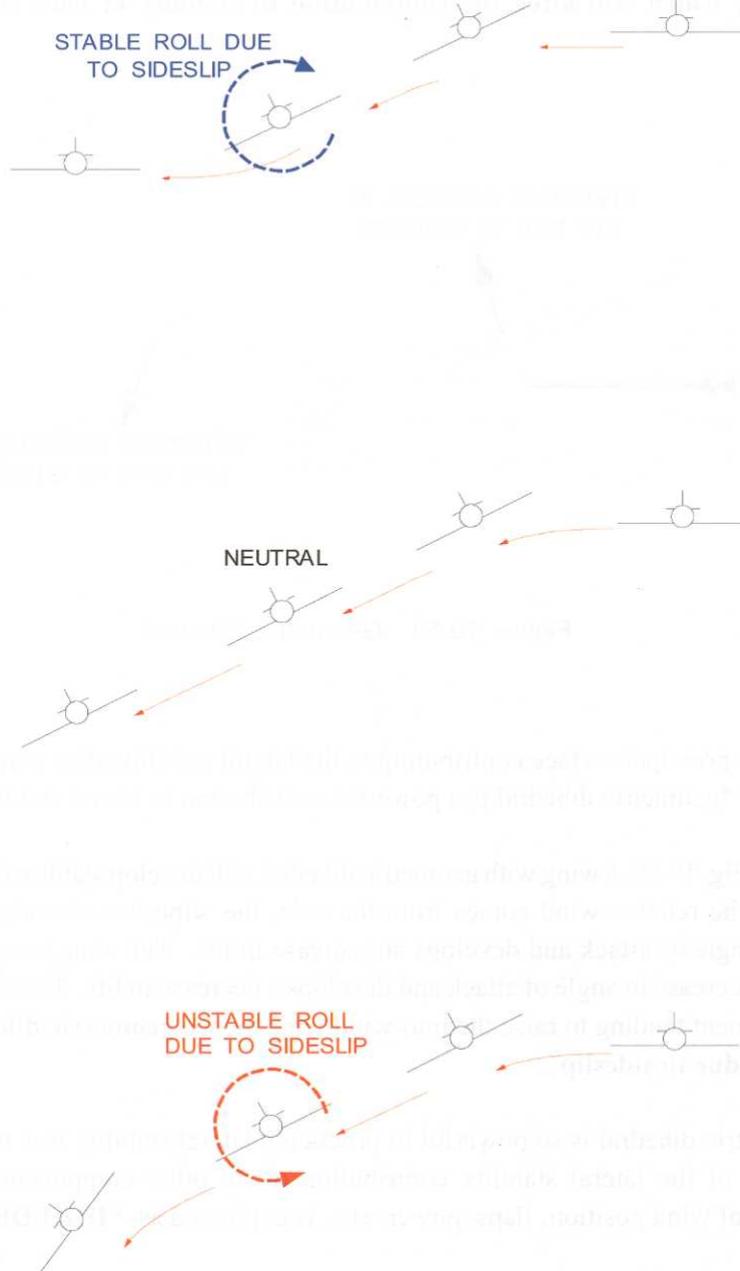
Statik yatay kararlılığın sağlanması arzu edilen bir durumdur (sapmaya bağlı olarak uygun roll durumu), Şekil: 04.00.58. Bununla beraber yatay dengenin derecesi bir çok faktöre bağlıdır. Yana sapmadan dolayı oluşacak aşırı yatış, kalkış ve inişte yan rüzgar zorluğunu yaratacak, bu da uçağın istikametsel hızı ile salınım yaratacak bir birleşime neden olabilir. Bunlara ilaveten, yüksek enlemsel kararlılık ters sapma ile birleşerek yatış performansını engelleyebilir. Genellikle, göreceli olarak düşük veya zayıf enlemsel kararlılık ile iyi kumanda özellikleri elde edilebilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 48/61
---	--	---	---



Şekil: 04.00.57

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 49/61
---	--	---	---

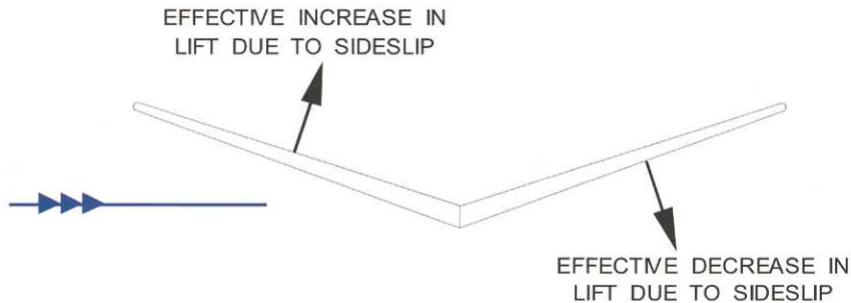


Şekil: 04.00.58

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 50/61
---	--	---	---

04.00.32 UÇAK KOMPONENTLERİNİN KATKISI

Uçakta enlemsel dengenin sağlanmasımda etkisi olan her komponent incelenmelidir. Uçaktaki dengeyi etkileyen her bir komponent kendi arasında da etkileşime girer ve uçağa olan etkileri farklılaşır.



Şekil: 04.00.59 Geometrik Dihedral

KANAT (WING): Enlemsel kararlılığa katkıda bulunan başlıca yüzey kanattır. *Geometrik dihedral etkisi enlemsel kararlılığa önemli bir katkıda bulunur.

Şekil: 04.00.59 da görüldüğü gibi, geometrik dihedralı olan bir kanat yana sapma sonucunda kararlılık yönünde bir roll momenti oluşturacaktır. Eğer yandan bir rüzgar gelirse, rüzgar tarafından kanatta hücum açısı artacak ve bununla beraber taşıma kuvveti de artacaktır. Diğer kanatta ise hücum açısı azalacak ve dolayısıyla taşıma kuvveti de azalacaktır. Taşıma kuvvetindeki değişimler, yatis momenti yaratarak rüzgar tarafından kanadı yükseltir. Böylece sapmalarda geometrik dihedral denge durumuna katkıda bulunacak yatis momenti yaratır.

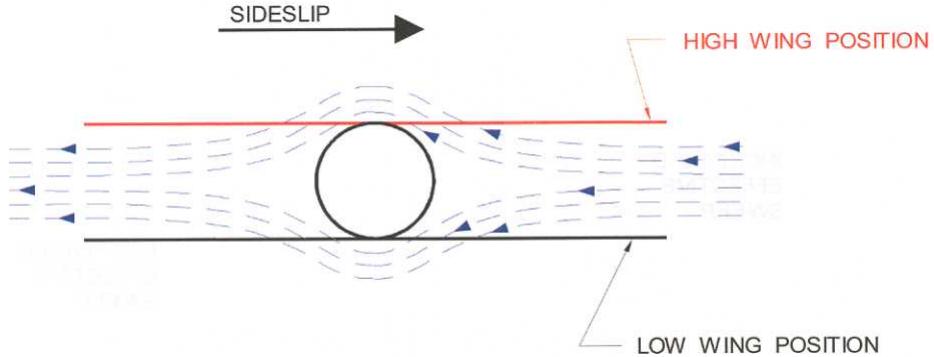
Geometrik dihedralın enlemsel kararlılığa etkisi çok güçlü olduğundan, kanat konumu, flaplar ve güç gibi bütün diğer komponentlerin katkısı Dihedral Etkisi olarak ifade edilir.

***GEOMETRİC DİHEDRAL:** Uçak düz ve ufki durumda iken kanadın ufuk ile arasındaki açıdır. Kanat ufkun üzerinde ise pozitiftir, şekil: 04.00.59. Bazı uçaklarda negatif geometrik dihedral kullanılır ve bunlar anhedral olarak tanımlanır.

KANAT KONUMU: Aerodinamik yan kuvvetin, gövde üzerindeki etkisine bağlı olarak gövdenin kendi başına kararlılığı katkı genellikle oldukça azdır. Bununla beraber kanat, gövde, kuyruk kombinasyonunun etkisi, kanadın gövde üzerindeki konumunun etkisinin çok fazla olmasından dolayı, çok büyütür. Ortaya yerleştirilmiş bir kanat, genellikle yalnız başına olan kanattan farklı olmayacak bir dihedral etkisi oluşturacaktır. Şekil: 04.00.60 kanat konumunun statik enlemsel denge üzerindeki etkisini göstermektedir.

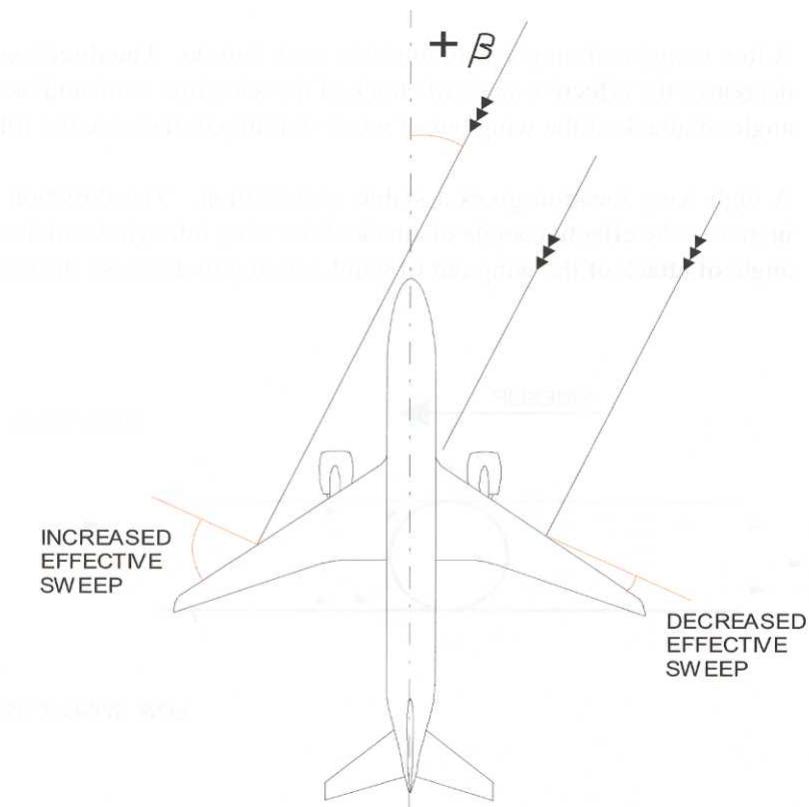
- Alçak seviyeye yerleştirilmiş bir kanat kararsızlık yönünde bir etki yapacaktır. Gövdenin hava akımına etkisinden dolayı hücum açısı rüzgarın geldiği yönde kanatta düşecek, diğer kanatta ise artacaktır. Bu da yatis momentinin daha da artarak statik kararsızlık oluşumuna neden olacaktır.
- Yüksek seviyeye yerleştirilmiş bir kanat ise kararlılık yönünde bir katkı yapacaktır. Gövdenin hava akımına etkisinden dolayı hücum açısı rüzgarın geldiği yönde kanatta artacak, diğer kanatta ise azalacaktır. Bu da yatis momentinin azalarak statik kararlılık oluşumuna neden olacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 51/61
---	--	---	---



Şekil: 04.00.60

Gövde üzerindeki kanadın konumunun dihedral etkisi çoktur ve aşağı monte edilmiş kanat konfigürasyonlarında dikkate değer bir dihedral açısına ihtiyaç duyulacaktır. Yüksek bir kanat ise genellikle geometrik dihedrale gereksinim duymayacaktır.

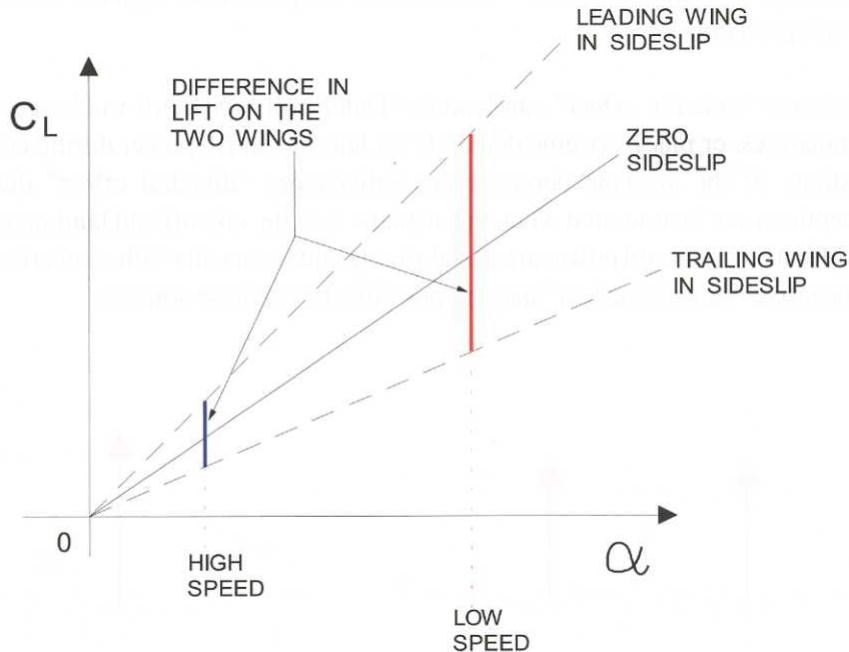


Şekil: 04.00.61

SWEEPBACK (geriye doğru ok kanat): Geriye doğru ok kanatlarının yapısal durumu nedeni ile dihedral etkiye katkılar oldukça önemlidir. Şekil: 04.00.61 ve 62 de görüleceği üzere, kanat pozitif bir taşıma kuvveti katsayısına sahipken, rüzgarın geldiği taraftaki kanada rüzgarın geliş açısı artacak ve buna bağlı olarak taşıma kuvveti de artacak, diğer kanatta ise tam tersi bir durum olacak ve taşıma kuvveti azalacaktır. Sonuç olarak kanadın düz duruma gelmesine yönelik negatif bir yarış momenti ortaya çıkacaktır. Bu şekildeki ok kanatları, pozitif bir dihedral etki yaratacaklardır. İleri ok açılı kanatlar ise negatif bir dihedral etki verecektir.

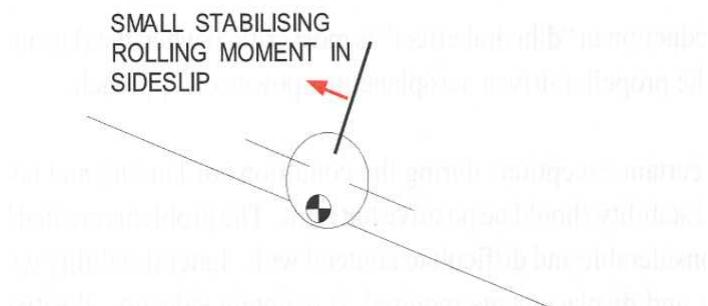
	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 52/61
---	--	---	---

Sweepback'in, dihedral etkiye katkısı; sweepback açısına bağlı olduğu kadar kanadın taşıma kuvvet katsayısı da bağlıdır. Yüksek süratteki uçuşlar büyük miktarda sweepback istediginden, bu tip uçaklarda düşük süratlerde (yüksek C_L) aşırı yüksek dihedral etki olacaktır. Ok kanatlı uçaklar, düz kanatlı uçaklardan daha az geometrik dihedrale ihtiyaç duyarlar.



Şekil. 04.00.62

Dikey stabilize de az miktarda dihedral katkı sağlayabilir. (Şekil: 04.00.63). Eğer dikey stabilize büyük ise, yana sapma nedeni ile oluşan yan kuvvet, önemli bir sapma momenti katmasına ilaveten yatış momenti de oluşturabilir. Dikey stabilizerin enlemsel statik kararlılığı katkısı çok küçütür.

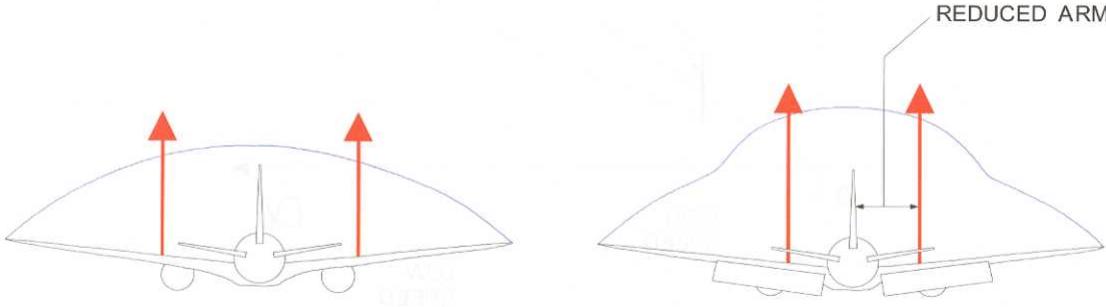


Şekil: 04.00.63 Dikey stabilizerin etkisi

Genellikle, dihedral etkisinin çok büyük olmaması gereklidir çünkü, yana sapmadan dolayı oluşan yüksek roll bazı problemler yaratabilir.

Aşırı dihedral etki, "Dutch roll" a sebebiyet verebilir ki bu, yatış manevralarında oldukça zor pedal koordinasyonu veya iniş/kalkışlardaki yan rüzgarlı şiddetli yanal kontrol gücü ihtiyacı, anlamına gelir. Şayet uçak seyir anında yeteri kadar dihedral etki gösteriyor ise, iniş ve kalkış konfigürasyonunda bazı istisnalar tolere edilebilir. Gecen ve flapların etkisi negatif olduğu ve dihedral etkiyi azalttığı için bu kaynaklardan belli bir miktar negatif dihedral etki gelebilir.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 53/61
---	--	---	---



Şekil: 04.00.64 Yarım kanat açılığına sahip flaplar enlemsel kararlılığı azaltır

Flapların indirilmesi, kanadın iç bölümünün nispeten daha etkili olmasını ve bu da taşıma kuvvetinin ağırlık merkezine doğru daha küçük bir moment koluna sahip olmasına sebep olur, (Şekil: 04.00.64). Böylece yana sapmadan dolayı kanat taşıma kuvvetindeki değişimler gövdeye daha yakın yerlerde oluşur ve dihedral etki azalır.

Güçün dihedral etki üzerindeki etkisi jet uçaklarında göz ardı edilebilir fakat pervaneli uçaklarda dikkate alınmalıdır. Yüksek takat ve düşük hızlardaki pervane hava akımı kanadın iç kısımlarını daha etkili yapar ve "dihedral etkiyi" azaltır.

Flap ve güç etkisi birleştiğinde dihedral etkideki azalma çok ciddidir. (Örneğin; pervaneli bir uçağın motorlar açık yaklaşması).

İniş ve kalkış durumlardaki bazı istisnalar dışında enlemsel kararlılık pozitif ancak hafif olmalıdır. Aşırı dihedral etkilerinden dolayı oluşan problemler ciddi düzeyde ve üstesinden gelinmesi zordur. Enlemsel kararlılık, pilota lövye kuvveti ve sapmaya engel olacak kumanda hareketleri ile hisseltirecektir. Pozitif lövye kuvveti kararlılığı ise kontrollü yana sapmalarda gerekecek lövye kuvvetleri ile kendini hisseltirecektir.

SONUÇ: Dizayncılar ikilem içindedirler. Ok kanatlı (sweepback) uçaklar, uçuşta sürati artırmak amacıyla dizayn edilirler fakat, bunların bir yan etkisi de statik yatay kararlılıktır. Sweepback kanatlar düz kanatlara nazaran daha az geometrik dihedrale ihtiyaç duyarlar. Gövdenin üst kısmına monteli bir kanat için gereksinim varsa ilave bir dihedral etki oluşacaktır. Yukarı monte edilmiş ok kanatlar aşırı bir dihedral etki yaratabilirler. Bu takdirde dihedral etkiyi istenen seviyeye düşürmek için de anhedral kullanılacaktır.

04.00.33 ENLEMSEL DİNAMİK ETKİLER

Daha önceki tartışmalarda uçağın yana sapmaya verdiği enlemsel ve istikametsel tepkiler ikisi hakkında da detaylı bir çalışma yapabilmek amacıyla ayrı ayrı olarak ele alınmıştır. Bununla beraber uçak sapmaya başladığında enlemsel ve istikametsel tepkiler birleşecektir. Sapmaya karşı aynı anda yatis ve sapma momentleri oluşacaktır.

Enlemsel dinamik kararlılığı etkileyen temel etkiler şunlardır:

1. Sapma nedeni ile oluşan yatis momenti veya dihedral etki (statik enlemsel denge),
2. Sapma nedeni ile oluşan sapma momenti veya statik istikametsel denge.

04.00.34 HELEZONİK AYRILMA (SPIRAL DIVERGENCE)

Statik istikametsel kararlılık, dihedral etkiye oranla çok büyüğünde “helezonik ayrılma” ortaya çıkacaktır.

Helezonik ayrılma karakteri şiddetli değildir. Uçağın düz ve ufki uçuş durumu bozulduğu zaman, spiral dalışa doğru kademeli olarak artan yavaş bir spiral harekete başlayacaktır. Düşük düzeyde bir yan rüzgara maruz kalındığında, kuvvetli istikametsel kararlılık uçağın burnunu rüzgara doğru döndürecek bu

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 54/61
---	--	---	---

durumda rüzgarın şiddet ve yönüne bağlı olarak kayış meydana gelecek, nispeten zayıf dihedral etki uçağı yatay olarak dengelemek için geç kalacaktır.

Spiral hareketin şiddeti genellikle azdır ve pilotun kolaylıkla kontrol altına alabileceği bir harkettedir.

04.00.35 DUTCH ROLL

Dihedral etkinin statik istikametsel kararlılığı nazaran daha şiddetli olduğu durumlarda dutch roll oluşur. Dutch roll, salınım yaratan doğasından dolayı istenmeyen, enlemsel ve istikametsel salınımların birleşmiş halidir.

Bir yana sapma ile karşılaşıldığında, rüzgarın geliş yönündeki kanatta taşıma kuvvetinin dihedral etkiye bağlı olarak artması ile uçak yatış hareketine geçecektir. Yükselen kanatta artan indüklenmiş geri sürüklendirme, uçağı ters tarafa doğru saptıracak ve birleşmiş salınımı tersine çevirecektir.

Dutch roll'a meyilli bir uçak sapma damper'i ile düzelttilir. Bu, oluşan sapma hızına göre rudder'ı otomatik olarak hareket ettirerek salınımları söndürür.

Şayet uçuşa yaw damper arızalanır ise pilota kanaatçıkları kullanarak gerekli düzeltmeleri vermesi tavsiye edilir. Verilecek tepkideki gecikme nedeni ile şayet pilot rudder'ı kullanır ise, pilot salınımı artıracak ve neticesinde Dutch Roll da ani bir artış olacak ve bunun sonucunda da uçak kontrolden çıkacaktır.

Dutch Roll kabul edilemez ve şayet sapma oranı çok az ise spiral sapma tolere edilebilir. Bundan dolayı dihedral etki tatmin edecek seviyede enlemsel kararlılık yaratacak düzeyden daha çok olmamalıdır.

Şayet statik istikametsel kararlılık istenmeyen "dutch roll"u önlemek için yeterli düzeyde ise otomatik olarak istikamet sapmayı önlemek için yeterli düzeyde olacaktır.

Uçağın kullanım özelliklerinin kalitesi daha çok yüksek düzeyde statik istikametsel kararlılığı ve yeterli olacak minimum düzeyde dihedral etki gerektirdiğinden, birçok uçak hafif düzeyde helezonik hareket eğilimi gösterir. Daha önce de belirtildiği gibi zayıf bir spiral meyil, pilot için çok problem yaratmaz ve "dutch roll" a tercih edilir.

Bir uçağın enlemsel dinamiklerine, kanat geri çekikliğinin (Sweepback) etkisi oldukça çoktur. "Sweepback" in dihedral etkisi taşıma kuvveti katsayısının bir fonksiyonu olduğu için, dinamik karakteristikler, uçuşun çeşitli hızlarında değişimdir.

Ok kanatlı bir uçakta C_L düşük olduğunda dihedral etki küçütür ve spirale yönleniş belirgin düzeyde olabilir. Ok kanatlı uçak yüksek C_L de olduğunda ise dihedral etki artacak ve "Dutch roll" salınımına olan eğilim artacaktır.

04.00.36 PILOT TARAFINDAN İNDÜKLENMİŞ SALINIMLAR (PIO)

Kontroldeki bazı dikkatsiz hareketler belli bazı arzu edilmeyen hareketleri doğurabilir. En önemli durumlar kısa periyotlu boylamsal hareketler sırasında pilotun tepkilerindeki geri kalmadan dolayı kararsız salınımların oluşmasıyla olur. "Pilot-kontrol sistemleri-uçak" kombinasyonundaki muhtemel birleşimler fiziksel zarara yol açabilecek uçuş yükleri ve uçağın kontrol kaybına yol açabilir.

Pilotun reaksiyonundaki ve kontrol sistemlerindeki gecikmeler uçak hareketleri ile birleştiğinde, pilot tarafından uygulanacak istenilmeyen kontrol reaksiyonları salınımın büyümesine neden olarak dinamik kararsızlık oluşturacaktır.

Kısa periyotlu hareketler nispeten yüksek frekansa sahip olduğundan, yunuslama salınımdaki büyümeye umulmayacak kadar kısa sürede çok tehlikeli bir düzeye ulaşabilecektir.

Pilot tarafından indüklenmiş bir salınım ile karşılaşıldığında, en etkili çözüm, kontrollerin derhal serbest bırakılmasıdır. Kontrollere yapılacak her türlü müdahale teşebbüsü salınımın büyümesini devam ettirir. Kontrollerin serbest bırakılması istenmeyen dengesiz etkileri ortadan kaldırır ve uçağın kendi tabiatında bulunan dinamik kararlılığı sayesinde denge durumuna dönecektir.

04.00.37 YÜKSEK MACH SAYISI

Genellikle yüksek Mach sayısı ile uçuş yüksek irtifalarda olur ve bunun için yüksek irtifa etkileri ayrı olarak ele alınmalıdır. Aerodinamik kararlılık, uçağın yunuslama, yatış ve sapma hareketleri sonucunda oluşan momentlerden dolayı oluşur. Bu momentler; kuyruk hücüm açısı, kanat, fin yüzeylerindeki açısal dönüşlerdeki değişimler ile ortaya çıkarlar (Şekil: 04.00.35 e bak).

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 55/61
---	--	---	---

Yüksek irtifa uçuşlarında daha büyük bir TAS ile uçulduğundan hücum açısından değişimler daha azdır ve aerodinamik kararlılık da daha az olur. Asıl olarak aerodinamik kararlılık, TAS'ın EAS'ye oranı gibi, göreceli yoğunluğun karekökü ile orantılıdır. Dolayısıyla 40.000ft ISA irtifasında aerodinamik kararlılık, ISA deniz seviyesindeki değerinin yarısına düşmüş olacaktır.

04.00.38 MACH TRIM

Hız, kritik Mach sayısının (M_{CRIT}) üzerine çıktığında, ok kanadın kökünde başlayan şok dalgası oluşumları;

- a-) CG nin ilerisinde taşıma kuvvetini azaltacak ve,
- b-) Kuyruktaki aşağı akımları azaltacaktır.

Bu faktörler müstereken burun aşağı yunuslama momenti yaratacaktır. Yüksek Mach sayılarında, uçak hızı karşı dengesizleşecektir; hız arttığında gerekli olan itme kuvveti yerine hızın daha artmasını engellemek için bir çekme kuvvetine ihtiyaç duyulacaktır. Bu durum potansiyel bir tehlikedir. Mach sayısındaki az bir artış burun aşağı pitch oluşturacaktır, dolayısıyla da mach sayısını daha da artıracaktır. Bu durum da bir döngü olarak burun aşağı pitch momentinde artmaya sebep olur. Bu tercih edilmeyen yüksek hız karekteristiği "Mach Tuck", "Yüksek hız Tuck" veya "Tuck Under" olarak bilinir ve yüksek süratli modern nakliye uçaklarında maksimum çalışma hızını limitlendirebilir.

Yüksek mach sayısında lövye kuvveti gradyanını istediği gibi devam ettirmek için, mach trim sistemi uygulanmalıdır. Bu sistem mach sayısına hassastır ve;

- a-) Elevatorü yukarı saptırabilir.
- b-) Değişken açılı yatay stabilizerin geliş açısını azaltabilir.
- c-) Kanatlardaki yakıt daha arkadaki bir depoya transfer ederek CG konumunu arkaya doğru kaydırabilir.

Trim değişikliği, beklenenden bir miktar daha fazla olabilir. Bu sayede yüksek Mach sayılarında istenilen lövye kuvvet gradyanı elde edilebilir.

İmalatçılar tarafından hangi trim metodu kullanılsrsa kullanılsın, Mach trim sistemi boyolamsal trimi ayarlayacak ve sadece yüksek Mach sayılarında çalışacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 56/61
---	--	---	---

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. An aeroplane which is inherently stable will:
 - a) require less effort to control.
 - b) be difficult to stall.
 - c) not spin.
 - d) have a built-in tendency to return to its original state following the removal of any disturbing force.
2. After a disturbance in pitch an aircraft oscillates in pitch with increasing amplitude. It is:
 - a) statically and dynamically unstable.
 - b) statically stable but dynamically unstable.
 - c) statically unstable but dynamically stable.
 - d) statically and dynamically stable.
3. Longitudinal stability is given by:
 - a) the fin.
 - b) the wing dihedral.
 - c) the horizontal tailplane.
 - d) the ailerons.
4. An aircraft is constructed with dihedral to provide:
 - a) lateral stability about the longitudinal axis.
 - b) longitudinal stability about the lateral axis.
 - c) lateral stability about the normal axis.
 - d) directional stability about the normal axis.
5. Lateral stability is reduced by increasing:
 - a) Anhedral.
 - b) Dihedral.
 - c) Sweepback.
 - d) Fuselage and fin area.
6. If the wing AC is forward of the CG:
 - a) changes in lift produce a wing pitching moment which acts to reduce the change of lift.
 - b) changes in lift produce a wing pitching moment which acts to increase the change of lift.
 - c) changes in lift give no change in wing pitching moment.
 - d) when the aircraft sideslips the CG causes the nose to turn into the sideslip thus applying a restoring moment.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 57/61
---	--	---	---

7. The longitudinal static stability of an aircraft:
- a) is reduced by the effects of wing downwash.
 - b) is increased by the effects of wing downwash.
 - c) is not affected by wing downwash.
 - d) is reduced for nose up displacements, but increased for nose down displacements by the effects of wing downwash.
8. To ensure some degree of longitudinal stability in flight, the position of the CG:
- a) must always coincide with the AC.
 - b) must be forward of the Neutral Point.
 - c) must be aft of the Neutral Point.
 - d) must not be forward of the aft CG limit.
9. When the CG is close to the forward limit:
- a) very small forces are required on the control column to produce pitch.
 - b) longitudinal stability is reduced.
 - c) very high stick forces are required to pitch because the aircraft is very stable.
 - d) stick forces are the same as for an aft CG.
10. The static margin is equal to the distance between:
- a) the CG and the AC.
 - b) the AC and the neutral point.
 - c) the CG and the neutral point.
 - d) the CG and the CG datum point.
11. If a disturbing force causes the aircraft to roll:
- a) wing dihedral will cause a rolling moment which reduces the sideslip.
 - b) the fin will cause a rolling moment which reduces the sideslip.
 - c) dihedral will cause a yawing moment which reduces the sideslip.
 - d) dihedral will cause a nose up pitching moment.
12. With flaps lowered, lateral stability:
- a) will be increased because of the effective increase of dihedral.
 - b) will be increased because of increased lift.
 - c) will be reduced because the centre of lift of each semi-span is closer to the wing root.
 - d) will not be affected.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 58/61
---	--	---	---

13. Dihedral gives a stabilising rolling moment by causing an increase in lift:
- a) on the up going wing when the aircraft rolls.
 - b) on the down going wing when the aircraft rolls.
 - c) on the lower wing if the aircraft is sideslipping.
 - d) on the lower wing whenever the aircraft is in a banked attitude.
14. A high wing configuration with no dihedral, compared to a low wing configuration with no dihedral, will provide:
- a) greater longitudinal stability.
 - b) the same degree of longitudinal stability as any other configuration because dihedral gives longitudinal stability.
 - c) less lateral stability than a low wing configuration.
 - d) greater lateral stability due to the pendulum effect and the airflow pattern around the fuselage when the aircraft is sideslipping increasing the effective angle of attack of the lower wing.
15. At a constant IAS, what affect will increasing altitude have on damping in roll:
- a) remains the same.
 - b) increases because the TAS increases.
 - c) decreases because the ailerons are less effective.
 - d) decreases because the density decreases.
16. Sweepback of the wings will:
- a) not affect lateral stability.
 - b) decrease lateral stability.
 - c) increases lateral stability at high speeds only.
 - d) increases lateral stability at all speeds.
17. At low forward speed:
- a) increased downwash from the wing will cause the elevators to be more responsive.
 - b) due to the increased angle of attack of the wing the air will flow faster over the wing giving improved aileron control.
 - c) a large sideslip angle could cause the fin to stall.
 - d) a swept back wing will give an increased degree of longitudinal stability.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 59/61
---	--	---	---

18. Following a lateral disturbance, an aircraft with Dutch roll instability will:
- a) go into a spiral dive.
 - b) develop simultaneous oscillations in roll and yaw.
 - c) develop oscillations in pitch.
 - d) develop an unchecked roll.
19. To correct dutch roll on an aircraft with no automatic protection system:
- a) use roll inputs
 - b) use yaw inputs
 - c) move the CG
 - d) reduce speed below M_{MO}
20. A yaw damper:
- a) increases rudder effectiveness.
 - b) must be disengaged before making a turn.
 - c) augments stability.
 - d) increases the rate of yaw.
21. A wing which is inclined downwards from root to tip is said to have:
- a) wash out.
 - b) taper.
 - c) sweep.
 - d) anhedral.
22. The lateral axis of an aircraft is a line which:
- a) passes through the wing tips.
 - b) passes through the centre of pressure, at right angles to the direction of the airflow.
 - c) passes through the quarter chord point of the wing root, at right angles to the longitudinal axis.
 - d) passes through the centre of gravity, parallel to a line through the wing tips.
23. Loading an aircraft so that the CG exceeds the aft limits could result in:
- a) loss of longitudinal stability, and the nose to pitch up at slow speeds
 - b) excessive upward force on the tail, and the nose to pitch down
 - c) excessive load factor in turns
 - d) high stick forces

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 60/61
---	--	---	---

24. The tendency of an aircraft to suffer from dutch roll instability can be reduced:

- a) by sweeping the wings
- b) by giving the wings anhedral
- c) by reducing the size of the fin
- d) by longitudinal dihedral

25. What determines the longitudinal static stability of an aeroplane?

- a) The relationship of thrust and lift to weight and drag
- b) The effectiveness of the horizontal stabilizer, rudder, and rudder trim tab
- c) The location of the CG with respect to the AC
- d) the size of the pitching moment which can be generated by the elevator

26. Dihedral angle is:

- a) the angle between the main plane and the longitudinal axis
- b) the angle measured between the main plane and the normal axis
- c) the angle between the quarter chord line and the horizontal datum
- d) the upward and outward inclination of the main planes to the horizontal datum

27. Stability around the normal axis:

- a) is increased if the keel surface behind the CG is increased
- b) is given by the lateral dihedral
- c) depends on the longitudinal dihedral
- d) is greater if the wing has no sweepback

28. The Centre of Gravity of an aircraft is found to be within limits for take-off::

- a) the C of G will be within limits for landing
- b) the C of G for landing must be checked, allowing for fuel consumed
- c) the C of G will not change during the flight
- d) the flight crew can adjust the CG during flight to keep it within acceptable limits for landing

29. The ailerons are deployed and returned to neutral when the aircraft has attained a small angle of bank. If the aircraft then returns to a wings-level attitude without further control movement it is:

- a) neutrally stable
- b) statically and dynamically stable
- c) statically stable, dynamically neutral
- d) statically stable

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 61/61
---	--	---	---

30. The property which tends to decreases rate of displacement about any axis, but only while displacement is taking place, is known as:

- a) stability
- b) controllability
- c) aerodynamic damping
- d) manoeuverability

31. If an aircraft is loaded such that the stick force required to change the speed is zero

- a) the CG is on the neutral point
- b) the CG is behind the neutral point
- c) the CG is on the manouevre point
- d) the CG is on the forward CG limit

No	A	B	C	D	REF	No	A	B	C	D	REF
1				D		17			C		
2		B				18		B			
3			C			19	A				
4	A					20			C		
5	A					21				D	
6		B				22				D	
7	A					23	A				
8		B				24		B			
9			C			25			C		
10			C			26				D	
11	A					27	A				
12			C			28		B			
13			C			29		B			
14				D		30			C		
15				D		31	A				
16				D					C		

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/23
---	--	---	--

BÖLÜM 11

081 05 00 00 KONTROLLER

05.00.01 TANIM

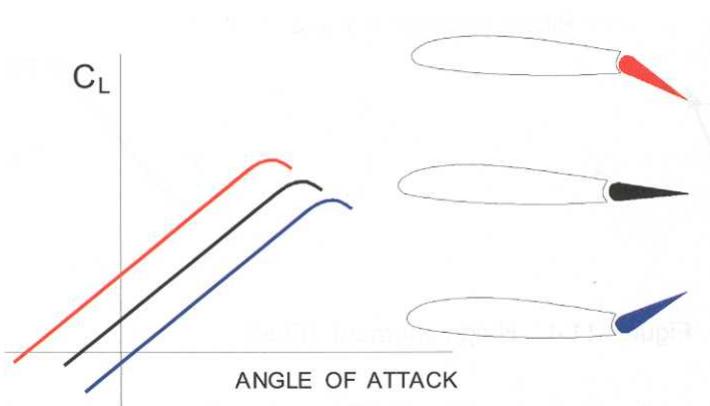
Uçak uçuşta, pilota manevra yapma imkanı sağlamak ve her üç eksende trimlemek için kontrol sistemleri ile teçhiz edilmiştir. Uçağı, eksenler etrafında döndürmek için gereksinim duyulan aerodinamik momentler, genellikle CG etrafında en büyük moment kolunu elde edebilmek için uçağın uç noktalarına monte edilen flap benzeri kontrol yüzeyleri ile elde edilirler. Genelde üç ayrı kontrol sistemi ve üç kontrol yüzey seti mevcuttur. Bunlar;

- a) Normal eksende sapma kontrolü için (istikametsel kontrol) **İSTİKAMET DÜMENİ** (rudder),
- b) Uzunlamasına eksende yunuslama kontrolü (uzunlamasına kontrol) için **ELEVATÖR**,
- c) Uzunlamasına eksende yatış kontrolü (enlemsel kontrol) için **KANATÇIK** lar. Yatış kontrolü için, **SPOİLER** ler de kanatçıklar yerine kullanılabilirler.

Bu kontrollerden iki tanesinin etkisi tek bir kontrol yüzeyiyle de elde edilebilir:

- a) **ELEVON:** Elevatör ve kanatçık etkilerini birleştirmiştir.
- b) **RUDDERVATOR:** (V veya kelebek kuyruk) istikamet dümeni ve elevatör etkilerini birleştirmiştir.
- c) **TAILERONS:** Tümüyle hareket edebilen yatay kuyruk yüzeyleridir. Birlikte hareket ederek yunuslama, ayrı ayrı hareket ederek sapma kontrolüne imkan sağlarlar.

Bir eksen etrafındaki moment uygun profile etki eden aerodinamik kuvvet değiştirilerek elde edilir. Bu kuvvetin şiddeti, dinamik basınçca (IAS^2) ve kontrol yüzeyindeki açısal sapmaya bağlıdır. Aerodinamik kuvvet aşağıdakilerle değiştirilebilir;

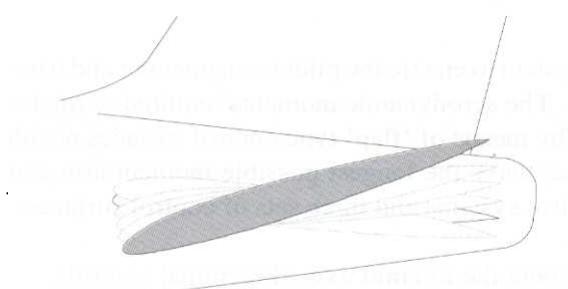


- a) Aerodinamik şeşin (aerofoil) bombesinin ayarlanması,
- b) Aerodinamik şeşin (aerofoil) açısal konumunu değiştirmesi,
- c) Aerodinamik şeşle “spoiling” uygulanarak kaldırma kuvvetini azaltma ve geri sürüklendirmeyi artırmak.

Şekil: 05.00.01 Kontrol yüzeylerinin bombe ve taşıma kuvvetini değiştirmesi.

Herhangi bir profilin bombesinin değişimi (kanat, kuyruk, dikey fin) yaratacağı kaldırma kuvvetini değiştirecektir. Kontrol yüzeylerinin pozisyonu etkili olarak bombei değiştirecektir. Şekil: 11-1 kontrol yüzeylerinin hareketinin CL ye etkisini göstermektedir.

Profilin geliş açısındaki değişim taşıma kuvvetini de değiştirecektir. Yaygın uygulaması pitch kontrolü içindir. Elevatör yoktur ve bir yunuslama hareketi yapmak için tüm yatay stabilizerin açısı değişir.

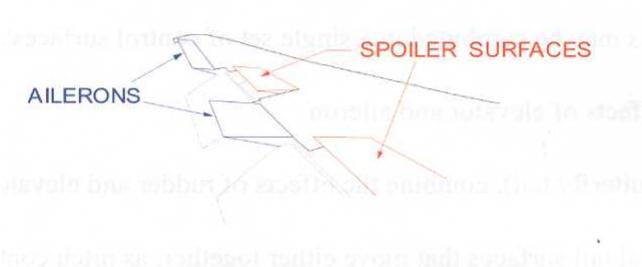


Şekil: 05.00.02

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/23
---	--	---	--

Yatay stabilizerin tümü elevatör görevi yapıyor.

Şekil:



05.00.03 Spoilerler

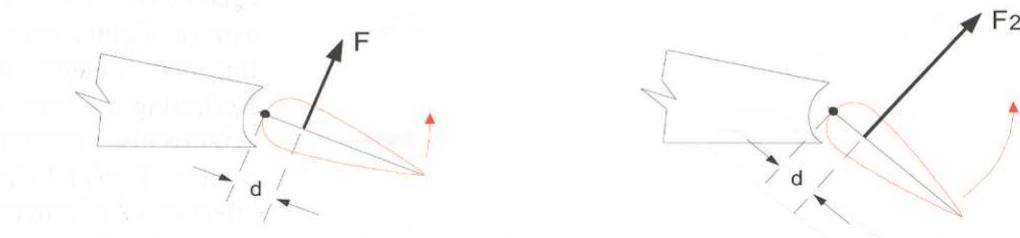
Spoilerler, profilin üst yüzeyindeki hava akımını bozarak kaldırma kuvvetinde azalma yaratmaya yararlar.

Şekil: 05.00.03' te görüldüğü gibi, kanatçıkların yukarı hareketine uygun olarak yukarı hareket ettiklerinde de enlemsel kontrole yardımcı olurlar.

05 00 02 MENTEŞE MOMENTİ

Şayet bir kontrol yüzeyine aerodinamik kuvvet etki ediyorsa, bu kuvvet, kontrolü kuvvet yönünde ve menteşe etrafında döndürmeye çalışacaktır. Bu moment; (F) kuvvetinin, (d) mesafesi ile çarpımından oluşur (Şekil: 05.00.04) ve menteşe momenti olarak adlandırılır. Kuvvet, alanın büyüklüğüne, kontrol yüzeyinin sapma açısına ve dinamik basıncı bağlıdır.

$$\text{HINGE MOMENT} = F \times d$$



Şekil: 05.00.04 Menteşe Momenti (Feel)

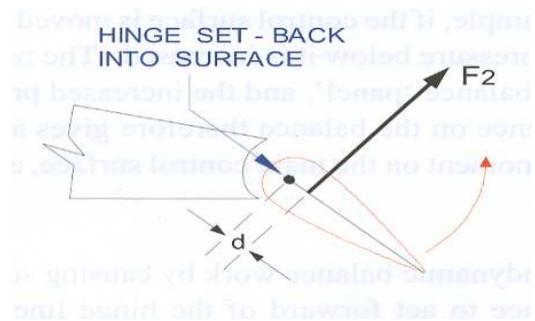
Kontrol yüzeylerindeki gerekli açısal değişiklikleri yaparak hararetinin sağlanması, pilot tarafından kokpitteki kontrollere menteşe momentini yenecek bir kuvvet tatbiki ile sağlanır. Kokpitteki bu kontrol kuvvetlerinin büyülüğu menteşe momentine bağlıdır.

05 00 03 KONTROL DENGELEME

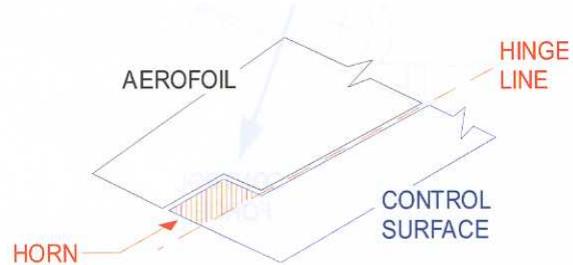
Kontrollerdeki aerodinamik kuvvet kontrol yüzeyinin büyülüğüne, açısal sapmasına ve IAS'e bağlıdır. Büyük ve hızlı uçaklar için aerodinamik kuvvetin sonucu oluşan menteşe momenti ve buna bağlı löyve kuvveti çok büyük olacak ve uçağın pilot tarafından rahtça kontrolü sağlanamayacaktır. Kontrollerin hareketinin kolaylaştırılabilmesi için ya hidrolik güçle çalışan kontrollere yada aerodinamik dengeleyicilere ihtiyaç olacaktır.

05 00 04 AERODİNAMİK DENGELEME

Aerodinamik dengeleme, kontrol yüzeylerindeki menteşe momentini löyve kuvvetini aerodinamik kuvvetler kullanılarak azaltmaktadır ve birkaç yolla yapılır.

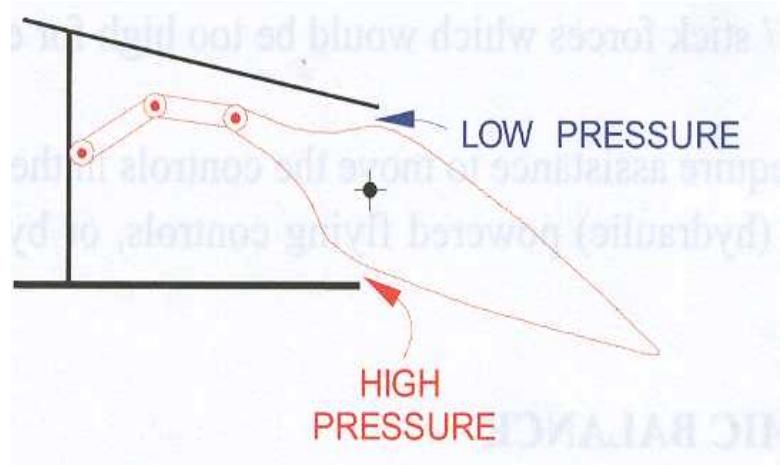


Şekil: 05.00.05 Inset Hinge



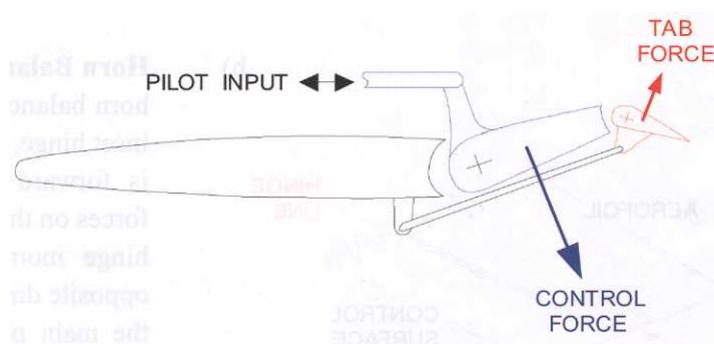
Şekil: 05.00.06 Horn Balance

- İçe yerleştirilmiş menteşe (Inset hinge):** Şayet, aerodinamik kuvvetin etki ettiği moment kolu, (d) mesafesi, menteşenin daha iç kısma yerleştirilmesi ile azaltılırsa, moment koluna bağlı olarak menteşe momenti de azalacaktır. Menteşe momenti küçüldükçe, löyeye uygulanması gereken güç de küçülecek ve kumandalara daha kolay müdahale edilebilecektir.
- Denge boynuzu (Horn balance):** Prensip olarak “**Inset hinge**” gibidir. Kontrol yüzeyinin bir bölümü menteşe hattının diğer tarafındadır ve menteşe etrafında ters yönlü moment yaratarak menteşe momentini azaltır. Kontrollere uygulanması gereken kuvvet azalacak ancak, kontrollerin etkinliği aynı kalacaktır.
- Dahili balans (Internal Balance):** Çalışması, “**Inset hinge**” gibidir ancak, aerodinamik dengeyi sağlayan alan kanadın içindedir. Kontrollerin hareketi profil üzerinde basınç değişikliğine sebep olur. Örneğin; kontrol yüzeyi aşağı hareket ettirilirse, denge panelinin üst yüzeyindeki basınç azalacak ve alt yüzeyindeki basınç artacaktır. Denge panelindeki bu basınç farklılığı ters bir menteşe momenti yaratacak ve böylece toplam menteşe momenti ve gerekli löyve kuvveti azalacaktır.



Şekil: 05.00.07 Internal balance

- Dengeleme fletneri (Balance Tab):**



yüzeyini, kontrol yüzeyi de dengeleme fletnerini hareket ettirir. Diğer dengeleme araçlarının tersine dengeleme fletneri ters yönlü bir kuvvet yarattığı için kontrolün etkinliğini azaltır.

Şekil: 05.00.08 Balance Tab

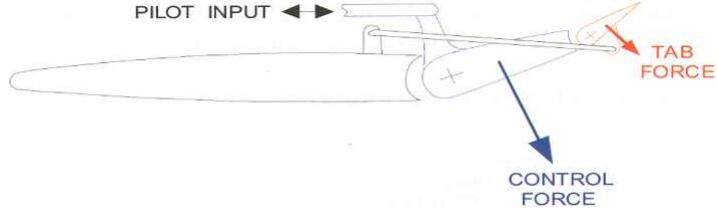
Daha önceki aerodinamik dengeleme yöntemlerinde hep yüzeyin bir kısmının menteşe hattının ters tarafında olup ters menteşe kuvveti yaratmasıyla elde edilmiştir. Dengeleme fletneri kontrol yüzeyinin firar kenarına monte edilmiştir ve yüzeyin yarattığı kuvvetin ters yönünde bir kuvvet ve dolayısıyla ters yönlü bir menteşe momenti yaratır. Dengeleme fletneri kontrol yüzeyi ile ters yönde hareket eder. Pilot kontrol

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/23
---	--	---	--

e. Anti-balance Tab:

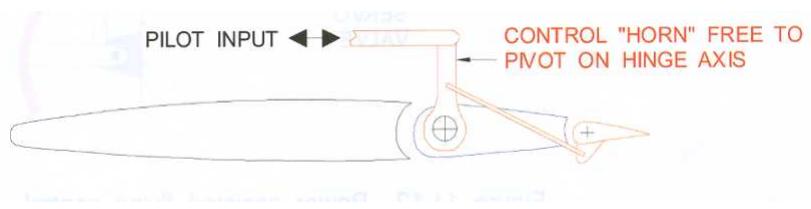
Kumanda sathı ile aynı yönde hareket eder ve kontrol etkinliğini artırır fakat menteşe momentini yükseltir ve lövye kuvvetini artırır. Pilot kontrol yüzeyini, yüzey de fletneri hareket ettirir.

Şekil: 05.00.09 Anti-balance tab



f. Otomatik fletner (Servo tab):

Pilotun lövyeeye uyguladığı kuvvet yalnızca fletneri hareket ettirir ve fletner de denge durumu oluşturan kadar kontrol yüzeyini hareket ettirir.

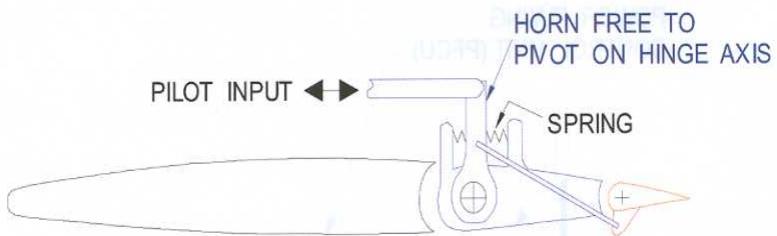


Şekil: 05.00.10 Servo

Kontrol yüzeyine yerde, harici kontrol kilitleri yerleştirilmiş olsa bile kokpitteki kontrol kumandaları hareket edebilir durumda olacaklardır. Eski tip yüksek hızlı jet nakliye uçaklarında bu tip fletnerler başarıyla kullanılmıştır ancak bunların dezavantajı düşük IAS de kontrol yüzeyinin etkinliğini düşürmeleridir.

g. Yaylı fletner (Spring Tab):

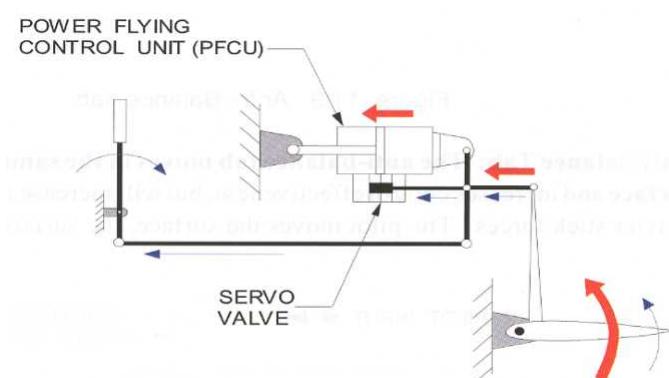
Yaylı fletner otomatik fletnerin değişik bir versiyonudur. Fletner hareketi uygulanan lövye kuvveti ile orantılıdır. Maksimum fletner yardımcıluğu yüksek hızlarda lövye kuvveti en yüksek düzeydeken elde edilir.



Şekil: 05.00.11 Spring Tab

Yüksek dinamik basınç kontrol yüzeyinin hareket etmesine engel olacak, böylece yay pilot tarafından sıkıştırılacak ve fletner yüzeyi hareket ettirecektir. Düşük IAS lerde yay sıkışmayacak böylece pilotun uyguladığı güç hem kontrol yüzeyini hem de fletneri hareket ettirecektir. Böylece düşük hızlarda kontrol yüzey alanı artacak ve kontrolün etkinliği yükselecektir.

Eğer bahsedilen bu aerodinamik dengeleyiciler pilotun kontrolleri hareket ettirebilmesi için yeterli yardımı sağlayamıslarsa, güç yardımlı yada tamamen güçle çalışan kontroller kullanılacaktır.



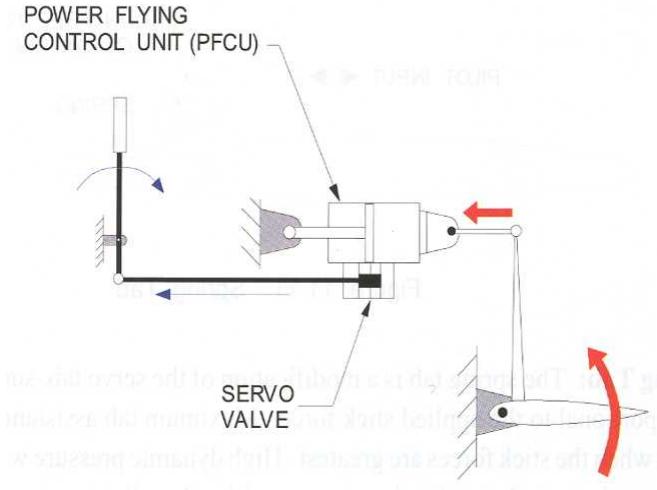
GÜÇ YARDIMLI UÇUŞ KUMANDALARI

Şekil 05.00.12'de gösterilen güç yardımlı uçuş kumandalarında, pilotun uyguladığı kuvvet, menteşe momentini yenebilmek için gerekli

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 5/23
---	--	---	--

kuvvetin sadece bir bölümünü karşılar. GÜCÜN çok büyük bir bölümü hidrolik sistemler tarafından temin edilir. Pilot kumandalara gerekli kuvvetin sadece bir kısmını uygulamasına rağmen pilot doğal kumanda hissine hala sahip olacak ve uygulaması gereken kuvvet manuel kumanda da olduğu gibi IASnin karesiyle artacaktır.

Şekil: 05.00.12 Uçuş kontroluna yardımcı güç



TAM GÜCLE ÇALIŞAN UÇUŞ KUMANDALARI

Büyük ve hızlı uçaklarda menteşe momentleri çok büyük olduğundan kumandalarının şekil 05.00.13de olduğu gibi tamamen güçle hareket ettirilmeleri gerekmektedir. Böyle bir sistemde kontrol yüzeyine hareket kazandıran GÜCÜN hiç bir kısmı pilot tarafından sağlanmaz. Pilotun verdiği güç sadece sistemdeki sürtünmeyi yemek ve servo valfi hareket ettirmeye yarar. Kontrol yüzeyini hareket ettirmeye yaranan GÜCÜN tamamı hidrolik sistemler tarafından sağlanır.

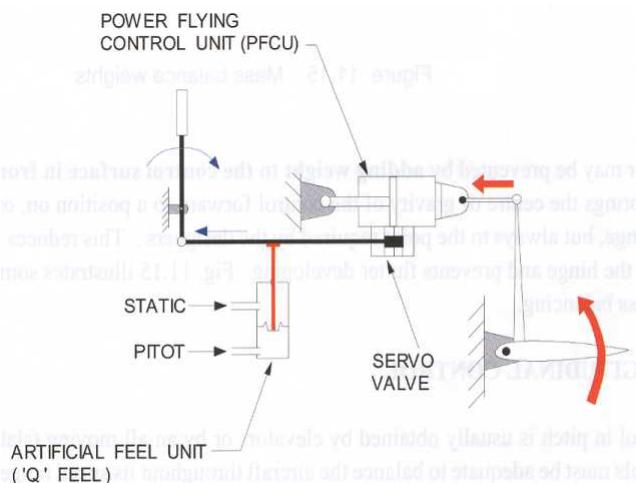
Şekil: 05.00.13 Güç kaynağına bağlı kumandalar

Şekil:05.00.13 incelendiğinde, servo valfin orta noktadaki konumundan sağa alınmasıyla yüksek basınçlı bir sıvı PFCU odasına girer ve orada etkili olur. Piston olduğu yerde kalır ancak ünitenin sola hareketiyle kontrol yüzeyi de hareket eder. PFCU'nun hareketi pilotun servo valfe uyguladığı hareketi de yok eder. PFCU, pilotun servo valfi konuşlandırdığı noktaya gelmez durur ve kontrol yüzeyinin de hareketi kesilir. Bu durumda ünite iki tarafındaki sıkıştırılamaz sıvılar tarafından kilitlenmiştir ve pilot servo valfi tekrar hareket ettirene kadar o konumda kalacaktır.

SUNI HİSSETME ÜNİTESİ (ARTIFICIAL FEEL) ("Q" FEEL)

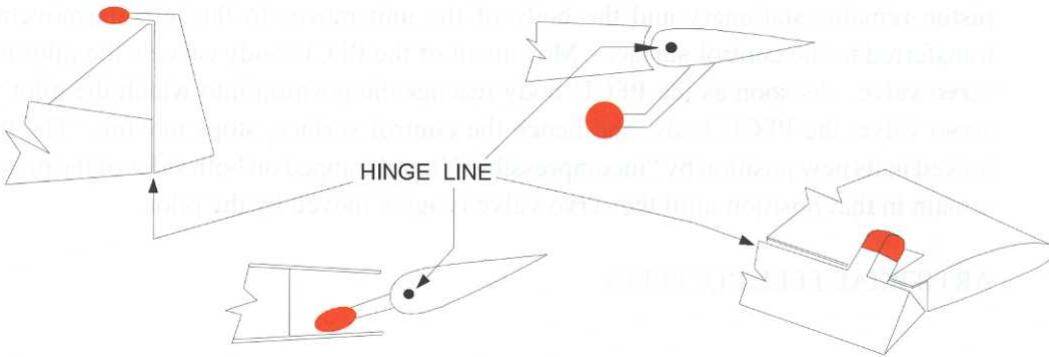
Güç kaynağına bağlı olarak çalışan uçuş kumandalarında pilotun kumandalar üzerindeki aerodinamik kuvvetleri hissetmesi imkansız olduğundan, uçağa suni hissetme ünitesi konarak aşırı yüze maruz kalmasını engellemek gerekir. Bu iş için dinamik basınçta ($\frac{1}{2} \rho V^2$) duyarlı bir araç kullanılır. Şekil: 05.00.14'e bakıldığından bölmenin bir yanından pito basıncı diğer yanından da statik basınç alınır. Bu sayede hız ile değişen dinamik basınç diyaframı hareket ettirerek hidrolik basınçta bir direnç uygular. Buna bağlı olarak pilotun IASnin karesiyle orantılı suni bir hisse maruz kalmasına olanak sağlanır. Buna ilaveten bu sayede lövyeye yer değişmesi arttıkça lövyeye uygulanması gereken kuvvet de artar.

05.00.05 DENGE KÜTLESİ



Şekil: 05.00.14 Artificial feel ('Q'feel)

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/23
---	--	---	--



Şekil: 05.00.15 Denge kütlesi ağırlığı

Kütle dengesi, kumanda yüzeyinde menteşenin ön tarafına eklenen bir ağırlıktır. Birçok kontrol yüzeyinde bu denge ağırlığı kullanılır. Bu ağırlığın amacı, yüzeyi yük sebebiyle kumanda yapısında meydana gelen bükülme ve burkulmadan kaynaklanan titreşimden korumaktır. Kumanda yüzeyinin ağırlık merkezi menteşe hattının gerisinde ise, atalet menteşe hattı çevresinde bir salınıma sebep olur. Bu salınımlar zamanla artan çeşitten olabilir ve bu da yapısal hasarlara yol açabilir.

Titreşim, menteşe hattının önüne yerleştirilen bir ek ağırlıkla ortadan kaldırılabilir. Bu ağırlık, yüzeyin ağırlık merkezini menteşe hattının yakınılarında tasarımcıların istediği ileri bir noktaya kaydırır. Bu nokta az da olsa menteşenin önüne kaydırır. Bu değişim, menteşe çevresindeki atalet momentlerini azaltarak titreşim oluşumlarına engel olur. Şekil: 05.00.15 kütle dengelemesinde yaygın olarak kullanılan bazı yöntemleri göstermektedir.

05 00 06 BOYLAMSAL KONTROL

Yunuslama kontrolü, elevatör veya tamamı hareketli kuyruk takımı ile sağlanır. Kumandalar, izin verilen tüm CG konumlarında ve konfigürasyonlarında, uçağın tüm hız aralıklarında uçağı dengeleyebilecek yeterlilikte olmalıdır ve manevralar sırasında uygun yunuslama hareketini sağlamalıdır.

05 00 07 ELEVATÖR SAPMASININ ETKİSİ

Bir uçağın elevatör nötr durumda, sabit hızda ve dengede uçuşunu varsayılmıştır. Elevatörün yukarı hareketiyle kuyruk aşağı inecektir ve burun yukarı yunuslama meydana getirecektir. Hüküm açısı arttıkça kuyruk takımının aşağı inişinde bir azalma meydana gelecektir. Böylece uçak dengeli bir yunuslama pozisyonuna ulaşacak ve elevatör seçilen açıda bırakıldığından o yunuslama pozisyonunda kalacaktır. Elevatör nötr duruma alındığında ise bu kez kuyruk yukarı kalkarak uçağı burun aşağı yunuslamaya sokacaktır. Her elevatör pozisyonu için, belirli CG'de belirli yunuslama durumu oluşur.

05 00 08 KUYRUK TAKIMI YÜKÜNÜN İSTİKAMETİ

Dengeyi sağlayacak elevatör açısı IAS'ye ve CG konumuna bağlıdır. Normal seyir hızlarında ve CG konumlarında, elevatörün ideal olarak yaklaşık nötr durumda olması beklenir. Boylamsal dihedral ve aşağı akımlardan dolayı kuyruk takımı negatif hücum açısına sahip olacak, bu da kuyruğa bir aşağı kuvvet ve sonucunda burun yukarı yunuslama momenti yaratacaktır. Bu durum, basınç merkezi oldukça arkada olan kanadın yarattığı burun aşağı momenti dengeleyecektir. Normalde daha yüksek hızlarda basınç merkezi (CP) daha da geriye giderek daha güçlü aşağı yunuslamaya neden olacak; bu da kuyruk takımında aşağı yük gerekliliğini artıracaktır. Bununla birlikte daha yüksek hızda uçağın hücum açısı azaldıkça kuyruk takımının hücum açısı da giderek negatif hale gelecek ve doğru kuyruk yükünü sağlayabilmek için aşağı elevatör sapması gerekecektir.

Normalde daha düşük hızlarda ise CP öne kayarak kanat ve gövdenin burun yukarı yunuslama momenti yaratmasına neden olur. Dengeleme için kuyruk takımı yükünün yukarı etki göstermesi gereklidir. Düşük hızdaki uçacta yüksek hücum açısına gereksinim olacak ve bu hücum açısına ulaşabilmek için elevatörün yukarı sapmış olması gereklidir. Ancak kuyruk takımındaki net yük, artan hücum açısı nedeniyle hala yukarı yönde olacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 7/23
---	--	---	--

05 00 09 ELEVATÖR AÇISININ “g” İLE BAĞINTISI

Yunuslama sırasında açısal hız nedeniyle kuyruk takımının hücum açısı artacağından harekete karşı aerodinamik direnç de artacaktır. Bu durum, aynı koşullarda 1g'lik bir uçuşa göre daha büyük bir elevatör açısı gerekliliği anlamına gelir. Gereken bu ek açı, maruz kalınan g ile orantılıdır. Bu nedenle elevatör hareket sahası uçağın g limitine ulaşmasını sağlayacak genişlikte olmalıdır. Elevatörün en yüksek yukarı pozisyonu özellikle yer etkilerinin de etkili olduğu, inişte palye sırasında, CG'nin en ileri noktada bulunduğu sırada olacaktır.

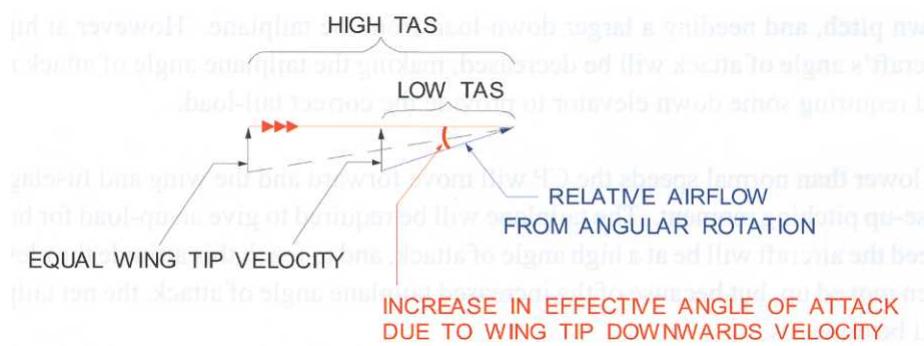
05 00 10 BUZUN KUYRUK TAKIMI ÜZERİNDEKİ ETKİSİ

Kuyruk takımı, hem aşağı hem de yukarı yük etkisi yaratabilmesi amacıyla genellikle simetrik olarak tasarlanan bir profildir. Kuyruğun kanattan önce stola girmesini önlemek ve stolda da elevatör etkinliğini koruyabilmek amacıyla profilin konum açısı kanada göre daha düşük tutulmuştur. Profil genellikle kanadın yarattığı aşağı yönlü akımlardan etkilenir. Bu da “**etkili hücum açısını**” düşürür. Genellikle kuyruk yukarı yük üretecek negatif bir hücum açısında bulunur. Kuyruk takımının hücum kenarındaki buz oluşumu, profil şeklinin bozulmasına ve stol açısının azalmasına neden olur. Kuyruk takımı özellikle flaplar açıldığında artan aşağı akımlar sonucu stola yaklaşır; kuyruk stola girdiğinde ise uçak düzeltilemeyecek bir aşağı yunuslama pozisyonuna girer.

05 00 11 ENLEMSEL KONTROL

Yatış kontrolü, kanaatçık, spoiler veya ikisinin birlikte kullanılmasıyla sağlanır. Uçak asimetrik pozisyonda uçmadığı sürece yanal denge ihtiyacı azdır. Tek gereken, uygun yatış oranını sağlayabilmektir.

11.12 KANATÇIK SAPMASININ ETKİSİ (Aerodinamik direnç)



Şekil: 05.00.16 Roll da aerodinamik damping

Düz uçuşa kanaatçıklar nötr durumda iken her iki kanadın kaldırma kuvveti eşittir. Löveye sola eğildiğinde sol kanaatçık yukarı kalkar, sağ kanaatçık ise aşağı iner. Yukarı kalkan sol kanaatçık, sol kanadın kaldırma kuvvetini azaltır ve bu kanat düşmeye başlar. Kanadın aşağı hareketi “etkili hücum açısı”ni artıran nispi bir yukarı akış yaratır. Bu etkilerin tamamen tersi de yukarı kalkan sağ kanaat için görülür.

Aşağı inen kanadın etkili hücum açısının artması, yatışa direnç gösterecek şekilde kaldırma kuvvetini artırır. Bu duruma “**aerodinamik direnç**” adı verilir. Yatış hızı büyündükçe direnç de büyür. Şekil: 05.00.16'da görüleceği gibi TAS büyündükçe, belirli bir yatış oranı için etkili hücum açısından artış düşmektedir.

Belirli bir kanaatçık hareketinde kanadın taşıma gücünde meydana gelen değişim IAS'ye bağlı ancak, yatış hızından kaynaklanan etkili hücum açısı değişimi TAS'a bağlıdır. Yüksek TAS'da (sabit IAS, daha yüksek irtifa) etkili hücum açısından değişim azalır ve böylece daha yüksek yatış hızları elde etmek mümkün olur. Yani yatış hızı sabit bir kanaatçık sapması için, TAS'la birlikte artar (aerodinamik direnç ise azalır). Kanaatçık açısından değişim yatış mesafesini değil, yatış hızını belirlediğinden kanaatçık, “**yatış hızı kumandası**” olarak değerlendirilir.

05 00 13 KANAT AÇIKLIĞININ YATIŞ ORANI ÜZERİNDEKİ ETKİSİ

Belirli bir yatış hızında kanat ucundaki dönüş hızı, kanat açıklığına bağlı olarak artar. Açıklık büyündükçe aerodinamik direnç de büyür. Aynı koşullarda açıklığı az olan kanat, daha büyük yatış hızı yaratır.

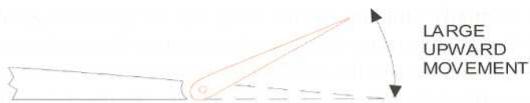
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/23
---	--	---	--

05 00 14 ZİT KANATÇIK SAPMASI

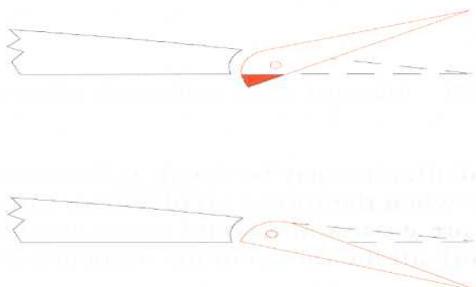
Kanatçıklar, kanatların birinde taşıma gücünü artırıp diğerinde azaltmak suretiyle yatış momenti oluştururlar. Yukarı kalkan kanadın artan taşıma gücü indükleme sürüklemesini artırırken, aşağı inen kanatta azalan taşıma gücü de indükleme sürüklemesinde azalmaya neden olur. İki kanat arasındaki sürükleme farklılığı, yatış momentine direnç gösteren bir sapma momenti üretir. Yani sola yatış sırasında sağa sapma momenti görülür. Bu duruma **“zıt kanatçık sapması”** adı verilir. Zıt kanatçık sapması etkisini azaltmak için kullanılan çeşitli yöntemlerden bazıları şunlardır;

Diferansiyel kanatçıklar: Kanatçık bağlantısı dolayısıyla yukarı çıkan kanatçık, aşağı inen kanatçıya göre daha büyük bir açıyla hareket eder, (Şekil: 05.00.17). Bu, yukarı çıkan kanatçıkta sürüklemeyi artırarak iki kanat arasındaki sürükleme farkını azaltır.

Şekil:05.00.17 Diferansiyel kanatçıklar



Frisa kanatçıklar (Frise ailerons):



Şekil: 05.00.18'de görüldüğü gibi, bu tip kanatçıkların húcum kenarları asimetriktir. Yukarı kalkan kanatçığının húcum kenarı kanat alt yüzeyine doğru çıkıntı yaratarak yüksek geri sürüklenemeye neden olur. Aşağı inen kanatçığının húcum kenarı ise çıkıntı yaratmaz ve daha az geri sürüklenemeye yaratır.

Şekil: 05.00.18 Frisa kanatçıklar

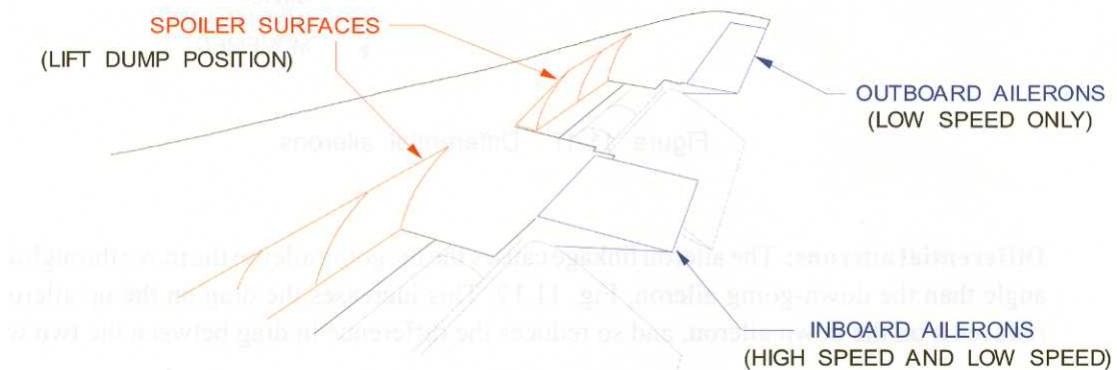
Kanatçık-istikamet dümeni bağlantısı: Bu sistemde kanatçık ve istikamet dümeni kumandaları birbirine bağlıdır. Kanatçıklar hareket ettirildiğinde istikamet dümeni de otomatik olarak hareket eder ve kanatçıklardan dolayı oluşan istenmeyen sapmaya ters yönde bir sapma etkisi yaratarak dengenin sağlanmasına neden olur.

Yatış kontrol spoilerleri: Kanatçıklarla sağlanan yatış hızını artırmak için kullanılan yatış spoilerleri kullanıldıklarında, aşağı inen kanattaki sürüklemeyi artırmak suretiyle zıt sapma etkisini azaltırlar.

11.15 İÇ KANATÇIKLAR

Kanatçıklar normalde, üretikleri belli bir kuvvet için en yüksek momenti üretebilmeleri maksadıyla kanadın uç kısma yakın tarafına yerleştirilirler. Ne var ki, bu şekilde kanat üzerinde maksimum büükülme ve burkulma yükü oluşmasına da neden olurlar. Bu durum kanatçıkların etkinliğinin azalmasına ve hatta yüksek hızlarda zıt etki oluşmasına neden olabilir. Bu etkiye azaltmak için kanatçıklar iç kısımlara da yerleştirilebilir. Ancak, düşük hızlarda bu sistemin kanatçık etkinliğini azaltacağı unutulmamalıdır. Alternatif olarak, iki kanatçık çifti birden kanada monte edilebilir, (Şekil: 05.00.19). Kanatçıklardan biri düşük hızlarda kullanılmak üzere kanat ucuna; diğeri de yüksek hızlarda, üretilen kuvvetler büyündüğünde ve büyük yapısal bozulmalara neden olunabilecek durumlarda kullanılmak üzere iç kısma yerleştirilir. İç kanatçıklar (yüksek hız kanatçıkları) her zaman kullanılabilmele birlikte dış kanatçıklar yalnızca flaplar aşağıda iken çalışacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/23
---	--	---	--



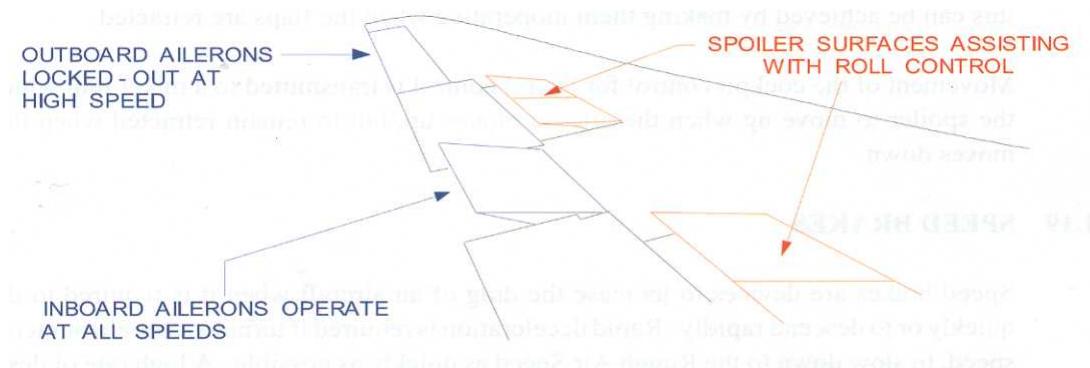
Şekil: 05.00.19 İç ve dış kanatçıklar ve spoiler yüzeyleri

05 00 16 FLAPERONLAR

Gerek kanatçıklar, gerekse flaplar kanadın firar kenarında bulunurlar. Kalkışta ve inişte iyi bir performans sağlayabilmek için flaplar mümkün olduğunda açık olmalı; iyi bir yatis oranı elde edebilmek için de kanatçıklar mümkün olduğunda büyük hareket serbestliğine sahip olmalıdır. Mevcut alan sınırlı olduğundan flap alanını artırmamak için uygulanabilecek bir çözüm kanatçıkları simetrik olarak aşağı indirmektir. Bu durumda, yatis kontrolü sağlayabilmek için kanatçıklar bulunduğu konumdan aşağı ve yukarı hareket ederler. Bir başka sistem ise hem flapların, hem de kanatçıkların görevini yapacak, firar kenarı hareketli yüzeyleri kullanmaktadır.

05 00 017 SPOILER

Spoilerler, yanal kontrol sağlamak amacıyla kanatçıklarla birlikte veya kanatçıkların yerine kullanılır. Spoiler, şekil: 05.00.20'de gösterildiği gibi, kanadın üst yüzeyine ön kenarından tutturulmuş, hidrolik olarak çalıştırılabilen hareketli panellerden oluşur. Açılan spoiler kanat üzerindeki hava akışını bozarak taşıma kuvvetini azaltır.



Şekil: 05.00.20 Roll kontrol spoileri

Spoilerlerin enlemsel kontrol elemanı olarak çalışabilmesi için, kanatçığın yukarı hareketiyle yukarı kalkar ve kanatçığın aşağı hareketiyle düz durumda kalır. Kanatçıkların tersine spoiler herhangi bir kanatta kaldırma kuvvetini artırmadığından spoiler ile kumanda edilen bir yatis manevrası net bir kaldırma kuvveti kaybı ile sonuçlanır. Bununla birlikte, kanatçıkla karşılaşıldığında spoilerin çeşitli avantajları vardır;

- Aksi yönde sapma yapmaz: Açılan spoiler, o kanattaki sürüklemeyi artırır. Böylece sapma yatisla aynı yönde gerçekleşir.
- Kanat burkulması azalır: Spoilerin aerodinamik kuvveti kanatçığa göre daha önde olduğundan kanadın burkulma momentini azaltır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 10/23
---	--	---	---

- c. Transonik hızda şokun neden olduğu ayrılma spoiler etkinliğini azaltmaz.
- d. Sarsıntıya neden olmaz.
- e. Flaplar için ayrılan firar kenarlarında yer işgal etmez.

05 00 18 BİRLEŞTİRİLMİŞ KANATÇIK-SPOİLER KUMANDASI

Bazı uçaklarda yanal kontrol yalnızca spoiler ile sağlanسا da uçakların çoğunda spoiler kanatçıklarla birlikte kullanılır. Tek başına kullanılan kanatçıklar dinamik basıncın az olduğu düşük hızlarda gereken yatış hızını sağlamakta yetersiz kaldıkları gibi, yüksek hızlarda da kanat burkulmasına ve şok indüklemeli ayrılma durumunda da etkinlik kaybına neden olmaktadır. Spoilerler yatış hızını artırmak için kullanılabilirler ancak uçağın çalıştığı tüm hızlarda gerekli olmayabilirler. Bazı uçaklarda spoilere sadece düşük hızlarda ihtiyaç duyulur. Bunu sağlayabilmek için de flaplar toplandığında spoiler devre dışı bırakacak bir sistem kullanılır.

Verilen yanal kontrol kumandası kanatçığın yukarı hareketiyle spoilere yukarı hareket veren, aşağı hareketinde ise yerinde kalmasını sağlayan bir üniteye ilettilir.

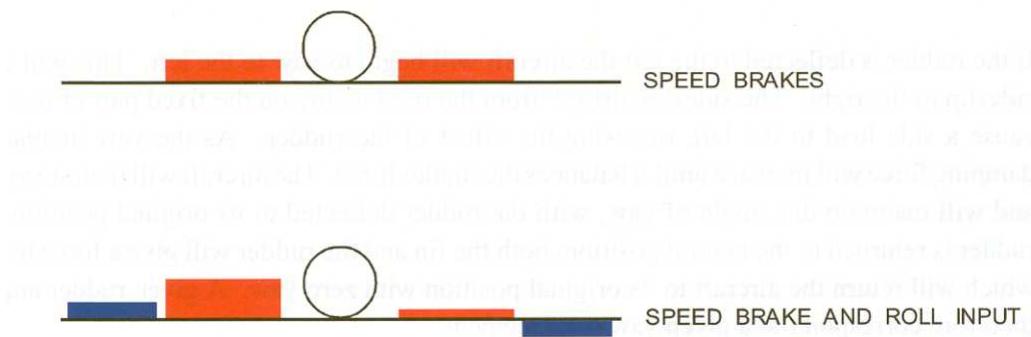
05 00 19 HIZ FRENLEYİCİLERİ

Hız kesiciler, kısa sürede yavaşlamak veya alçalmak gerektiğinde sürüklemeyi artırmak amacıyla kullanılan araçlardır. Kısa sürede yavaşlama veya alçalma gerekliliği; yüksek hızlarda karşılaşılan türbülanslarda, hava trafik kontrolünün talimatlarını yerine getirmede ve özellikle emergency alçalmalarda sıkılıkla kullanılmaktadır.

05 00 20 HIZ FRENLEYİCİ ÇEŞİTLERİ

İdeal bir fren sistemi taşıma kuvvetinde azalmaya veya yunuslama momentinde değişime neden olmadan geri sürüklemeyi artırmalıdır. Bu gereklilikleri karşılayan en uygun fren sistemi gövdeye monte edilen hız frenleyicisidir.

Bununla birlikte sürüklemeyi artırma özelliğinden dolayı, kanada monte edilmiş olan spoileri yatış kontrolü sağlama Özelliğinin yanında fren sistemi olarak da kullanmak uygunudur. Spoileri bu amaçla kullanmak için kokpitte bulunan ayrı bir kumanda kullanılarak simetrik hareket etmeleri sağlanır. Asimetrik pozisyonuna alındığında ise spoiler frenleyici özelliğinin yanında yatış kontrolü için de kullanılmaya devam edecekledir. Hız kesiciler normalde VMO/MM0'ya kadar olan hızlarda kullanılabilir daha yüksek hızlarda ise tam açık pozisyonlarından geri tepebilirler.



Şekil: 05.00 22 Hız frenleyici ve yatış kontrolü.

Şekil: 05.00.22'de frenleme durumu seçili durumdan sola yatış yapma pozisyonuna geçiş görülmektedir. Kanattaki spoiler yüzeyleri, istenilen frenleme veya yatış şiddetine göre yukarı ve aşağı hareket eden kanatçıklarla koordineli olarak ayarlanır. Sadece frenleme yapılmak istendiğinde spoilerler simetrik olarak yukarı kalkarken yatış yapılmak istendiğinde yukarı hareket eden kanatçık tarafındaki spoiler yukarıda kalırken diğeri düz duruma getirilir. Eğer dönüş ile birlikte frenleme de arzu ediliyorsa istenilen frenleme şiddetine göre düz durumda olan spoiler yukarı kaldırılır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 11/23
---	--	---	---

05 00 21 HIZ KESİCİLERİN GERİ SÜRÜKLENME EĞRİSİ ÜZERİNDEKİ ETKİSİ

Hız kesicilerin devreye sokulmasıyla oluşan geri sürükleme profil sürüklemesidir. Bu sürükleme yalnız toplam sürüklenmeyi artırmakla kalmaz, aynı zamanda Vmd'yi de azaltır. Bu, düşük hızlarda hız kararlılığını temiz konfigürasyondakine göre daha iyi olması avantajını yaratır.

05 00 22 YER SPOİLERİ

İniş sonrasında yer yavaşlaması; aerodinamik sürükleme, ters itki sistemi ve tekerlek frenleri ile sağlanır. Tekerlek freni etkinliği, üzerine binen ağırlığa bağlı olmakla birlikte bu etkinlik kanadın ürettiği herhangi bir kaldırma kuvveti ile azalabilir. Kaldırma kuvveti, hız frenleyici kumandasını **"taşımaya azaltma pozisyonu"**na alarak düşürülebilir. Gerek tekerlek frenlerinin yarattığı sürükleme ve gerekse aerodinamik sürükleme arttığından iniş mesafesi kısalır. Birçok uçahta uçuş esnasında aktif olmayan ek spoiler yüzeyleri iniş sonrası yavaşlama esnasında açılır. Bu ek spoilerlerin uçuş esnasında çalışmaması, kalkış sonrası devreye sokulan bir kol bulunmaktadır.

05 00 23 İSTİKAMET KONTROLÜ

Sapma kontrolü istikamet dümeni ile sağlanır. İstikamet dümeni;

- Asimetrik güçte istikamet kontrolünü sağlamak,
- Kalkış ve inişte yan rüzgar düzeltmesi verebilmek,
- Aksi yönde sapmaları düzeltebilmek,
- Spinden çıkılmak,
- Tek motorlu uçaklarda pervane tork değişikliklerini düzeltebilmek için gereklidir.

05 00 24 İSTİKAMET DÜMENİ SAPMASININ ETKİLERİ

İstikamet dümeni sola saptığında uçak da sola sapacaktır. Bu, sağa doğru kayışa neden olur. Dikey stabilizerin sabit kısmında sağdan etkili olan hava akışı istikamet dümeninin etkisine engel olmaya çalışacak bir direnç gösterir. Sapma arttıkça, istikamet dümeninin uyguladığı kuvveti dengeleyene kadar bu aerodinamik direnç de artacaktır. Bu durumda uçak sapmasını durduracak ve istikamet dümeni pozisyonunu koruduğu sürece aynı sapma açısından kalmaya devam edecektir. İstikamet dümeni nörtlendiğinde bu kez sabit kısımda soldan etkili olan kuvvet uçağı normal pozisyonuna getirir. Her bir istikamet dümeni sapmasına denk gelen bir uçak sapma açısı mevcuttur.

Şekil: 5.00.23

05 00 25 DİKEY STABİLIZE STOLU

Kayış açısı, dikey stabilizerin etkili hücum açısı durumundadır ve her kanat profilinde olduğu gibi dikey stabilizerin de stol girdiği bir kritik açı vardır. İstikamet dümeni kayışı düzeltmek için kullanıldığından stol açısı azalır.



Profillerin stol açısı kanat açıklık oranından etkilenir ve buna bağlı olarak dikey stabilizerin stol açısı kanat açıklık oranını azaltarak artırlabilir. Bunu yapmanın bir yolu üst yüzey sabit stabilize (dorsal fin) kullanmaktır.

05 00 26 ASİMETRİK İTKİ

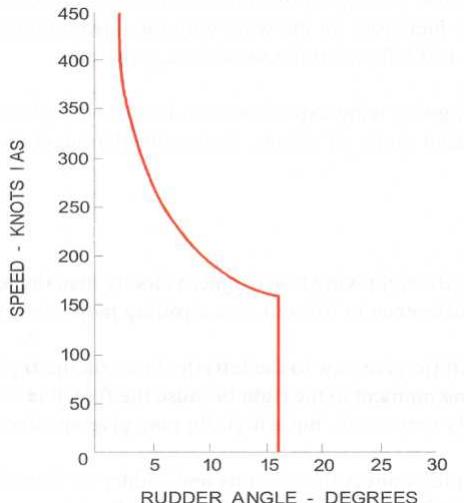
Çift motorlu bir uçahta motor arızası meydana geldiğinde çalışan motorun itkisi sapma momentine neden olacaktır. Bu durum istikamet dümeni ile önlenmelidir. İstikamet dümeninin, motorun sapma momentini dengeleyebilecek yeterli kuvvet üretebileceği minimum hız **"minimum kontrol hızı"** (Vmc) olarak adlandırılır.

05 00 27 İSTİKAMET DÜMENİ ORANI DEĞİŞİTİRCİ SİSTEMİ

Normal kontrol sistemlerinde istikamet pedallına tam basılması, tam sapma meydana getirir. Ancak yüksek performanslı uçaklarda, düşük hızlar için tam istikamet dümeni sapmasına ihtiyaç olacağı gibi, özellikle yüksek hızlarda yapılan uçuşlarda tam istikamet dümeni sapması, uçak yapısına aşırı yük binmesine neden olur. Bunu önlemek için bir kontrol sistemi eklenir. Bu sistem değişen bir dişli

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 12/23
---	--	---	---

yardımıyla, belirli bir süratin üzerinde tam pedal hareketindeki dümen sapma oranını düşürür. Birkaç dişli kullanılarak hız arttıkça istikamet dümeni sapması oranı hızla bağlı olarak dereceli olarak düşebilecektir. **Şekil: 05.00.24.**



Şekil: 05.00.24 Rudder oranı

06 00 28 KUMANDALARIN İKİNCİL ETKİLERİ

Kumandaların ana işlevi belirli bir eksen çevresinde moment yaratmaktadır. Ancak kimi zaman ikinci bir eksen çevresinde ek bir moment de yaratabilirler. Bu durum özellikle yatis ve sapma momentlerinde görülür.

05 00 29 YATIŞTAN KAYNAKLANAN SAPMA MOMENTİ

- Normalde yatis momenti kanatçık hareketiyle sağlanır. Ancak iki kanatçıkta geri sürükleme farklılığı dolayısıyla aynı zamanda ters bir sapma momenti oluşur. Aşağı inen kanatçığının bulunduğu kanatta indükleme sürüklemenesinin artması, örneğin aynı anda sola yatis ve sağa sapma etkisi (veya tam tersi) meydana getirir.
- Uçak yatiştayken aşağı doğru inen kanadın hucum açısı artarken yukarı çıkan kanadın hucum açısı azalır. Bu, ters sapma momentini artırır.

05 00 30 SAPMADAN KAYNAKLANAN YATIŞ MOMENTİ

- Uçak sola saparken, sağ kanadın hızı ve kaldırma kuvveti daha büyük olacaktır. Kaldırma kuvvetlerindeki bu fark sola yatis momenti yaratacaktır.
- İstikamet dümeni sola saptığında dikey stabilize üzerindeki kuvvet sağa doğru olur. Dikey stabilizelerin basıncı merkezi uçağın ağırlık merkezinin üzerinde olduğundan sağa doğru küçük bir yatis momenti oluşturur. Oluşan moment etkisi genellikle küçüktür, fakat yüksek bir dikey stabilize istenmeyen bir yatisa neden olabilir.

Bu etkiye ortadan kaldırmanın bir yolu, istikamet dümeni ile kanatçıkların hareketlerinin birbirlerine bağlanması ve böylece tek başına hareket ettiğinde diğer eksende istenmeyen bir moment yaratacak kontrol yüzeyinin bu etkisini ortadan kaldıracak diğer eksendeki kontrol yüzeylerinin otomatik hareketi olabilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 13/23
---	--	---	---

05 00 31 TRİM

Trim, pilotun kokpit kumandaları üzerinde herhangi bir yük uygulamadığı halde irtifa ve hızın korunduğu durumdur. Uçağın dengesini koruyabilmek için bir kontrol yüzeyinin belli bir miktar sapırtılmış olması gerekiyorsa pilotun bu dengeyi korumak için o kontrol kumandasına devamlı bir kuvvet uygulamak zorundadır. Oysa trim kontrollerinin kullanımı sayesinde bu kuvvet sıfıra indirilebilir. Bir uçakta yunuslama trimi gerektiren durumlar, hızda, güçte ve CG'nin konumundaki değişimlerdir. Sapma durumunda trim ise şu durumlarda gereklidir;

- a) Çok motorlu bir uçakta asimetrik güç meydana geldiğinde,
- b) Pervane torku değişimlerinin sonucunda.

Yatış trimine çok fazla ihtiyaç duyulmamakla birlikte asimetrik konfigürasyonda veya CG'nin yanal olarak yer değiştirmesinde gerekli olabilir.

05 00 32 TRİM METOTLARI

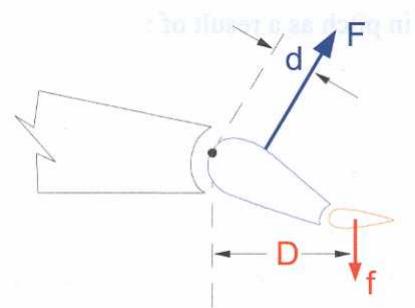
Kullanılan başlıca trim metotları şunlardır:

- a) Trim fletneri,
- b) Değişken ayarlı kuyruk takımı,
- c) Yay sapması,
- d) CG ayarlaması,
- e) Suni hissettirici ünite.

05 00 33 TRİM FLETNERİ

Trim fletneri, ana kontrol yüzeyinin firar kenarında bulunan ayarlanabilir küçük bir yüzeydir. Kontrolü, kokpitteki fletner kumandası veya elektrikli olarak yapılır ve çoğunlukla içgüdüsel olarak çalışması üzerine ayarlanmıştır. Ana kontrol yüzeyini istenen pozisyonda tutabilmek için trim, trim momenti menteşe momentini dengeleyene kadar kontrol yüzeyinin aksi yönüne hareket ettirilir.

Şekil: 05.00.25



Şekil: 05.00.25'te trimin ($f \times D$)'sinin, kontrol yüzeyi ($F \times d$)'sına karşılık geldiği görülmektedir. Bu 2 moment eşit olduğunda trim gerçekleşmiş olacak, gerekli lövye kuvveti sıfır olacaktır. Trim fletnerinin kullanılmasıyla ana kontrol yüzeyi tarafından üretilen kuvvet az da olsa düşer.

05 00 34 SABİT TRİMLER

Bazı trimler uçuşa ayarlanamaz. Bu tip trimler, kalıcı ayarsızlık durumlarını ortadan kaldırmak için yerde sabit bir pozisyonaya ayarlanırlar. Genelde kanatçıklarda ve istikamet dümeninde bulunurlar. Ayarlanabilir trim fletneri ile aynı usulde çalışırlar.

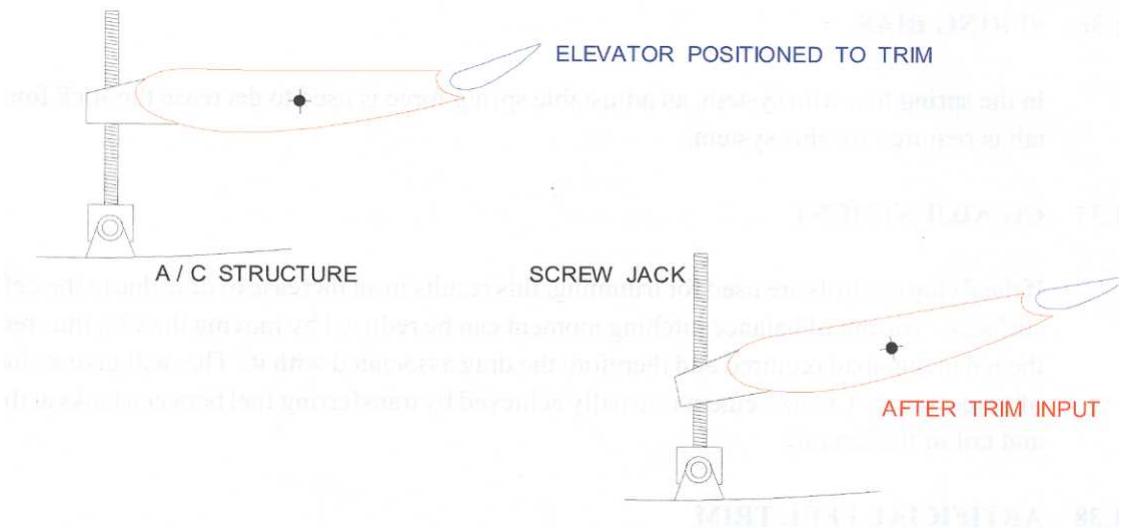
05 00 35 DEĞİŞKEN AÇILI KUYRUK TAKIMI

Bu trim sistemi manuel veya güçle çalışan kumandalarda kullanılabilir. Trim yapılabilmesi için, kuyruk takımının açısının önceden belirlenmiş dengeleyici elevatör yüküne eşit olacak kuyruk takımı yükü yaratacak şekilde ayarlanması gereklidir. Lövye kuvveti bu durumda sıfır olacaktır.

Bu tür kuyruk takımının çeşitli avantajları vardır;

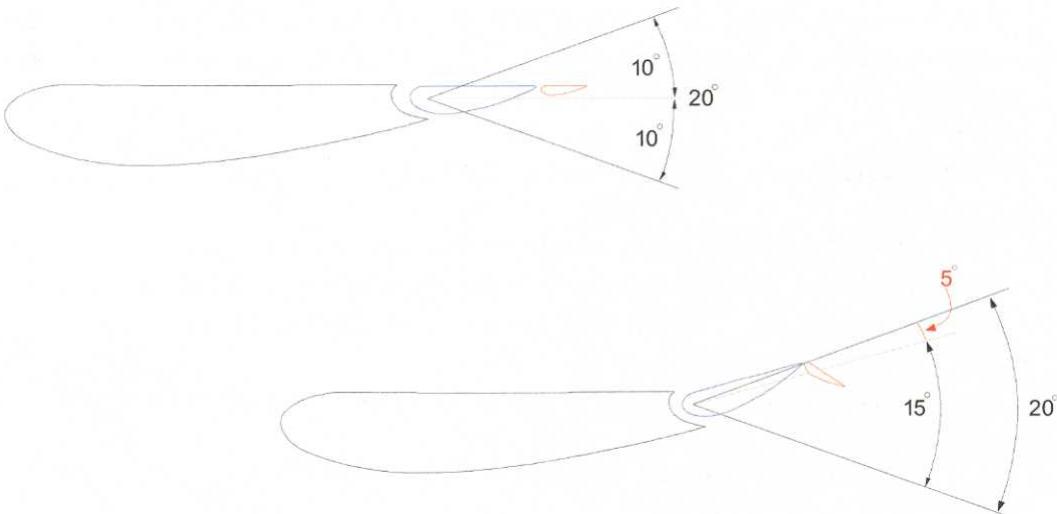
- a) Trim yapılmış bölgede hava akışı daha düzgün olduğundan geri sürükleme daha azdır.
- b) Trim yapıldığında irtifa dümeni hemen hemen nötr durumda kaldığından yunuslama kumandasının etkinlik sahası azalmaz.
- c) Daha büyük aralıktaki CG ve hız değerlerinde trim yapma imkanını sağlar.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 14/23
---	--	---	---



Şekil: 05.00.26 Değişken ayarlı (trimli) kuyruk tanımı

Ayarlanabilir kuyruk takımının dezavantajı, normal trim sistemine göre daha karmaşık ve ağır olmasıdır. Gereken trim miktarı CG'nin konumuna bağlıdır. Tavsiye edilen "yatay stabilize kalkış ayarları" uçağın uçuş manuelinde verilir. Yanlış yapılan ayarlama, uçağın kalkış esnasında yüksek oranda yunuslama yaparak, kuyruk çarpmasına, yada aşırı lövye kuvveti ihtiyacı doğmasına ve bu nedenle kalkış mesafesinin uzamasına neden olabileceğiinden, bu ayarlamaların kalkıştan önce doğru olarak yapılması çok önemlidir.



Şekil: 05.00.27

Normal irtifa dümeni ve trim fletnerinin başlıca dezavantajı ise CG'nin öne hareketiyle burun yukarı yunuslama hakimiyetini azaltmasıdır. Öndeki CG konumları elevatörün daha fazla burun yukarı konumda trimlenmesini gerektirir. Şekil: 05.00.27, irtifa dümeni hakimiyetinin 10° den 5° ye azaldığını göstermektedir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 15/23
---	--	---	---

05 00 36 YAY SAPMASI

Yaylı sistemde lövye tazyikini azaltmak için ayarlanabilir bir yay kuvveti kullanılır. Bu sistemde fletner gerekli değildir.

05 00 37 CG AYARLAMASI

Uçuş kumandalarının trim amacıyla kullanılması yüzeylerdeki sapmalar nedeniyle sürüklemeyi artıracı etki yaratırlar. Yunuslama momentindeki denge bozukluğu CG'nin kaydırılmasıyla azaltılabilir. Böylece gereken dengeleyici yük azaldığı gibi geri sürüklene de azalmış olur. Bu şekilde seyir menzili de artırılabilir. CG konumunun değişikliği genelde depolar arası yakıt transferiyle sağlanabilir.

05 00 38 SUNİ HISSETTİRİCİ TRİM

Uçuş kontrolleri güç ile kumanda edildiğinde kokpitte yüzeye binen yük ile ilgili bir fikir edinmek zordur. Bu nedenle kontroller üzerindeki his suni olarak yaratılmalıdır. Suni hissettırıcı ünite, kontrol yüzeyi hareket ettirildiğinde kokpitteki kumanda kuvvetine direnç gösteren bir kuvvet üretir. Bu kuvvetin ortadan kaldırılması, yani trim, hissettırıcı ünitenin kokpit kontrollerine bir direnç göstermeyeceği şekilde ayarlanması ile mümkün olabilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 16/23
---	--	---	---

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. An elevon is:
 - a) an all moving tailplane that has no elevator
 - b) the correct name for a V - tail
 - c) a surface that extends into the airflow from the upper surface of the wing to reduce the lift
 - d) a combined aileron and elevator fitted to an aircraft that does not have conventional horizontal stabiliser (tailplane)

2. When rolling at a steady rate the:
 - a) up going wing experiences an increase in effective angle of attack
 - b) rate of roll depends only on aileron deflection
 - c) down going wing experiences an increase in effective angle of attack
 - d) effective angle of attack of the up going and down going wings are equal

3. The control surface which gives longitudinal control is:
 - a) the rudder.
 - b) the ailerons.
 - c) the elevators.
 - d) the flaps.

4. Ailerons give:
 - a) lateral control about the lateral axis.
 - b) longitudinal control about the lateral axis.
 - c) lateral control about the longitudinal axis.
 - d) directional control about the normal axis.

5. Aileron reversal would be most likely to occur:
 - a) with a rigid wing at high speed.
 - b) with a flexible wing at high speed.
 - c) with a rigid wing at low
 - d) with a flexible wing at low speed.

6. If the ailerons are deflected to 10° , compared to 5° , this will cause:
 - a) an increased angle of bank.
 - b) an increased rate of roll.
 - c) no change to either bank angle or roll rate.
 - d) a reduction in the adverse yawing moment.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 17/23
---	--	---	---

7. Yawing is a rotation around:
- a) the normal axis obtained by elevator.
 - b) the lateral axis obtained by rudder.
 - c) the longitudinal axis obtained by ailerons.
 - d) the normal axis obtained by rudder.
8. If the control column is moved forward and to the left:
- a) the left aileron moves up, right aileron moves down, elevator moves up.
 - b) the left aileron moves down, right aileron moves up, elevator moves down.
 - c) the left aileron moves up, right aileron moves down, elevator down.
 - d) the left aileron moves down, right aileron moves up, elevator moves up.
9. The secondary effect of yawing to port is to:
- a) roll to starboard
 - b) pitch nose up
 - c) roll first to starboard and then to port
 - d) roll to port
10. Due to the AC of the fin being above the longitudinal axis, if the rudder is moved to the right, the force acting on the fin will give:
- a) a yawing moment to the left but no rolling moment.
 - b) a rolling moment to the left.
 - c) a rolling moment to the right.
 - d) a yawing moment to the right but no rolling moment.
11. What should be the feel on a 'full and free' check of the controls:
- a) a gradual stiffening of the controls.
 - b) rebound on reaching the stops.
 - c) a solid stop.
 - d) controls should not be moved to the stops.
12. The purpose of control locks on a flying control system is:
- a) to enable any free movement in the control system to be detected.
 - b) to prevent structural damage to the controls in gusty conditions when the aircraft is on the ground.
 - c) to keep the control surface rigid to permit ground handling.
 - d) as a security measure.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 18/23
---	--	---	---

13. An irreversible control:

- a) may be moved by operating the cockpit control but not by the aerodynamic loads acting on the control surface.
- b) has less movement in one direction than the other.
- c) may be moved either by the cockpit control or by a load on the control surface.
- d) is when the control locks are engaged.

14. Ailerons may be rigged slightly down (drooped):

- a) to increase the feel in the control circuit
- b) to correct for adverse aileron yaw
- c) to allow for up-float in flight to bring the aileron into the streamlined position
- d) to give a higher $C_{L_{max}}$ for take-off

15. The tailplane shown has inverted camber. To cause the aircraft to pitch nose up the control column must be:



- a) the control column must be pushed forward
- b) the control column must be pulled backwards
- c) the control wheel must be rotated
- d) the incidence of the tailplane must be decreased because the negative camber will make it effective in the reverse sense

16. If an aileron is moved downward:

- a) the stalling angle of that wing is increased
- b) the stalling angle of that wing is decreased
- c) the stalling angle is not affected but the stalling speed is decreased

17. When rudder is used to give a coordinated turn to the left:

- a) the left pedal is moved forward, and the rudder moves right
- b) the right pedal is moved forward and the rudder moves left
- c) the left pedal is moved forward and the rudder moves left

18. The higher speed of the upper wing in a steady banked turn causes it to have more lift than the lower wing. This may be compensated for by:

- a) use of the rudder control
- b) operating the ailerons slightly in the opposite sense once the correct angle of bank has been reached
- c) increasing the nose up pitch by using the elevators

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 19/23
---	--	---	---

19. The purpose of a differential aileron control is to:
- a) give a yawing moment which opposes the turn
 - b) reduce the yawing moment which opposes the turn
 - c) give a pitching moment to prevent the nose from dropping in the turn
 - d) improve the rate of roll
20. When displacing the ailerons from the neutral position:
- a) the up going aileron causes an increase in induced drag.
 - b) the down going aileron causes an increase in induced drag.
 - c) both cause an increase in induced drag.
 - d) induced drag remains the same, the up going aileron causes a smaller increase in profile drag than the down going aileron.
21. The purpose of aerodynamic balance on a flying control is:
- a) to get the aircraft into balance.
 - b) to prevent flutter of the flying control.
 - c) to reduce the control load to zero.
 - d) to make the control easier to move.
22. A horn balance on a control surface is:
- a) an arm projecting upward from the control surface to which the control cables are attached.
 - b) a projection of the outer edge of the control surface forward of the hinge line.
 - c) a rod projecting forward from the control surface with a weight on the end.
 - d) a projection of the leading edge of the control surface below the wing undersurface.
23. An aileron could be balanced aerodynamically by:
- a) making the up aileron move through a larger angle than the down aileron.
 - b) attaching a weight to the control surface forward of the hinge.
 - c) having the control hinge set back behind the control surface leading edge.
 - d) having springs in the control circuit to assist movement.
24. Control overbalance results in:
- a) a sudden increase in stick force
 - b) a sudden reduction then reversal of stick force
 - c) a sudden loss of effectiveness of the controls
 - d) a gradual increase in stick force with increasing IAS

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 20/23
---	--	---	---

25. A control surface is mass balanced by:

- a) fitting a balance tab.
- b) attaching a weight acting forward of the hinge line.
- c) attaching a weight acting on the hinge line.
- d) attaching a weight acting behind the hinge line.

26. If the control wheel is turned to the right, a balance tab on the port aileron should:

- a) move up relative to the aileron
- b) move down relative to the aileron
- c) not move unless the aileron trim wheel is turned.
- d) move to the neutral position

27. The purpose of an anti-balance tab is to:

- a) trim the aircraft
- b) reduce the load required to move the controls at all speeds
- c) reduce the load required to move the controls at high speeds only
- d) give more feel to the controls

28. When the control column is pushed forward a balance tab on the elevator:

- a) will move up relative to the control surface.
- b) will move down relative to the control surface.
- c) will only move if the trim wheel is operated.
- d) moves to the neutral position.

29. The purpose of a spring tab is:

- a) to maintain a constant tension in the trim tab system.
- b) to increase the feel in the control system.
- c) to reduce the pilot's effort required to move the controls against high air loads.
- d) to compensate for temperature changes in cable tension.

30. The purpose of a trim tab is:

- a) to assist the pilot in initiating movement of the controls.
- b) to zero the load on the pilots controls in the flight attitude required.
- c) to provide feel to the controls at high speed.
- d) to increase the effectiveness of the controls.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 21/23
---	--	---	---

25. A control surface is mass balanced by:
- a) fitting a balance tab.
 - b) attaching a weight acting forward of the hinge line.
 - c) attaching a weight acting on the hinge line.
 - d) attaching a weight acting behind the hinge line.
26. If the control wheel is turned to the right, a balance tab on the port aileron should:
- a) move up relative to the aileron
 - b) move down relative to the aileron
 - c) not move unless the aileron trim wheel is turned.
 - d) move to the neutral position
27. The purpose of an anti-balance tab is to:
- a) trim the aircraft
 - b) reduce the load required to move the controls at all speeds
 - c) reduce the load required to move the controls at high speeds only
 - d) give more feel to the controls
28. When the control column is pushed forward a balance tab on the elevator:
- a) will move up relative to the control surface.
 - b) will move down relative to the control surface.
 - c) will only move if the trim wheel is operated.
 - d) moves to the neutral position.
29. The purpose of a spring tab is:
- a) to maintain a constant tension in the trim tab system.
 - b) to increase the feel in the control system.
 - c) to reduce the pilot's effort required to move the controls against high air loads.
 - d) to compensate for temperature changes in cable tension.
30. The purpose of a trim tab is:
- a) to assist the pilot in initiating movement of the controls.
 - b) to zero the load on the pilots controls in the flight attitude required.
 - c) to provide feel to the controls at high speed.
 - d) to increase the effectiveness of the controls.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 22/23
---	--	---	---

36. An aircraft takes off with the elevator control locks still in position. It is found to be nose heavy:
- a) backward movement of the trim wheel would increase nose heaviness.
 - b) it would not be possible to move the trim wheel.
 - c) backward movement of the trim wheel would reduce nose heaviness.
 - d) operating the trim wheel would have no effect.
37. On a servo tab operated elevator, if the pilot's control column is pushed forward in flight:
- a) the servo tab will move down causing the elevator to move up.
 - b) the elevator will move down causing the servo tab to move up.
 - c) the elevator will move up causing the servo tab to move down.
 - d) the servo tab will move up causing the elevator to move down.
38. If a cockpit control check is made on an aircraft with servo operated controls, and it is found that the cockpit controls move fully and freely in all directions:
- a) the control surfaces and servo tabs are free.
 - b) the control surfaces are free but there could be locks on the servo tabs.
 - c) there could be locks on the control surfaces and on the servo tabs.
 - d) the servo tabs are free but there could be locks on the control surfaces.
39. In a servo operated aileron control system, turning the cockpit control wheel to the right in flight will cause the servo tab on the left aileron:
- a) to move up and the left aileron to move down
 - b) to move down and the left aileron to move down
 - c) to move down and the left aileron to move up
 - d) to move up and the right aileron to move down
40. Spoilers on the upper surface of the wing may be used on landing:
- a) to give a nose down pitching moment
 - b) to reduce the lift and so put more weight on the wheels, making the brakes more effective
 - c) to cause drag and increase the lift from the flaps
 - d) to reduce the touchdown speed

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 23/23
---	--	---	---

41. Wing mounted spoiler surfaces may be used as:

- a) air brakes
- b) lift dumpers
- c) lateral control
- d) all of the above

42. Spoilers, when used for roll control will:

- a) reinforce the boundary layer
- b) create turbulence at the wing root
- c) increase the camber at the wing root
- d) decrease lift on the upper wing surface when deployed asymmetrically

43. On an aircraft fitted with roll control spoilers, a roll to port is achieved by:

- a) deflecting the port spoiler up and starboard down
- b) deflecting the starboard spoiler down
- c) deflecting the port spoiler up
- d) deflecting the port spoiler down

44. In a fully power operated flying control system control feel is provided by:

- a) the friction in the control cable system.
- b) an artificial feel unit (Q - Feel)
- c) the aerodynamic loads on the control surface.
- d) the mass balance weights.

ANSWERS

1D, 2C, 3C, 4C, 5B, 6B, 7D, 8C, 9D, 10B, 11C, 12B, 13A, 14C, 15B, 16B, 17C, 18B, 19B, 20B, 21D, 22B, 23C, 24B, 25B, 26A, 27D, 28A, 29C, 30B, 31A, 32B, 33C, 34A, 35C, 36A, 37D, 38D, 39A, 40B, 41D, 42D, 43C, 44B

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/34
---	--	---	--

BÖLÜM 12

081 08 00 00 UÇUŞ MEKANIĞI

08.01.00 GİRİŞ

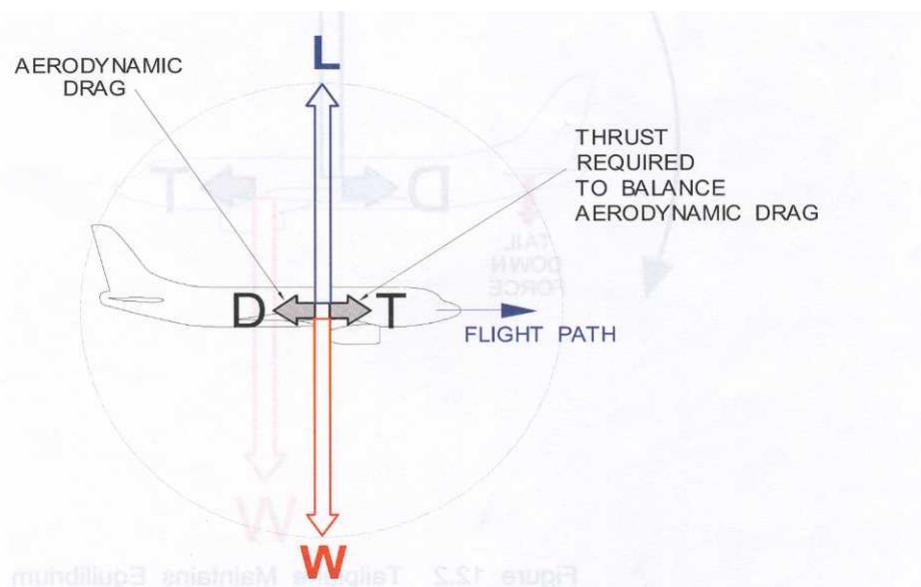
Uçuş mekanığı, uçuş esnasında uçak üzerinde etkili olan kuvvetler ve uçağın bu kuvvetlere vereceği tepkinin incelenmesidir. Düz ve ufki uçuşa (ivmelenmeksizin) bir uçak için aşağıdaki durumlar mevcut olmalıdır.

- a. Yukarıya doğru etki eden kuvvetler, aşağıya doğru etki eden kuvvetleri dengelemelidir.
- b. İleriye doğru etki eden kuvvetler, geriye doğru etki eden kuvvetleri dengelemelidir.
- c. Bütün momentlerin toplamı sıfır olmalıdır.

Bu durum denge olarak bilinir.

08.01.01 DÜZ VE UFKİ UÇUŞ

Şekil: 08.01.01 de görüldüğü gibi, düz ve ufki uçuşa, uçak üzerinde etkili olan, KALDIRMA KUVVETİ (L), UÇAK AĞIRLIĞI (W), İTKİ (T) ve GERİ SÜRÜKLENME KUVVETİ (D), (DRAG), olmak üzere dört kuvvet vardır.



Şekil: 08.01.01 Düz ve Ufki Uçuşa Kuvvetler

W, Uçak ağırlık merkezi, CG, üzerinden aşağıya, dünyanın merkezine, doğru dik olarak etki eder. Bir başka söylemle, ağırlık yerçekimi kuvetine paralel olarak etki eder.

L, uçağın basınç merkezinden (CP), uçuş yönüne dik istikamette (90° de), etki eder.

Bu bölümün amaçlarına hizmet için (tamamen gerçek olmamakla birlikte itkinin, uçuş yoluna paralel ileriye doğru ve geri sürüklernenin, uçuş yoluna paralel geriye doğru etki ettiği düşünülecektir).

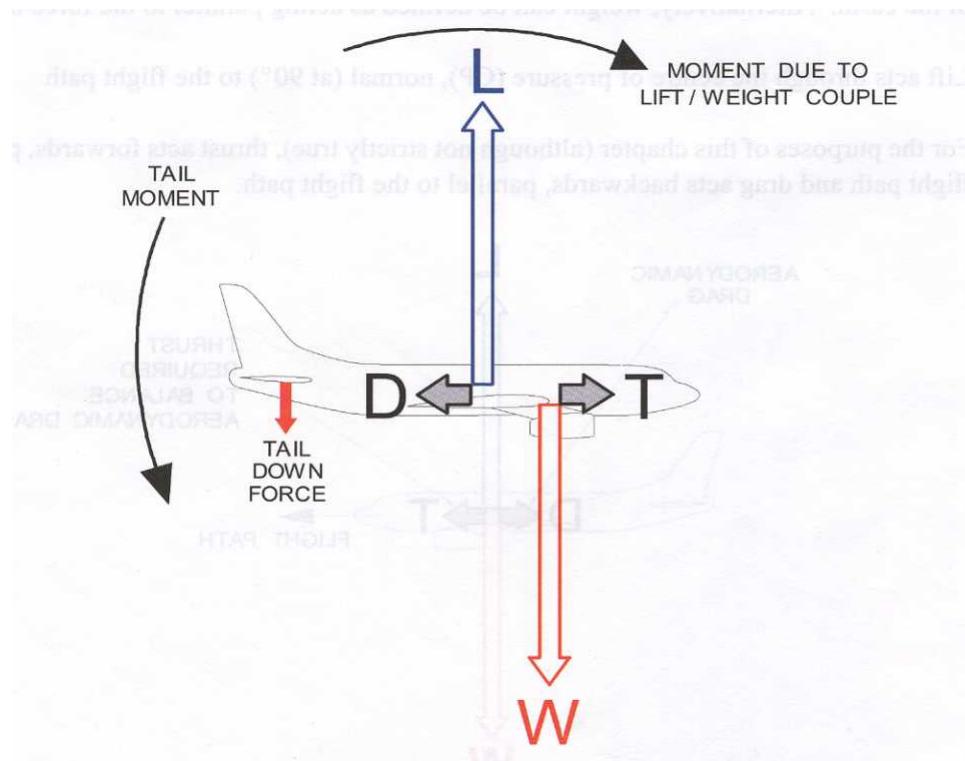
Uçağın düz ve ufki uçuş yapabilmesi için denge durumunun olması gerekmektedir. Bu ivmesiz uçuş şekli ağırlığın kaldırma kuvveti ile, ve geri sürüklernenin de itki ile tam olarak dengelenmesi sonucu oluşur. Bu durum, düz ve ufki uçuşa zıt kuvvetlerin eşitlenmesi zorunluluğu olarak da söylenebilir.

Modern uçaklarda L/D oranı 1'e 10 ile 20 arasındadır. Yani, taşıma kuvveti dragdan 10 ile 20 defa daha büyütür.

İtki ve dragın etki etkileri doğrultu, birbirine çok yakındır ve dolayısıyla bu iki kuvvetin yaratacağı moment ihmali edilebilir düzeydedir. Buna karşılık CP ve CG nin pozisyonu değişkendir ve çoğu uçuş şartında çakışık durumda olmazlar. CP, artan hücum açısı ile ileri doğru kayar ve CG, yakıt tüketimi ile

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/34
---	--	---	--

hareket eder. Genellikle CP, düşük hızlarda CG'nin ilerisindedir ve bunun sonucu olarak uçağa burun yukarı yunuslama momenti verir. Yüksek hızlarda ise CP, CG'nin arkasına geçecek ve bu da uçağa burun aşağı bir yunuslama momenti verecektir.

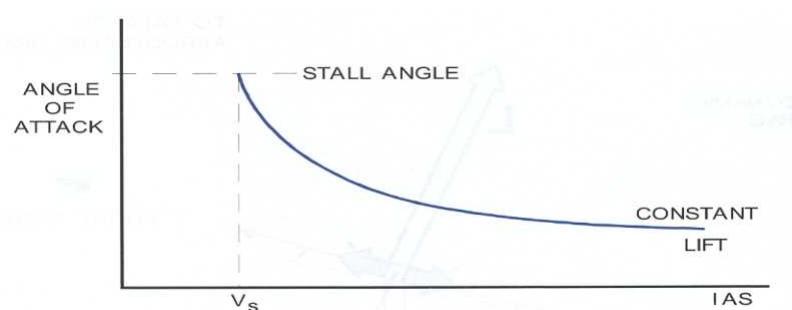


Şekil: 08.01.02 Kuyruk bölümü dengeleri

08.01.01.01 KUYRUK VE ELEVATOR

Kuyruk takımı, CP ve CG nin hareketlerinden dolayı oluşan yunuslama momentlerini dengelemek için gerekli kuvvetleri oluşturmak için kullanılır. Düz uçuşa CP, CG nin gerisindeyken, Şekil: 08.01.02 de görüldüğü gibi kuyruk, dengeyi sağlayabilmek için, aşağı doğru bir kuvvet temin etmektedir.

08.01.01.02 KUVVET DENGESİ



Kuvveti = Ağırlık

Şayet kuyruk bir denge kuvveti meydana getiriyorsa, bu kaldırma kuvvette ilave edilecek veya kaldırma kuvvetinden çıkarılacaktır.

Şekil: 08.01.03 IAS ile hücum açısının değişimi.

Aşağı bir yük için : Taşıma – Kuyruk Kuvveti = Ağırlık
Yukarı bir yük için : Taşıma + Kuyruk

Sabit ağırlıklı, düz ve ufki uçuşa gerekli olan kaldırma kuvveti de sabit olacaktır. Kanat, verilen bir hücum açısında bu taşımayı temin edecektir. Bununla beraber şayet sürat değişirse, hücum açısı aynı taşımayı muhafaza etmek için değişimelidir.

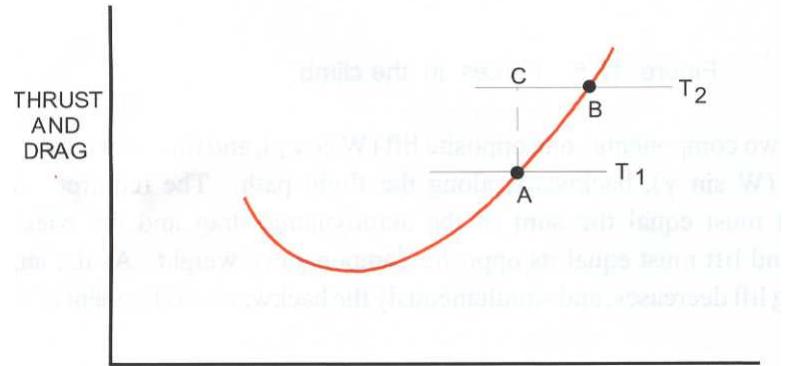
	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 3/34
---	--	---	--

Kaldırma kuvveti hızın karesi, fakat hücum açısı ile direk orantılı olduğundan, hücum açısı, sabit bir kaldırma kuvvetini vermek için Şekil: 08.01.03 de görüldüğü gibi değişecektir.

Sabit hızlı, düz ve ufki uçuş için itki, geri sürüklemeye eşit olmalıdır. Hız arttıkça (VMD üzerinde) drag da artacağından, daha yüksek bir sürati muhafaza etmek için itki, gaz kolunu açmak sureti ile yükseltilmelidir.

Şekil: 08.01.04 Çekış ve dragın dengelenmesi.

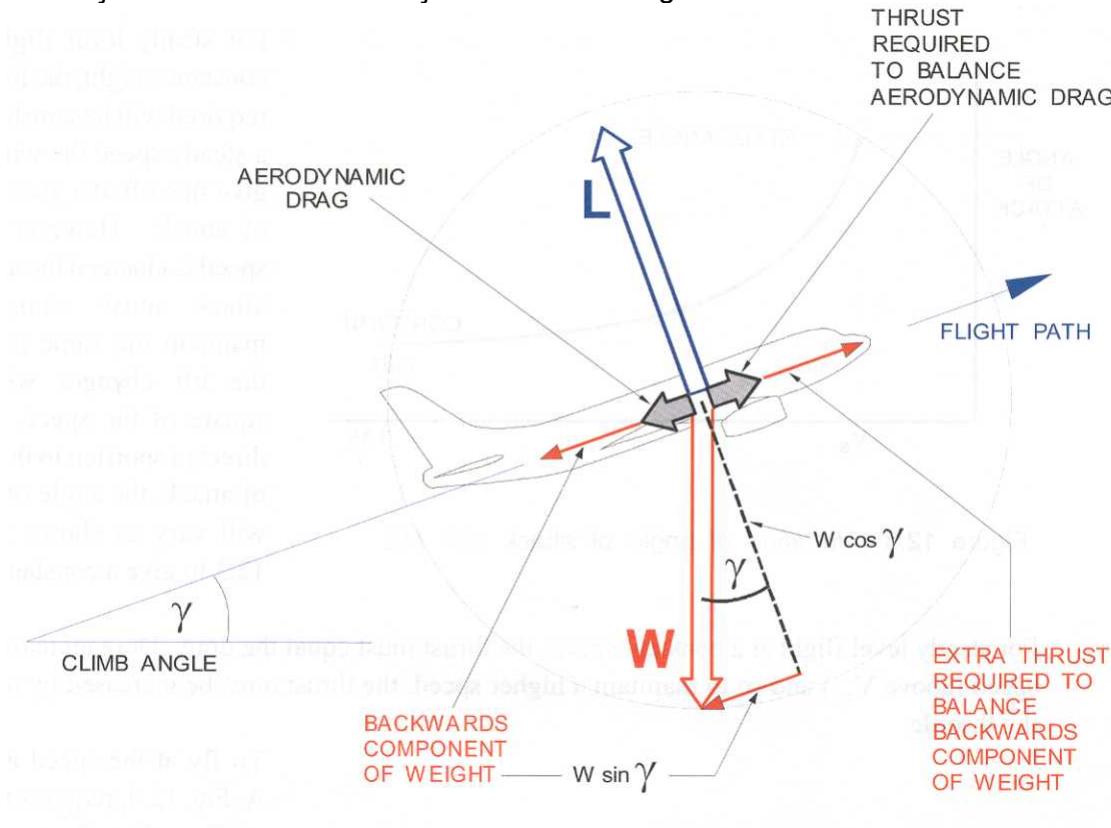
Şekil: 08.01.04'e göre, A noktasındaki hızda uçmak T_1 itkisini gerektirir. Uçak A noktasında iken şayet thrust T_1 den T_2 ' ye yükseltilirse, thrust; dragdan daha büyük olacak ve uçak, thrust ve dragın tekrar eşitleneceği yer olan B noktasına erişinceye kadar, itki fazlalığı, AC, oranında hızlanma yapacaktır. Şayet gaz kolu tam açık iken T_2 itkisi elde edebilirse, o zaman B deki sürat, yatay uçuşta ulaşılabilen maksimum sürattir.



IAS

08.01.02.01 DÜZ VE SABİT TIRMANMA

Bir uçağın ufukla yaptığı açı (γ) olacak şekilde, düz bir uçuş istikameti boyunca devamlı bir tırmanışta iken (γ), tırmanış açısı olarak isimlendirilir. Uçak üzerindeki kuvvetler, uçuş istikametine dik kaldırma kuvveti, itki ve ona paralel geri sürükleme kuvveti ve yerçekimi ivmesine paralel ağırlık kuvvetinden oluşur. Bu kuvvetler sistemi şekil: 08.01.05' de gösterilmektedir.



Şekil: 08.01.05 Tırmanışta Kuvvetler

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/34
---	--	---	--

Ağırlığın iki bileşenine ayrılması: Biri kaldırma kuvvetine zıt yönlü ($W \cos \theta$), diğeri ise geri sürükleme ile aynı istikamette, uçuş istikametine ters yönde etki eden ($W \sin \theta$) dir.

Denge Şartları: Thrust, aerodinamik geri sürüklemenin ve ağırlığın geriye doğru olan bileşkesinin toplamına, kaldırma kuvveti ise, ağırlığın kendisinin aksi istikametindeki bileşenine eşit olmalıdır. Tırmanma açısı büyündükçe, kanadın kaldırma kuvveti azalacak ve aynı anda ağırlığın geriye doğru olan bileşkesi büyüyecektir.

$$L = W \cos \theta$$

$$T = D + W \sin \theta$$

$L = W \cos \theta$, eşitliğinden de görülebileceği gibi, gerekli kaldırma kuvveti ağırlıktan daha azdır. Bunun nedeni, kaldırma kuvvetinin ağırlığın sadece tırmanma açısıyla da azalan belli bir oranını dengesizdir. (Dikey bir tırmanışta kaldırma kuvvetine gerek yoktur). Ağırlığın geri kalan kısmı, itki tarafından dengelenir.

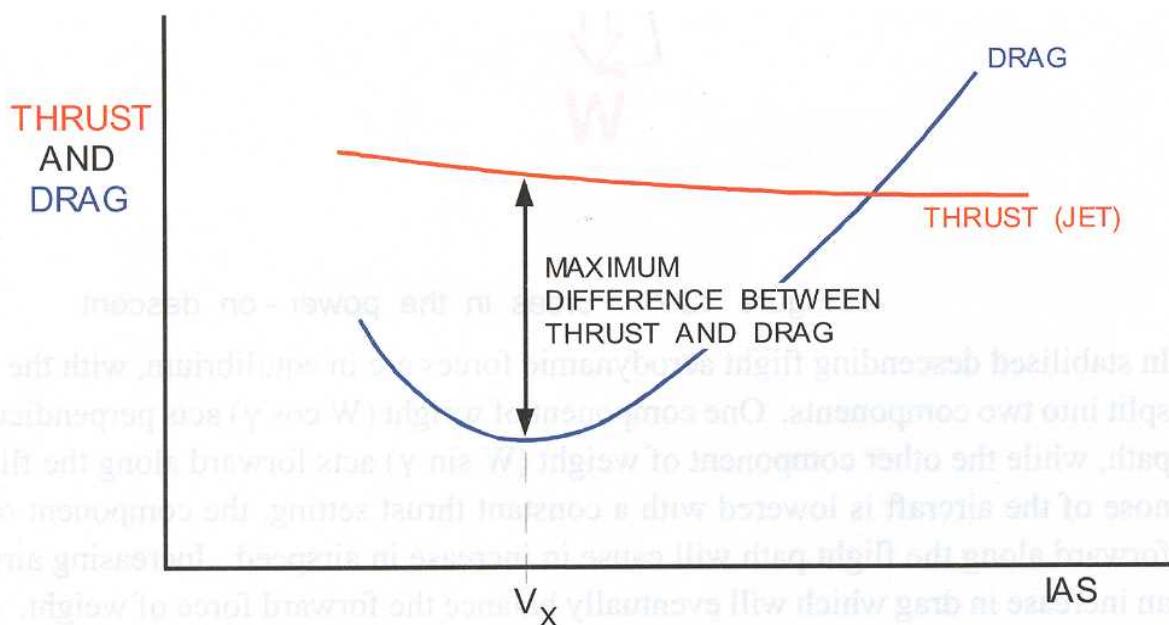
Devamlı tırmanış için gereken itki aerodinamik geri sürüklemeden, $T = D + W \sin \theta$ denkleminden de anlaşılacağı üzere, daha büyütür. Bu ağırlığın uçuş istikametine ters yönlü olan bileşenini de dengemek içindir. Yukarıdaki denklem tekrar düzenlenirse;

$$\sin \theta = \frac{T - D}{W}$$

Bir uçağın tırmanış kabiliyeti, aerodinamik geri sürüklemeden ne kadar fazla olduğuna bağlıdır. Verilen bir thrust için meydana getirilen geri sürükleme ne kadar azsa, tırmanış kabiliyeti de o kadar çoktur. Flaplar yukarıda olduğunda geri sürükleme daha az olacağından tırmanma açısı daha büyük olacaktır.

08.01.02 TIRMANMA AÇISI

$\sin \theta = (T - D)/W$ denkleminden de görüleceği gibi tırmanma açısı “thrust fazlalığına” ($T-D$) ve ağırlığa bağlıdır. Thrust ve drag, hız ile değiştiğinden, thrust fazlalığı, belirli bir süratte en fazla olacaktır. Bu sürat, maksimum tırmanma açısı süratü, V_X dir.



Şekil: 08.01.06 Sürat ile Fazla Thrustin Değişimi (JET)

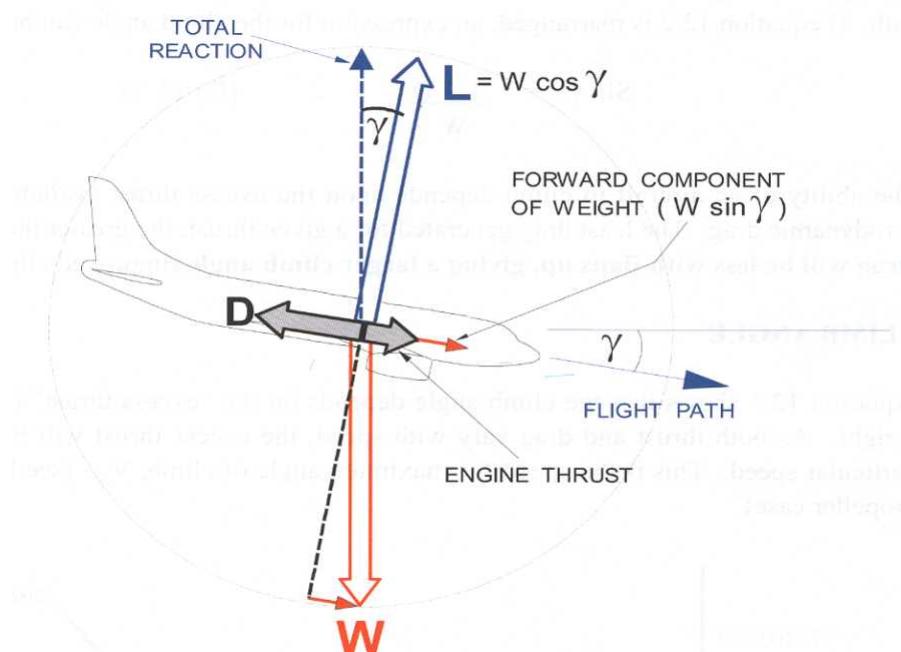
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 5/34
---	--	---	--

Thrustin hız ile değişimi, motor tipine bağlıdır. İtkinin hızla çok fazla değişmediği jet motorlarında V_x , V_{MD} ye yakın bir hızda, pervaneli motorlu uçaklarda ise V_x , V_{MD} den daha düşük bir hızdadır.

08.01.02.03 AĞIRLIK, İRTİFA VE SICAKLIK ETKİSİ

Verilen bir IAS'da uçağın dragı irtifa veya sıcaklığından etkilenmez fakat ağırlık arttıkça drag artar ve bunun sonucu olarak thrust fazlalığı ve dolayısıyla da tırmanma açısı düşer. Keza artan ağırlık, belirli bir thrust fazlalığı için tırmanma açısını düşürür. Thrust, irtifa ve sıcaklık yükseldikçe düşer ve bunun sonucunda da thrust fazlalığı da azalır. Dolayısıyla irtifa ve sıcaklık yükselirken, tırmanma açısı da azalır.

08.01.03.01 GÜÇLÜ ALÇALMA



Şekil: 08.01.07 Güçlü Alçalmada Kuvvetler

Dengeli alçalma durumunda, iki bileşkene ayrılan ağırlık kuvveti ile uçuş aerodinamik kuvvetleri denge içerisindeındır. Ağırlığın bir bileşeni ($W \cos \gamma$) uçuş istikametine dik yönde etki ederken, ağırlığın diğer bileşeni ($W \sin \gamma$) ise, uçuş istikameti ile aynı yönde eti eder. Şayet sabit bir thrust ayarlaması ile birlikte, uçağın burnu aşağı duruma verilirse, ağırlığın uçuş yönünde etki eden bileşeni hızın artmasına sebep olacaktır. Hızın yükselmesi, sonuçta ağırlığın ileri kuvvetini dengeleyecek olan dragdaki yükselme ile sonuçlanır. Hız dengeli duruma geldiğinde, uçuştaki dört kuvvetin dengesi tekrar sağlanmış olur. Şayet gaz kolu kapatılırsa, thrust kuvveti yok olur ve bu eksikliği yerine koymaya yönelik olarak draga karşı koymak ve sabit bir sürati muhafaza etmek için ağırlığın uçuş istikametindeki bileşeni daha yüksek olmalıdır. Bu durum uçağın burnu daha aşağı verilmek suretiyle sağlanabilir.

Şekil: 08.01.07 Alçalmada Kuvvetlerin dağılımını göstermektedir.

Uçuş yolu boyunca kuvvetler;

$$T + W \sin \gamma = D$$

Uçuş yoluna dikey kuvvetler;

$$L = W \cos \gamma$$

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/34
---	--	---	--

Her iki denklemden;

- Bir alçalmada, kaldırma kuvveti ihtiyacı ağırlıktan daha azdır. Bu durum, kaldırma kuvvetinin sadece uçuş yoluna dik olan ağırlık bileşenini dengeleme zorunluluğu nedeni iledir.
- Thrust ihtiyacı dragdan daha azdır. Bu durum, ağırlığın thrust ile aynı istikamette bir bileşeni olması nedeni iledir.

08.01.03.02 ALÇALMA HIZI

$T + W \sin \theta = D$ denkleminden;

$$\sin \theta = \frac{D - T}{W}$$

Alçalma hızı $V \cdot \sin \theta$ aşağıdaki şekilde yazılabilir :

$$\text{Alçalma Hızı} = V \frac{D - T}{W}$$

(D – T) terimi, thrusta göre drag fazlalığıdır ve dragdaki yükselme veya thrusttaki düşme, alçalma hızını yükseltecektir.

08.01.03.03 EMERCENSI ALÇALMA

Yüksek irtifada kabin basınç arızası meydana gelmesi durumunda, mümkün olduğu kadar çabuk bir şekilde alçalma gereklidir. Alçalma hızı, dragı yükseltmek, thrustı azaltmak ve sürati yükseltmek suretiyle yükseltilerebilir. Drag aşağıdaki şekillerde yükseltilerebilir.

- Hava frenleri tatbik edilerek,
- İniş takımı açılarak (VLO altında),
- Reverse thrust kullanılarak (şayet uçuş el kitabında onaylanmışsa).

Sürat, temiz konfigürasyonda irtifaya bağlı olarak MMO veya VMO'a, eğer iniş takımı aşağıda ise iniş takım limit süratine kadar yükseltilerebilir. Genel olarak bakıldığından iniş takımları açıkken ortalama alçalma hızı daha fazla olacaktır. Ancak iniş takım limit süratı normal seyir hızından çok daha az ise uçağın önce bu limit hızı gelmesi (muhtemelen birkaç dakika alacaktır) gerekecektir, dolayısıyla da başlangıç alçalma hızı göreceli olarak daha az olacaktır. Şayet iniş takımı alçalmamış ise, uçağın daha yüksek bir başlangıç alçalma hızı elde etmesi için MMO/VMO'ya hızlandırılmalıdır.

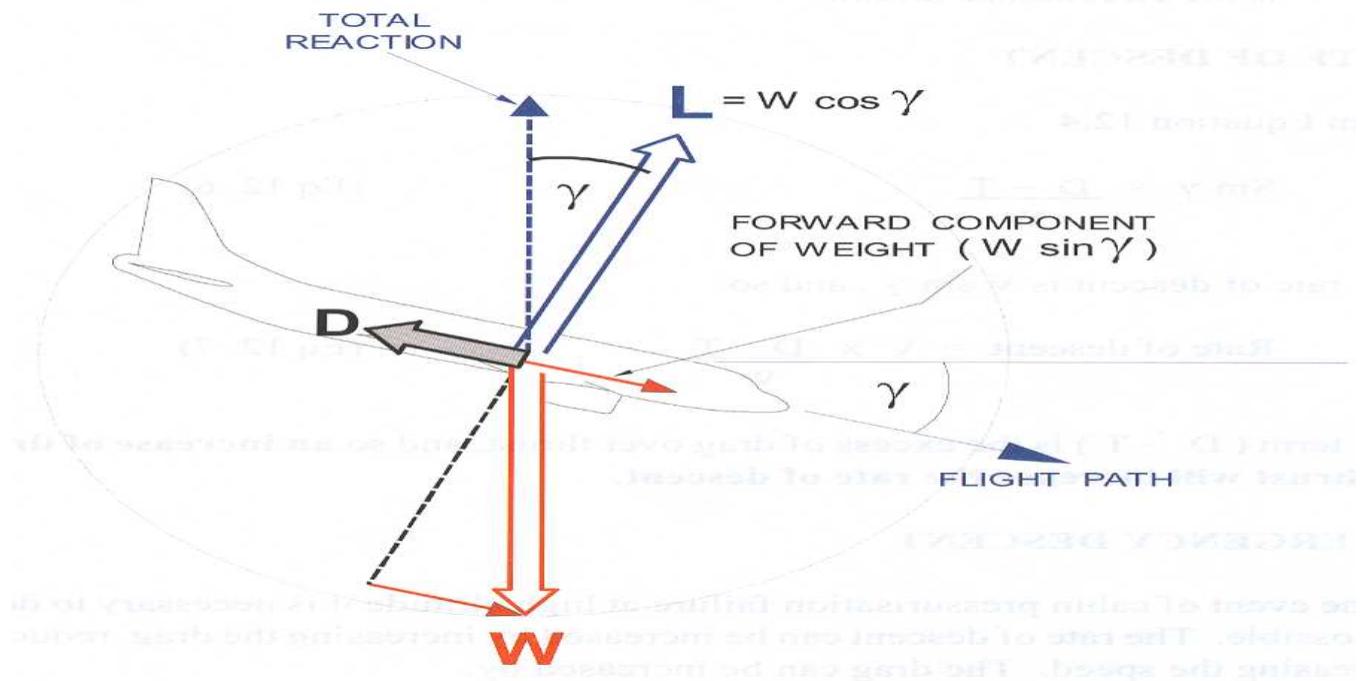
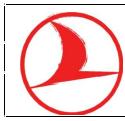
Şayet yüksek irtifada limit hız MMO ile uçurken emergensi alçalma yapılması gerekirse, IAS yükselecektir. Belli bir irtifada IAS, VMO'ya ulaşacak ve uçak o zaman alçalmanın geri kalanında VMO'yu geçmemesi için yavaşlatılacaktır. Planlanan irtifaya ulaşıldıktan sonra alçalma hızı kademeli olarak yavaşlatılacak böylece normal uçuşa yumuşak geçiş sağlanacaktır.

08.01.04.01 SÜZÜLÜŞ

Güçsüz süzülüşte uçuş rotasındaki ağırlık bileşeni, itici kuvvet ve drag dengesini temin etmelidir. Süzülüşte uçak üzerinde etkileme yapan TA, ağırlık ve drag olmak üzere sadece üç kuvvet vardır.

Şekil: 08.01.08' deki, uçuş yoluna paralel kuvvetler dikkate alınırsa;

$$D = W \sin \theta$$



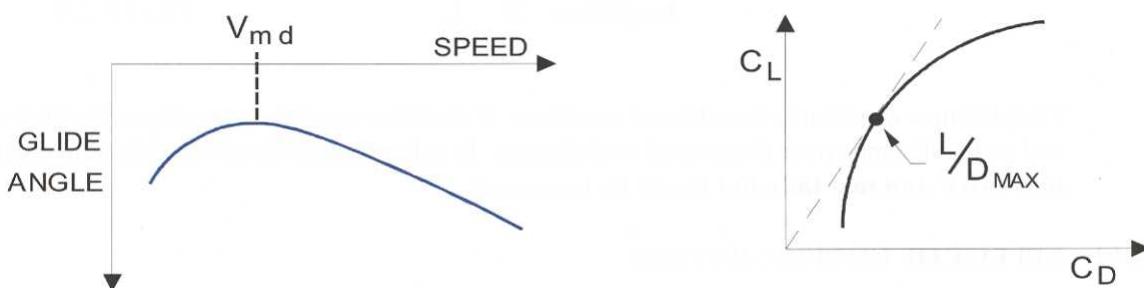
Şekil: 08.01.08 Süzülüste Kuvvetler

Uçuş yoluna dikey kuvvetler dikkate alınırsa:

$$L = W \cos \gamma$$

Yukarıdaki denklemlerden:

$$\tan \gamma = \frac{D}{L} \quad \text{Böylece tan'ın karşıtı olan } \cot \gamma = \frac{L}{D}$$



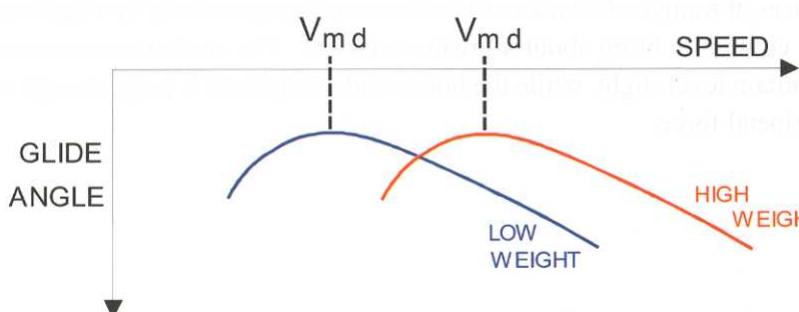
Şekil: 08.01.09 Maksimum Süzülüş Mesafesi için Metotlar

Formüller gösteriyor ki süzülüş açısı, sadece L/D oranına bağlıdır. Şekil: 08.01.09' da gösterildiği gibi, L/D oranı en büyük olduğu zaman, süzülüş açısı en az olacaktır. L/D oranı, minimum drag hızına denk gelen optimum hucum açısında maksimum olur. V_{MD} 'nin altındaki yada üstündeki hızlarda süzülme açısı daha dik olacaktır. Uçak L/D_{MAX} (V_{MD})' da uçurulduğu zaman, süzülme oranı en büyük (maksimum süzülüş mesafesi) olacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/34
---	--	---	--

08.01.04.02 AĞIRLIĞIN ETKİSİ

Ağırlık L/D oranını etkilemez ve şayet uçak optimum húcum açısında uçurulursa, ağırlık ne olursa olsun, süzülme açısı aynı olacaktır. Ancak optimum húcum açısına denk gelen sürat (VMD), ağırlıkla değişecektir. Şekil: 08.01.10'da da görüleceği gibi, ağırlık arttıkça VMD yükselmektedir. Daha fazla ağırlıkta, uçağın süzülme mesafesi aynı olacak fakat hız daha fazla olacaktır. Dolayısıyla ağırlık arttıkça süzülme hızı da artacaktır.



Şekil: 08.01.10 Süzülüşte Ağırlığın Etkisi

08.01.04.03 RÜZGAR ETKİSİ

Uçağın süzülürken, belli bir irtifa değişimi için alacağı mesafeyi süzülme açısı belirler. Süzülme açısı ise;

$$\text{Yükseklik Kaybı} \\ \text{Tan} = \frac{\text{Yükseklik Kaybı}}{\text{Alınan Mesafe}}$$

$$\text{ve böylece: } \text{Süzülme mesafesi} = \frac{\text{Yükseklik Kaybı}}{\tan}$$

$$L \\ = \text{Yükseklik Kaybı} \cdot \frac{D}{L}$$

Bu mesafe, sadece sakin havada elde edilir. Şayet rüzgar varsa, rüzgarın esis yönüne göre yer hızı değişecek ve böylece yer üzerinde alınan mesafe de değişecektir. Baş tarafından gelen rüzgarda yer mesafesi azalırken, kuyruk tarafından gelen rüzgarda ise alınan mesafe daha çok olacaktır.

08.01.04.04 KONFIGÜRASYON ETKİSİ

Bir uçağın maksimum "Kaldırma kuvveti/drag" (L/D) oranı, çıplak konfigürasyonda elde edilir. Flaplar, spoilerler, iniş takımları gibi elemanların açılması, L/D oranını düşürecek ve daha dik bir süzülme açısı ile daha kısa bir süzülüş mesafesi verecektir.

08.01.05.01 DÖNÜŞLER

Bir uçağın dönmesi için, uçağı dönüş merkezine doğru saptıracak bir kuvvete ihtiyaç vardır. Şekil: 08.01.11'de görüldüğü gibi bu kuvvet merkezcil kuvvet olarak isimlendirilir. Uçak yatış yaparken kaldırma kuvveti içe doğru eğilir ve yatay bileşeni, uçağı dönüş yolu boyunca hareket ettirmek için gerekli kuvveti temin eder.

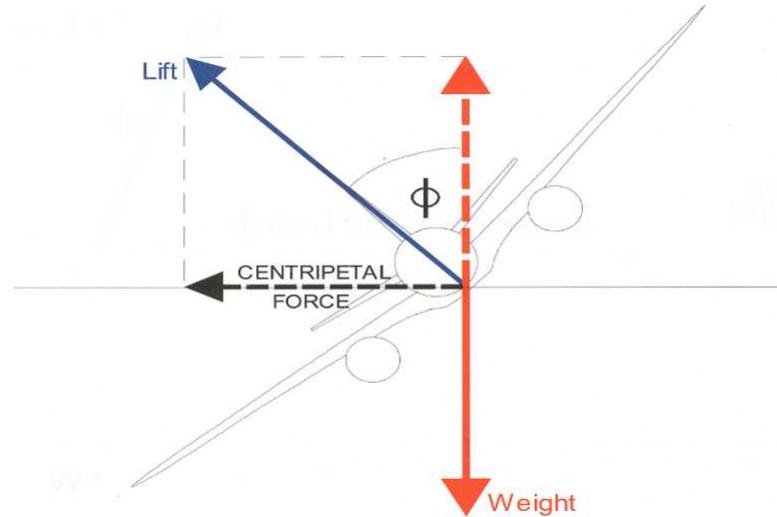
Şayet uçak yatırılmışken ve húcum açısı sabit tutulursa, kaldırma kuvvetinin dikey bileşeni, ağırlığı dengellemek için yeterli olamayacak ve uçak, uçulan irtifada tutunamayıp alçalmaya başlayacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/34
---	--	---	--

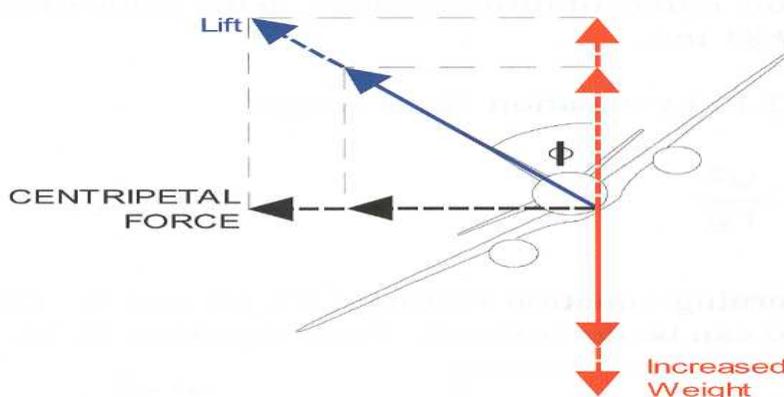
Bunun için, yatış açısı yükselirken, toplam kaldırma kuvvetini aynı değerde tutmak için hücüm açısı, kontrol kolunu geri çekmek vasıtası ile gerekli oranda yükseltilmelidir. Bu sayede yatay bileşen, gerekli merkezil kuvveti üretmek için yeterli büyülüklükte, dikey bileşen de uçuş ırtifasını muhafaza etmek için yeterli büyülüklükte olacaktır.

08.01.05.02 AĞIRLIK ETKİSİ

Uçak, düz uçuş ırtifasında itki olmaksızın dönüş yaparken ağırlığı dengelemek ve merkezil kuvveti üretebilmek için olan kuvvetler kaldırma kuvveti tarafından üretilmektedir. Şayet aynı TAS ve aynı yatış açısı elde edilebilirse, dönüş yarıçapı, temel olarak ağırlık veya uçağın tipine bağlı olmayacağından. Ancak tüm uçaklar aynı TAS'da aynı yatış açısına ulaşamazlar. Şayet ağırlık artarsa, kaldırma kuvvetinin dikey bileşeninin de artırılması gerekecektir, fakat aynı dönüş yarıçapının elde edileceği merkezil kuvvet de aynı oranda yükselecektir. Şekil: 08.01.12'de görüldüğü gibi, kaldırma kuvveti daha yüksek olmasına rağmen eğikliği, yani uçağın yatış açısı, aynı kalmaktadır.

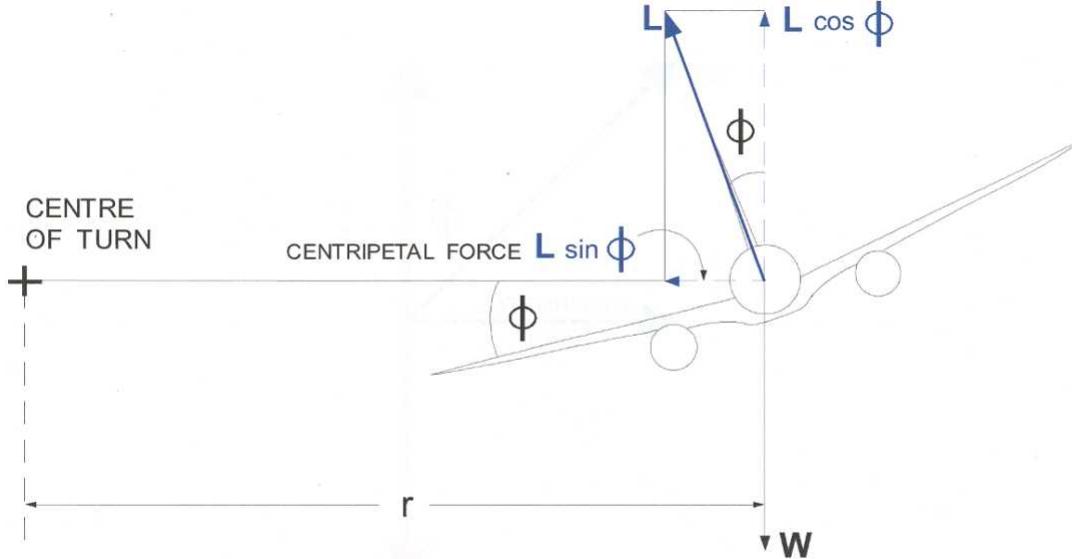


Şekil: 08.01.11: Dönüşte Kuvvetler



Şekil: 08.01.12 Yatış Açısı ve Ağırlık

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 10/34
---	--	---	---



Şekil: 08.01.13 Düz ve Ufki Uçuşlu Bir Dönüşte Kuvvetlerin Etkisi

Düz ve ufki bir dönüşte (Şekil: 08.01.13) denge şartları aşağıdaki şekilde ifade edilebilir;

$$L \cos \Phi = W$$

$$L \sin \Phi = \frac{W \cdot V^2}{r \cdot g}$$

(L), Newton olarak, kanat kaldırma kuvveti, (W), Newton olarak uçağın ağırlığı, (V) m/s' de gerçek hava süratı, (r) metre olarak dönüş yarıçapı, (Φ) yatis açısı ve (g) 9.81 m/s^2 olan sabit yer çekim ivmesidir.

Yukarıdaki ikinci denklem, birinci denkleme bölündüğünde;

$$\tan \Phi = \frac{V^2}{r \cdot g}$$

(V), (r) ve (Φ) yi birbirine bağlayan temel dönüş denklemi elde edilir. Denklemde iki ögenin bilinirse, diğer ikisi de bulunabilir. Denklemden yarı çapının bulunması için;

$$\text{Dönüş Yarı Çapı } (r) = \frac{V^2}{g \cdot \tan \Phi}$$

ve bu dönüş yarıçapına denk gelen dönüş hızı da ($= V/r$) aşağıdaki gibi olur:

$$\text{dönüş hızı} = \frac{g \cdot \tan \Phi}{V} \quad \text{radyan/saniye}$$

Dönüş hızı, burnun istikametindeki değişim hızı veya dönüşün açısal hızıdır. Bu, dakikadaki derece olarak veya bir Hız Rakamı ile ifade edilebilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 11/34
---	--	---	---

**Hız 1: Dakikada 180° (saniyede 3°) veya
Hız 2: Dakikada 360° (saniyede 6°)**

Dönüş hızı, TAS ile doğru ve dönüş yarıçapı ile ters orantılıdır.

$$\frac{\text{TAS}}{\text{Dönüş Hızı}} = \frac{\text{Yarıçap}}{\text{Yarıçap}}$$

Örnek: Bir uçak 150 kt TAS (77 m/s) hızda, 1480 metrelük bir yarı çap ile dönüş yaparken, dönüş hızı:

$$\frac{77}{1480} = 0.052 \text{ radyan / saniye}$$

Bir dairenin 2π radyan olduğu düşünülürse, $1 \text{ Radyan} = \frac{360}{6.286} = 57.3^\circ$ olur.

$$0.052 \times 57.3 = 3^\circ \text{ saniye (Hız 1)}$$

- a. Sabit bir TAS'da, yatis açısının artması, dönüş yarıçapını küçültür ve dönüş hızını yükseltir.
- b. Sabit bir dönüş oranını muhafaza etmek için, süratın artması daha büyük bir yatis açısını gerektirir.
- c. Sabit bir yatis açısında, süratın artması dönüş yarıçapını büyütür ve dönüş hızını düşürür.

Sabit bir dönüş hızında, yatis açısı TAS'a bağlıdır.

08.01.05.03 DÖNÜŞ YARIÇAPı VE HIZı

Dönüş yarıçapı ve hızın belirlenmesinde iki değişken vardır:

- a. Yatis açısı (Φ): Yatis açısının artması, dönüş yarıçapını düşürür ve dönüş hızını yükseltir. Fakat, daha yüksek bir yük faktörü üretir.
- b. Gerçek hava süratı (TAS): Süratin düşmesi, dönüş yarı çapını düşürür ve yük faktörü yükselmeksiz, dönüş hızını yükseltir.

Herhangi bir yatis açısında (Φ) dönüş yarıçapı, TAS'ın karesi ile doğru orantılıdır.

$$\text{Yarıçap} = \frac{V^2}{g \tan \Phi}$$

Şayet sürat iki kat büyürse, dönüş yarıçapı, sabit bir yatis açısından, dört kat daha fazla olacaktır. İki misli hızda, dönüş yarıçapı ile dönüş hızı arasındaki ilişkiyi görebilmek için, aşağıdaki denklemler ele alınmalıdır:

$$\text{Dönüş oranı} = \frac{V}{\text{Yarıçap}}$$

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 12/34
---	--	---	---

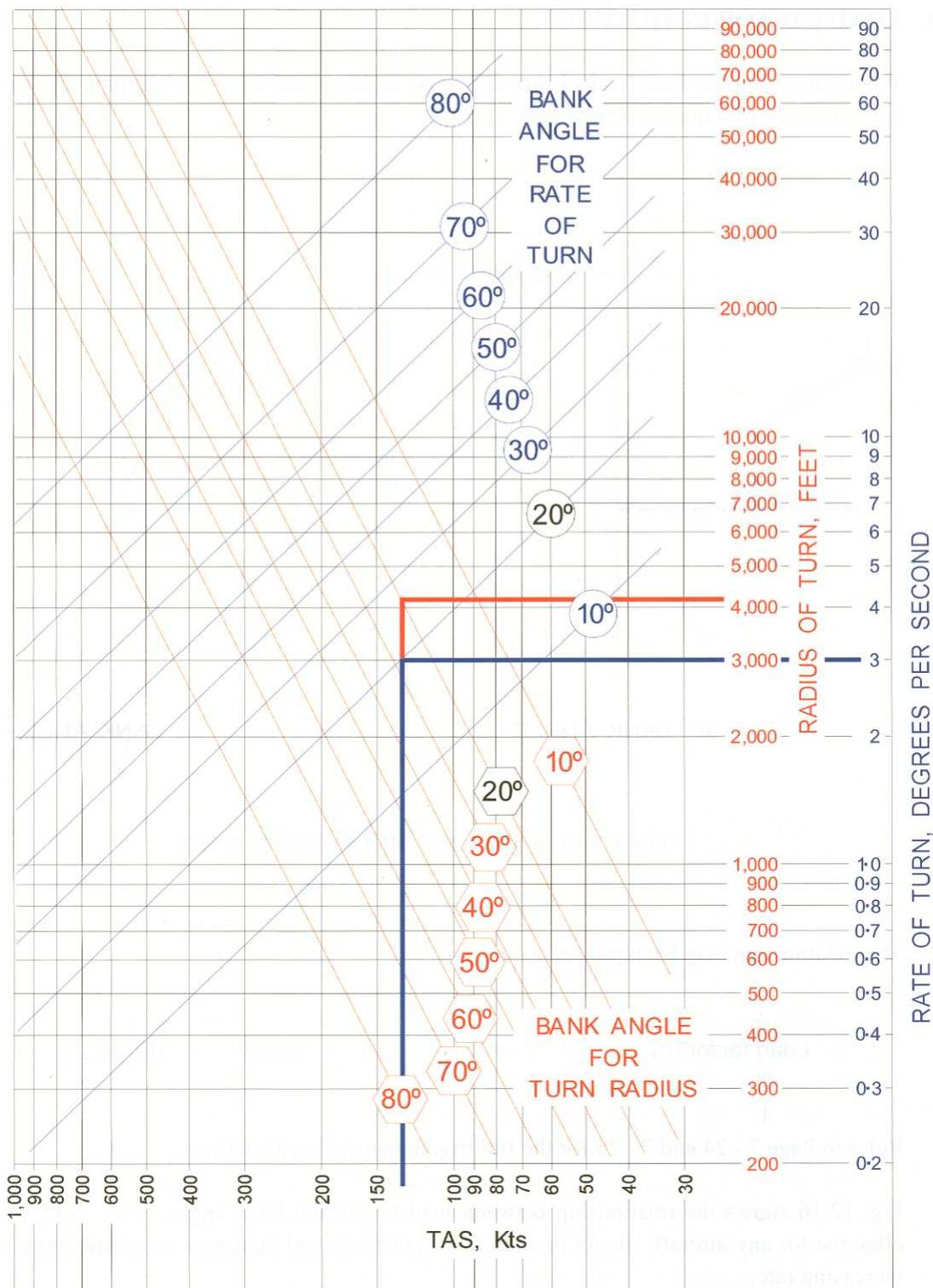
$$\frac{\text{V (x2)}}{\text{Yarıçap (x4)}} = \text{Dönüş oranı}$$

Şayet sürat ikiye katlanmışsa dönüş hızı, sabit bir yatis açısında, önceki değerinin yarısı kadar olacaktır. Herhangi bir yatis açısında, dönüş hızı TAS ile değiştiğinden, yavaş uçaklar belli bir dönüşü tamamlamak için yüksek hızlı uçaklara göre aynı yatis açısında daha az bir zaman ve alana ihtiyaç duyacaklardır.

Belirli bir yatis açısı ve TAS'da yapılan dönüş; ağırlığa, CG konumuna ve uçağın tipine bağlı olmaksızın aynı dönüş hızı ve dönüş yarıçapı ile olur. Şekil: 08.01.14 den de görülebileceği gibi, hız yükseldikçe, dönüş yarıçapı artacak, fakat dönüş hızı azalacaktır. Yatis açısı değişmediğinden yük faktörü aynı kalacaktır.

Hızı yükseltmek ve dönüş yarı çapını azaltmak için, yatis artırılır ve/veya sürat düşürülür.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 13/34
---	--	---	---



Şekil: 08.01.14 Dönüş Oranı, Saniyede Derece olarak.

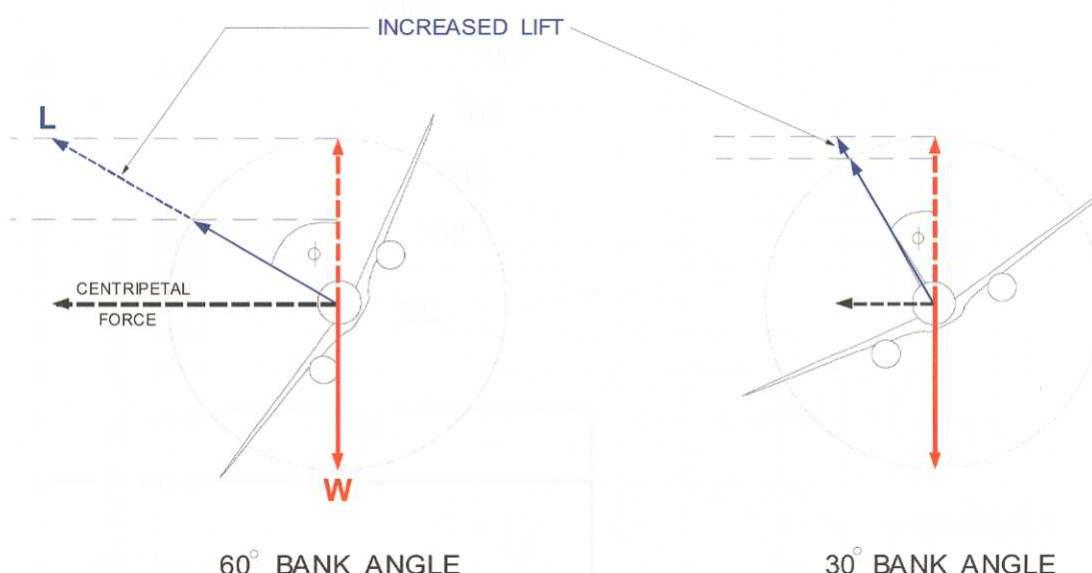
Şekil: 08.01.14 (sadece şekillendirme amaçlıdır). Bu grafik her uçak için kullanılabilir. Örnek, 130 kts TAS ve 20° yatis açısında, yarıçapın 4.200 ft ve dönüş hızının saniyede 3° olacağını gösterir. 260 kts TAS' da yarıçap 16.800 ft ve dönüş hızı saniyede 1.5° olacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 14/34
---	--	---	---

Verilen bir TAS ve yatis açısı herhangi bir uçakta belirli bir dönüş hızı ve yarıçapı meydana getirir. Düz uçuşa koordineli bir dönüşte, hızın yükselmesi yarıçapı yükseltecek ve dönüş hızını düşürecektir. Yük faktörü direkt olarak yatisla ilgilidir, dolayısıyla verilen bir yatis açısı için yük faktörü herhangi bir hızda sabit kalacaktır.

08.01.05.04 DÖNÜŞTE YÜK FAKTÖRÜ

Bir uçak yatislı dönüşe girdiği zaman kaldırma kuvveti, dikey bileşeninin uçağın ağırlığına olan eşitliğini muhafaza etmek için yükseltilmelidir (Şekil: 08.01.15)

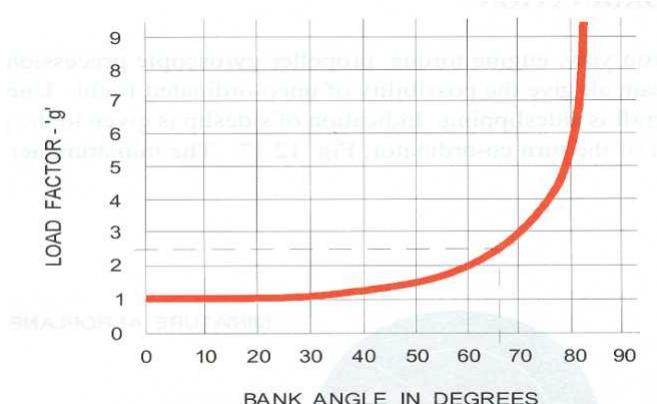


Şekil: 08.01.15 Dönüşte Kaldırma Kuvvetinin artışı

Yük faktörü aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\text{Yük Faktörü (n)} = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \Phi} = \sec \Phi$$

Yük faktörü ile yatis açısı arasındaki ilişki Şekil: 08.01.16 görülmektedir. Bu grafik her uçak için geçerlidir. Yük faktörü yatis açısından artış ile artan bir oranda artacaktır.



Şekil: 08.01.16 "g" ile Yatış Açısı arasındaki ilişki

Dönüşte, yük faktörü sadece yatis açısının bir fonksiyonudur.

Sabit yatis açısı \Rightarrow sabit yük faktörü

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 15/34
---	--	---	---

08.01.05.05 DÖNÜŞLERDE “G” LİMİTİ

Her bir uçak için dizayn yük faktörü limiti vardır. Yüksek süratli modern jet nakliye uçakları için pozitif yük faktörü limiti 2,5 g ‘dir. Şekil: 08.01.16’ da görüldüğü gibi bu durum 67° lik bir yatis açısından meydana gelecek ve TAS'a da bağlı olarak dönüş yarıçapının belirlenmesini sağlayacaktır. Bu durum, verilen “g” de, mukavemet limitini aşmadan, müsaade edilebilen minimum dönüş yarıçapı olacaktır.

08.01.05.06 DÖNÜŞLERDE STOL LİMİTİ

Şayet sürat sabit tutulur, fakat yatis açısı yükseltılır ise, kaldırma kuvvetinde olması gereken artış, hucum açısının artırılmasıyla elde edilir. Sonuç olarak hucum açısı büyündükçe stol açısına erişilecek ve yatis açısından daha fazla yükselme (dönüş yarıçapında düşme) olmayacağıdır. Ağırlık ile birlikte stol süratinin değişmesi nedeni ile bu sınır, ağırlığın bir fonksiyonu olacaktır.

08.01.05.07 DÖNÜŞLERDE İTKİ LİMİTİ

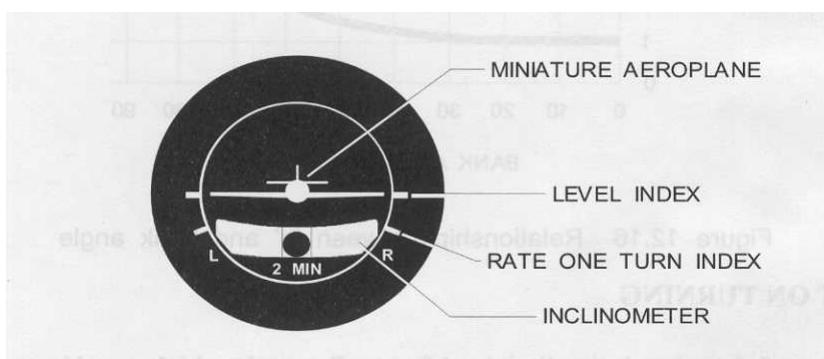
Dönüş esnasında kaldırma kuvveti, düz uçuştakinden daha büyük olacak ve bu durum, dragda artışa sebep olacaktır. Bu ilave dragı dengelemek için dönüşte, aynı hızda yapılan düz uçuşa oranla daha fazla thrust gerekecektir. Daha büyük yatis açısı, daha büyük thrust gerektirecek ve sonuç olarak gaz kolu belli bir noktada tam açık pozisyonuna gelecektir. Bu andan sonra yatis açısının daha fazla yükselmesi (ve dönüş yarıçapında düşme) mümkün olmayacağıdır. Thrust sınırının konumları ve mukavemet sınırı, yük faktörü ve mevcut thrust kapasitesine bağlı olacaktır.

08.01.05.08 MİNİMUM DÖNÜŞ YARIÇAPı

Şayet thrust kapasitesi yeterli ise minimum dönüş yarıçapı, stol limiti ile mukavemet limitinin kesişme noktasında meydana gelir. Bu noktadaki sürat, VA maksimum manevra süratidir. Uçağın ağırlığı arttıkça, minimum dönüş yarıçapı da büyüyecektir.

08.01.05.09 DÖNÜŞ KOORDİNASYONU

Ters kanatçık sapması, motor torku, pervane jiroskopik dönüşü, asimetrik thrust ve helezoni pervane rüzgarı (müzdevice) oluşumlarının tamamı koordinatesiz uçuşu mümkün kılar. Uçak kayış veya savruluş yaptığında, koordinatesiz uçuş meydana gelir. Kayış veya savruluş pilota, dönüş koordinatörünün parçası olan (bul) sayesinde haber verilir. Şekil: 08.01.17 deki minyatür uçak dönüş hızının, bul ise uçakta kayış olup olmadığıının göstergesidir.



Şekil: 08.01.17 Yatis ve Dönüş Koordinatörü

Koordineli uçuş bulu istikamet dümeni yardımı ile referans hatları arasında ortalanmış konumda tutmak suretiyle sağlanır. Bunun sağlanması için bulun saptığı tarafa, gereği kadar pedal tatbik edilir. Pedala uygulama yapmanın usulünü hatırlamak için kullanışlı bir yol “bul'a bas” kaidesidir.

Şayet kanatçık ve istikamet dümeni dönüş esnasında koordineli olarak kullanılır ise, bul merkezde kalır ve kayma ve savrulma olmaz. Şayet uçak kayış veya savruluş yaparsa, bul tüpün merkezinden uzaklaşır. Dönüşün merkezine doğru kayma bul'u, dönüşün iç kısmına doğru hareket ettirir. Dönüşün dış tarafına doğru kayma bul'u dönüşün dış kısmına doğru hareket ettirir. “Bul'a bas” bu durumu düzenlemek

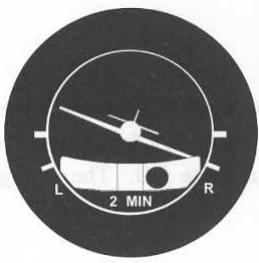
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 16/34
---	--	---	---

ve koordineli uçuşu temin etmek için uygun bir yoldur. Kayıştan koordineli uçuşa geçişe yardım etmek için yatis açısı da değiştirilebilir. Aşağıdaki şekillerde örnekler verilmektedir.



Dönüş hızı 1 olan koordineli sağa dönüşü göstermektedir.

Şekil: 08.01.18



Şekil:08.01.19, uçağın sağa koordinatesiz dönüşünü göstermektedir. Bul, dönüş istikametine doğru kaymış, uçak içe doğru kayışlı dönüş yapmaktadır. Uçak sağa yatırılırken, bulu ortada tutacak kadar pedala basınç yapılmamıştır. Yapılacak kumanda düzeltmesi, sağ pedala yeteri kadar basınç yapmak veya yatışı azaltmak olmalıdır.

Şekil: 08.01.19

Şekil:08.01.20
d o n ü s ü n a k s i
yapmaktadır. Uçak
basınçtan daha
yatışı sağlamak için,



uçağın sağa koordinatesiz dönüşünü göstermektedir. Bul, istikametine doğru kaymış, uçak savruluşlu dönüş sağa yatırılırken, pedala bulu ortada tutmaya yetecek fazla basınç yapılmıştır. Bul'u ortaya getirmek ve koordineli sol pedala basınç yapmak veya yatışı artırmak gereklidir.

Şekil: 08.01.20

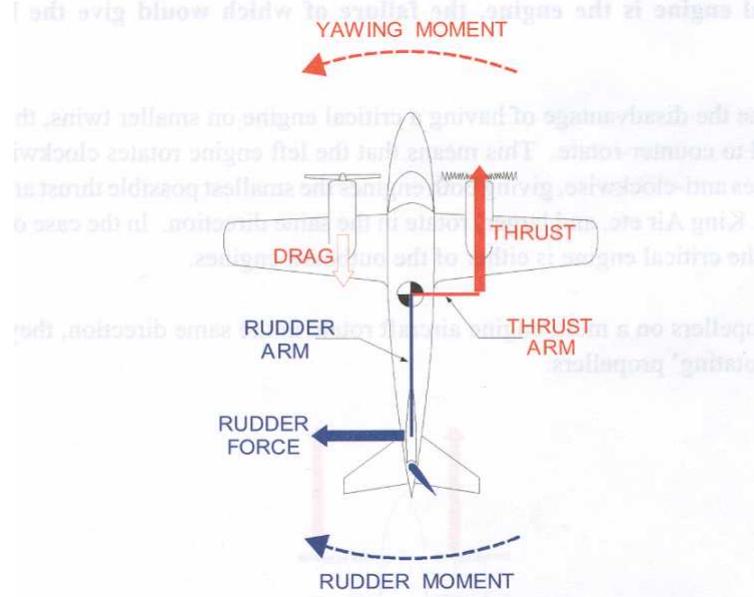
081.08.02.00 UÇUŞTA ASİMETRİK GÜCÜN UÇAĞA ETKİSİ

08.02.01.01 TANIM

Çok motorlu uçaklarda, motorlardan birinin arızası toplam thrust'in azalmasına ve arızalı motor tarafındaki dragın artmasına neden olarak

- Hava hızında azalma,
- Motor sesinde azalma
- Arızalı motor tarafına doğru sapma momenti görülmemesine neden olacaktır.

Şekil:08.01.21'de, sol motorun arızalanması sonucu uçak üzerine etki eden kuvvet ve momentler görülmektedir. Uçak arızalı motor tarafına doğru bir momente sahip olacaktır. Bu momenti dengellemek için pilotun, pedala basınç uygulaması yapması gerekecektir. Bir motor arızası durumunda yapılması gereken en önemli hareket oluşan sapmanın dengelenmesidir.



Şekil: 08.01.21 Asimetrik thrust

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 17/34
---	--	---	---

08.02.01.02 YAW MOMENTİ

Yaw momenti, çalışan motorun ürettiği thrust ile thrust hattı ve CG arasındaki mesafenin çarpımının, arızalı motorun ürettiği ekstra dragın ile motor ve CG arasındaki mesafenin çarpımının toplamıdır. Sapma momentinin kuvveti aşağıdakilere bağlıdır:

- a) Çalışan motorun ürettiği itki (yoğunluk irtifası ve gaz kolu konumu),
- b) Thrust hattı ve CG arasındaki mesafe (thrust kolu),
- c) Arızalı motor tarafından üretilen drag.

Oluşan sapma momentini dengeleyecek istikamet dümeni momenti, istikamet dümeninin ürettiği kuvvet ve istikamet dümeni CP'si ve CG arasındaki mesafenin (istikamet dümeni kolu) çarpımıdır. Motor arızası durumunda oluşan sapmaya engel olmaya çalışmak için pilotun uyguladığı istikamet dümeni momenti aşağıdakilere bağlıdır;

- a) İstikamet dümenindeki sapma (üretilen kuvveti etkiler),
- b) CG konumu (istikamet dümeni kolunu etkiler),
- c) IAS (üretilen kuvveti etkiler)

İstikamet dümenindeki sapmanın maksimumunda, CGnin arka limitinde (en kısa istikamet dümen kolu) ve IASnin de (dinamik basınç) ancak sapma momentini dengeleyecek istikamet dümeni kuvveti üretecek değerde olduğunu kabul edelim. Bu durumda hızda oluşacak azalma, arızalı motor tarafına doğru kontrollsuz sapma oluşumunu doğuracaktır. Sola doğru olan bu kontrollsuz sapma sağ kanattaki kaldırma kuvvetini de arttıracak sola doğru kontrollsuz bir yatış hareketini de başlatır. Uçak sola doğru helezonu bir dalışa girecektir (sadece uçuş kontrolları ile durdurmak imkansızdır ve eğer yer yakınsa, olay felaketle sonuçlanacaktır). Yere yakın bu ekstrem durumlarda uçağın kontrolünü tekrar ele geçirmek için tek yol, çalışan motor veya motorların kapatılmasıdır. Bu sapma momentini ortadan kaldırır ve uçak kontrol altına zor da olsa alınarak kontrollü iniş sağlanabilir.

Dolayısıyla, iki motorlu bir uçahta motor durmasını takiben istikamet kontrolünün korunabileceği minimum bir IAS vardır. Bu minimum IAS, VMC (minimum kontrol süratü) olarak isimlendirilir.

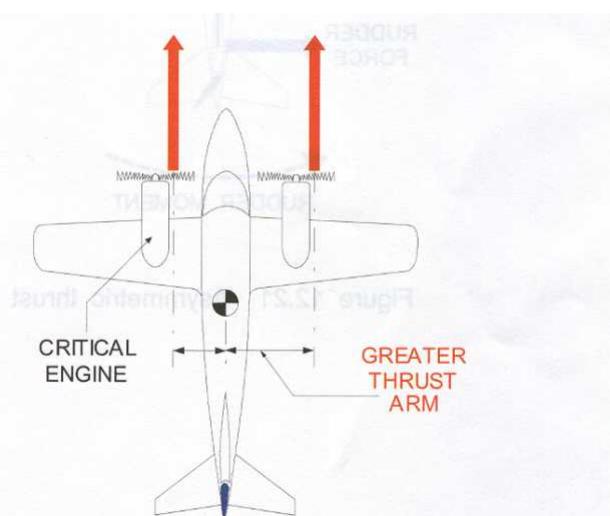
08.02.01.03 KRİTİK MOTOR

Şekil: 08.01.22 Kritik Motor

Çok motorlu bir uçacta motor durmasını takiben oluşan yaw momentini etkileyen faktörlerden birisi de, thrust kolunun uzunlugudur (CG den, çalışan motorun thrust hattına olan mesafedir).

Pervaneli uçahta, thrust kolunun uzunluğu pervanenin asimetrik etkisi ile belirlenir. Pozitif bir hücum açısında, arkadan bakış pozisyonuna göre saat istikametine doğru dönen bir pervanenin thrust hattı, motor merkez hattının sağ tarafına doğru yer almaktadır. Bu durum, aşağı giden palin yukarı giden palden daha fazla thrust üretmesi nedeniyedir. Şayet motorların her ikisi de saat istikametine dönerse, sağ motor, sol motordan daha uzun bir thrust koluna sahip olacaktır.

Şayet sol motor durursa, sağ motorun thrust kolu daha büyük olacağından daha büyük bir yaw momenti yaratacak, ve istikamet kontrolünü muhafaza etmek için daha yüksek bir IAS (VMC) gerekecektir. Dolayısıyla, sol motorun durması verilen bir IAS'de daha kritik olacaktır.



	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 18/34
---	--	---	---

Kritik motor, arızası durumunda en büyük yaw momenti oluşturacak olan motordur. Daha küçük iki motorlu uçakların kritik motora sahip olma dezavantajının üstesinden gelmek için, genelde motorların pervaneleri ters dönecek şekilde dizayn edilmişlerdir. Bu, her iki motorun da mümkün olan en küçük thrust koluna sahip olabilmesi için, sol motorun saat yönünde ve sağ motorun ise saatin ters yönünde dönmesi demektir. Daha büyük “turbo-prop” motorlar (King Air, v.s. ve daha büyük) aynı istikamette döner. Dört motorlu bir jet uçağında kritik motor, dış taraftaki motorlardan birisidir.

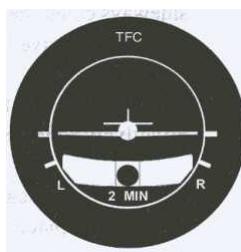
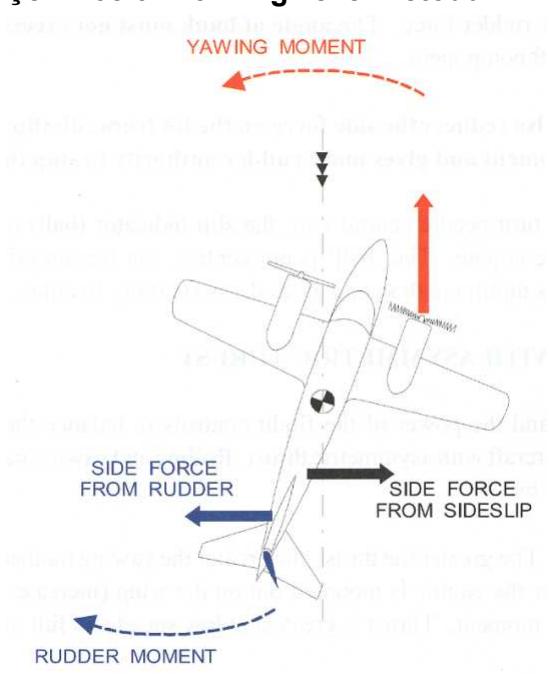
NOT: Çok motorlu bir uçakta şayet pervanelerin hepsi aynı istikamete dönerse, onlar “co-rotating pervaneler” olarak isimlendirilir.

08.02.01.04 YAW MOMENTLERİ VE KUVVETLERİN DENGELENMESİ

Her ne kadar Şekil: 08.01.21'de momentler dengelenmişse de, kuvvetler dengelenmemiştir. İstikamet dümeninden gelen dengesiz yan kuvvet, iki şekilde dengelenebilir:

- a) Kanatlar aynı hızada iken ve,
- b) Çalışan motor tarafına doğru çok az yatış yaparak (tercih edilen metot).

Şekil: 08.01.23 Wing Level Metodu



Kaymayı durdurmak için istikamet dümeni-Kanatlar hızada (Wings Level): Kaymaya engel olma için istikamet dümeni ve kanatların seviyesini muhafaza etmek için kanatçık kullanılır. Çalışan motor tarafına doğru olan kayma, gövde yüzeylerinde, CG gerisinde, istikamet dümeni kuvvette zıt bir yana kayma kuvveti doğurur. (Şekil: 08.01.23). Şayet yana kayma açısı çok büyük ise, dikey stabilize stol olabilir. Dönüş kayış göstergesinde yatış indikatörü ve bul göstergesi merkezlenmelidir.

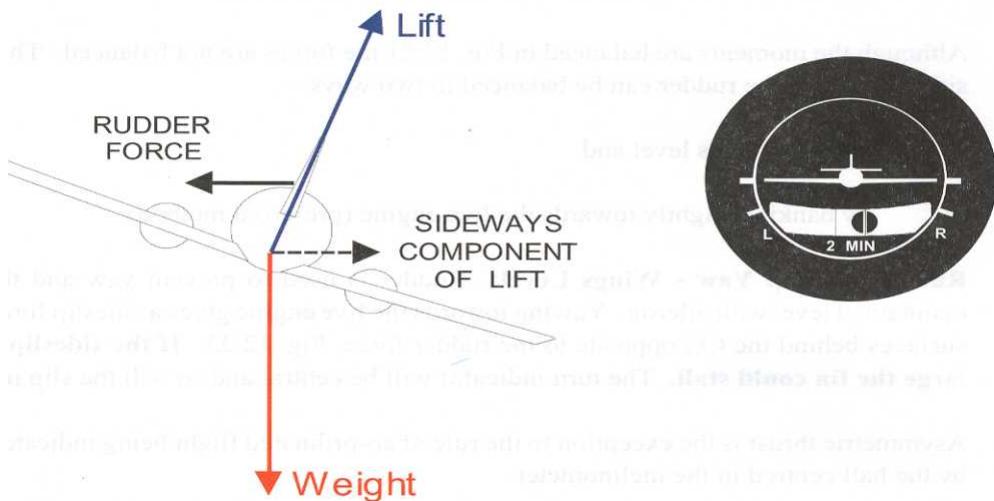
NOT: Asimetrik thrust durumu, pilota, dönüş kayış göstergesinde bulun merkezlenmesi ile gösterilen, koordineli uçuş kuralının bir istisnasıdır.

İstikamet dümeninin oluşturduğu yan kuvveti dengelemek için olan bu metot, aşırı parazit geri sürükleme kuvveti üretmesi nedeni ile daha düşük bir tırmanma performansı verir ve bundan ötürü, kritik durumlarda, örneğin; kalkışta veya pas geçmede, tavsiye edilen bir metot değildir. Bu teknik, düz uçuşa bir motorun durmasının ardından ilk kontrolü sağlamak için kullanılabilir.

Kuvvetleri dengelemek için kullanılan “wings level” metodunun avantajı, pilot için uçağın içinde ve dışında kuvvetli yatay görüş referansları sağlamasıdır.

Dezavantajları ise, yana kayış açısının dikey stabilize stoluna meydan verecek kadar büyük olabilmesi ve tırmanma kabiliyetinin aşırı parazit geri sürükleme nedeniyle azalmasıdır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 19/34
---	--	---	---



Şekil: 08.01.24 Çalışan Motora Doğru Maksimum 5° lik Yatış

Kaymayı durdurmak için, İstikamet dümeni–Çalışan motora doğru yatış: İstikamet dümeninin yarattığı kuvveti dengelemek için kaldırma kuvvetinin istikamet dümeninin uyguladığı kuvvetin ters yönünde bir bileşen yaratacağı şekilde uçağa çalışan motora doğru bir yatış açısı vermek aerodinamik olarak daha verimlidir. Kaldırma kuvvetinin dikey bileşeninin aşırı derecede azalmasını önlemek için, yatış açısı 5°'yi geçmemelidir.

Uçağın çalışan motora doğru yatması dikey stabilizede yana kaymadan kaynaklanan yan kuvvetin de azalmasına böylece istikamet dümeninin asimetrik thrusttan kaynaklanan kaymayı engellemede daha etkili olmasına neden olmaktadır.

Kokpitteki dönüş kayış göstergesinin bulu, çalışan motora doğru yarıçaplı bir kayış yapmış olacak, dönüş iğnesi ise merkezde olacaktır. "Bul" merkezlenmemiş olmasına rağmen uçak kayış yapmıyor olacaktır. Bu metod, minimum geri sürükleme meydana getirir ve bu yüzden en iyi tırmanış kabiliyeti bu şekilde sağlanır.

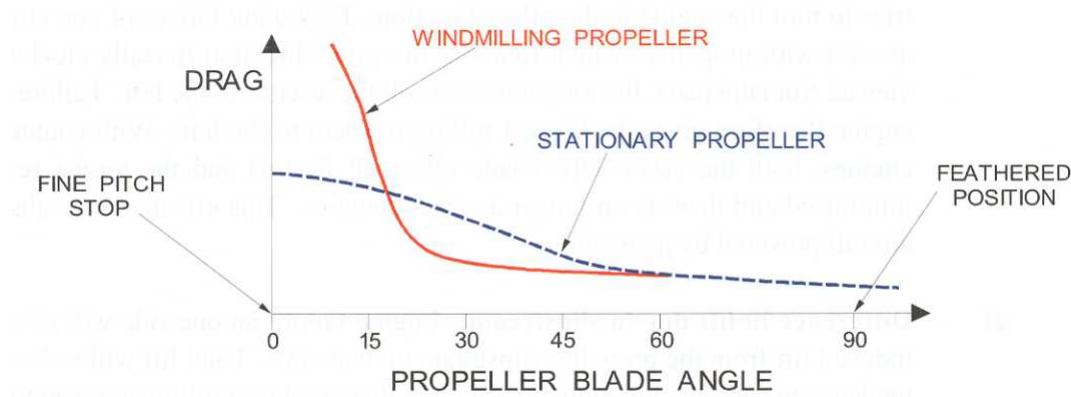
08.02.01.04 ASİMETRİK THRUST İLE ROLL VE YAW MOMENTLERİ

Oluşan yaw ve roll momentleri ve uçuş kontrol sistemlerinin etkinliği, asimetrik itki durumunda uçağın kontrol edilebilirliğini etkiler. Asimetrik itkiden kaynaklanan roll ve yaw momentleri aşağıdakilerden etkilenmektedir;

a. Çalışan motordaki itki : Çalışan motorda itki arttıkça, yaw momenti de artacaktır. Kanat üzerinde motorun monte edildiği konum (thrust kolu) arttıkça, yaw momenti de artıracaktır. İtki ise, düşük hız ve maksimum güç durumunda en büyük olacaktır.

b. İrtifa: İrtifa ve/veya sıcaklık yükseldikçe (yüksek yoğunluk irtifası) itki azalır. Motor durması için en kötü durum, deniz seviyesindeki bir hava alanında soğuk bir günde kalkıştan hemen sonraki durumda olduğu gibi, düşük yoğunluk irtifasıdır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 20/34
---	--	---	---



Şekil: 08.01.25 Pervane Geri Sürüklenmesi (DRAG)

c. Duran motor ve pervaneden kaynaklanan geri sürükleme: Duran motordan kaynaklanan geri sürükleme her zaman kayma momentine ilave etki yapar. Katkının ölçüsü, pervanenin rüzgar etkisiyle dönüyor, durmuş veya kılıçlama pozisyonunda olmasına da bağlıdır (Şekil: 08.01.25). Bu etki jet motorlu bir uçahta olmayacağından.

- i. Dönen bir pervanede sürtünme yüksektir. Pervane, hava akımı tarafından döndürülürken hem geri sürükleme hem de tork üretir.
- ii. Şayet bir pervane hareketsiz ise, o pervane sadece geri sürükleme üretir, tork üretmez. Hareketsiz bir pervanenin geri sürüklemesi, dönen bir pervanedeğine oranla daha azdır.
- iii. Kılıçlama pozisyonundaki bir pervane, en az geri sürükleme üretir. Pervanenin dönmemesi nedeni ile tork yoktur ve paller hava akışına dik pozisyonunda oldukları için, geri sürükleme minimum düzeydedir.

Duran motordaki geri sürükleme, kaporta hareketli kapağı (cowling flap) kapatılarak da azaltılabilir.

a. Asimetrik pal etkisi (P faktörü olarak bilinir): Paragraf 08.02.01.03 de açıklanmıştır. Eğer her iki motor da saat istikametine dönüyorrsa, sağ motor daha uzun bir thrust koluna sahip olacaktır. Sol motorun durması daha büyük bir kayma momenti doğuracaktır. Bu etki, zıt dönüşlü pervaneler veya jet motorları ile çalışan bir uçacta yoktur.

b. CG pozisyonu: Uçak CG etrafında döner. CG nin ileri veya geride olması tek motorun durmasından kaynaklanan kayma momentini etkilemez ancak, istikamet dümeni kolunu etkileyerek istikamet dümeninin yaratacağı momenti etkiler. Arka limitteki CG, en küçük istikamet dümeni koluna sebep olacak ve istikamet dümeni duran bir motordan kaynaklanan kaymayı engellemek için en az etkinliğe sahip olacaktır.

NOT: Ters dönüşlü pervaneler, genelde aynı şaft üzerinde montelidirler ve genellikle aynı motor tarafından zıt istikametlerde çalışırlar.

c. Tork reaksiyonu: Motor pervaneyi döndürdüğü zaman, eşit ve zıt yönlü reaksiyon, motoru diğer istikamette döndürmeye çalışır. Aynı istikamette dönen (arkadan bakıldığımda genellikle saat istikametine) pervaneler ile donatılmış bir uçacta bir motorun durması ile tork, uçağı sol tarafa yataş yapmaya zorlar. Bu yüzden sol motorun durması, sol tarafa doğru en büyük yataş momenti meydana getirir. Ters dönüşlü motorlarda ise, asimetrik pal etkisi (P faktörü) ve tork reaksiyonu minimum düzeydedir ve kritik motor yoktur. Bu etki, jet motorlu bir uçacta mevcut değildir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 21/34
---	--	---	---

d. Müzdeviceye bağlı olarak kaldırma kuvvetindeki farklılık : Bir taraftaki motorun durması, o tarafta pervane rüzgarından kaynaklanan ekstra kaldırma kuvvetinde azalmaya neden olacaktır. Toplam taşıma kuvvetinde bir azalma olacak ve uçak irtifa kaybetme eğilimine girecektir. Ancak bundan daha önemlisi, kaldırma kuvvetindeki farklılık nedeniyle uçak duran motora doğru bir yatış hareketine başlayacaktır. Eğer firar kenarı flapları açık durumda ise yatış momenti daha büyük olacaktır. Bu etki, jet motorlu bir uçağta olmayacağından.

e. Yana kayışa bağlı yatış momenti: Şayet uçak istikamet dümeninden kaynaklanan kuvveti dengelemek için belli bir yana kayış açısı ile uçuyorsa duran motor tarafından dihedral etkisi sonucu bu kanattaki kaldırma kuvveti artacaktır. Bu da pervanenin durmasından kaynaklanan kaldırma kuvvet kaybını belli oranda telafi edecektir.

f. Ağırlık: Herhangi bir ağırlık artması, verilen bir süratte, daha yüksek bir hücum açısını gerektirecektir.

- ii. Bu durum, asimetrik pal etkisini (P Faktörü) artıracak ve daha büyük bir kayma momenti olmasını sağlayacaktır.
- iii. Dikey stabilize ve istikamet dümeni kanat ve gövdeden gelen bozulmuş hava akımlarına daha fazla maruz kalacaktır. Bu da dikey stabilize ve istikamet dümenini daha etkisiz hale getirecektir. Sonuçta, istikamet dümeninin yaratabileceği moment de azalmış olacaktır.

g. Hava Hızı: Uçuş kontrollerinin etkinliği, maksimum kontrol sapması varsayıldığında, dinamik basınca bağlıdır. Düşük hava hızlarında doğru bir dinamik basınç ölçümü, Kalibre Hava Hızı (CAS) tarafından verilir. CAS, pozisyon hatası düzeltilmiş IAS'dır. Düşük hava hızı ve yüksek C_L'de pito / statik sistem ile ölçülen basınçlar yüksek hücum açısından etkilendir ve bundan dolayı IAS'ın daha doğru bir dinamik basınç değeri verebilmesi için bir ayarlama yapılması gereklidir. Daha yüksek bir IAS, kontrollerin etkinliğini artırarak ve sonuç olarak da, duran motordan kaynaklanan sapma momentini dengelemek için daha fazla bir istikamet dümeni momenti kapasitesi yaratacaktır. Şayet diğer parametreler aynı kalırsa, daha düşük bir IAS, mevcut istikamet dümeni momentini azaltacaktır. IAS, asimetrik thrust sonucunda uçağın kontrol altına alınmasında, hayatı öneme haiz bir faktördür.

08.02.01.05 KONTROL İÇİN MİNİMUM HAVA HIZI

Çok motorlu uçaklarda, herhangi bir motor durmasına maruz kalıldığı zaman, oluşan sapma momentini ve buna engel olmaya çalışan istikamet dümeni momentini etkileyen bir çok faktör vardır. Pilotun, asimetrik thrust sonucu, uçağı daha düşük bir değerde kontrol altına alamayacağı bir minimum IAS (V_{MC}) değeri bulunmaktadır.

Uçabilirlilik oturiteleri, bu durumda JAA, yeni bir uçağın uçuş el kitabında yer alacak minimum hızının belirlenmesi için birçok kriter belirlemiştir. Diğer durumların çoğu gibi, kontrol için minimum hız en kötü durum düşünülerek belirlenmektedir. Bulunan değerler uçağın yaşanması ve pilot refleks zamanı da düşünülerek belli bir emniyet faktörü ile çarpılır.

Uçaklar, değişik konfigürasyonlarda değişik kumanda özelliklerine sahip oldukları için, kontrol için minimum hız üç ayrı şartta belirlenir:

- a. VMCA Kontrol için minimum hız – Havada
- b. VMCG Kontrol için minimum hız – Yerde (kalkışta)
- c. VMCL Kontrol için minimum hız – İniş konfigürasyonunda

08.02.01.06 VMCA (JAR 25.149 dan alıntı)

VMCA, kritik motorun aniden durduğu anda, motor hala durmuş durumdayken, 5° den daha fazla olmayan bir yatış açısı ile uçağın kontrolünün ve düz uçuşun muhafaza edildiği kalibre edilmiş hava hızıdır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 22/34
---	--	---	---

VMCA, aşağıdaki durumlarda 1.2 V_s yi geçemez:

- a. Maksimum kalkış gücü veya motorlardaki itki kapasitesi,
- b. Kalkış için uçağın trimlenmesi,
- c. En uygun olmayan CG konumu,
- d. Maksimum deniz seviyesi kalkış ağırlığı,
- e. Uçağın en kritik kalkış konfigürasyonunda olması (fakat iniş takımları yukarıda) ve,
- f. Uçağın havalandı ve yer etkisinden kurtulmuş olması,
- g. Eğer pervane varsa, duran motorun pervanesinin;
 - i. Dönüyor durumda; veya,
 - ii. Kilitlenmiş pozisyonda, şayet uçakta otomatik bir kılıçlama tertibatı varsa.

V_{MCA} hızında kontrolün sağlanması için istikamet dümeni kuvveti 150 lb yi geçmemeli ve kontrolün sağlanması için gücün azaltılması gerekmelidir.

Not: Performans gerekliliği yoktur. Sadece istikamet kontrolü gereklidir.

08.02.01.06 V_{MCA} HİZINI ETKİLEYEN FAKTORLAR

Yatış Açısı : Çalışan motor tarafına doğru yatış, gerekli istikamet dümeni sapmasını azaltır ve böylece daha düşük bir V_{MCA}'ye müsaade eder. Maksimum yatış açısı 5° olarak belirlenmiştir çünkü daha yüksek açılar kaldırma kuvvetinin dikey bileşenini önemli ölçüde düşüreceklerdir. Bu durumda artırılan hücum açısından dolayı daha büyük bir indüklenmiş geri sürükleme de ortaya çıkar.

CG Konumu : Uçağın CG çevresinde dönmesi nedeni ile, CG'nin pozisyonu, istikamet dümeni kol uzunluğunu ve böylece de istikamet stabilizesini ve kontrolü muhafaza etmekte kullanılan istikamet dümeninin ve dikey stabilizerin etkinliğini direkt olarak etkiler. En kötü durum, CGnin arka limit konumunda olmasıdır. Şayet Cgnin bu konumunda kontrol için gerekli şartlar sağlanabiliyorsa diğer tüm CG konumlarında da sağlanabilecektir.

Kanatçık Etkinliği : Düşük hızda dinamik basınç, belli bir açı değişimi için uçuş kontrollerinin tamamının etkisini düşürecek şekilde azdır. İstikamet dümeninin etkilendiği gibi, kanatçılar da dinamik basınçtan benzer şekilde etkileneceklerecektir. Şekil. 08.01.23 ve 08.01.24'de (sağa yatış hareketi) kanatlar, ya hızda yada kanatçılarla birlikte belli bir yatış açısındadırlar. Daha düşük bir hava hızında, kanatları aynı pozisyonda tutabilmek için daha büyük bir kanatçık sapmasına ihtiyaç duyulacaktır. Aşağı sapan sol taraftaki kanatçık, daha büyük bir indüklenmiş geri sürükleme yaratacağı için sapma momentine katkıda bulunacaktır. Düşük hızda (yüksek CL) aşağı sapma açısı çok yüksek olan bu kanatçık, kanadın stola girmesine ve kontroksuz bir şekilde duran motor tarafına doğru yatış yapmasına neden olabilir. Bu istenmeyen duruma engel olmak için V_{MCA} yeterince yüksek olmalıdır.

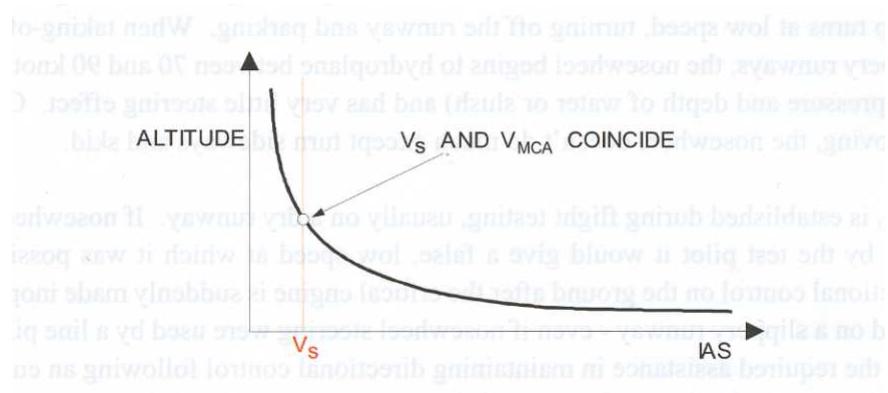
Flap Pozisyonu : Flap pozisyonu, taşıma kuvveti/geri sürükleme kuvveti oranını, burun aşağı yunuslama momentini ve stol hızını etkiler. Asimetrik thrust ile flaps, tırmanış performansını düşürür, stol üzeri sınırı yükseltir fakat V_{MCA}'yı doğrudan etkilemez. Bununla beraber, şayet kalkış flabi kullanılırsa, pervane rüzgarından dolayı iki kanadın kaldırma kuvvetleri arasındaki fark, daha ileri boyutta olur. Bu yatış momentini yükseltir, yüksek kanatçık sapmasını gerektirir ve V_{MCA}'yı dolaylı olarak yükseltir.

İniş Takımı : İniş takımı, sürtünmeyi yükseltir ve performansı düşürür. CG'nin ön tarafında artan gövde yüzeyi, istikametsel kararlılığı hafifçe düşürür ve böylece dikey stabilize ve istikamet dümeni, yana kayışa maruz kalır ki bu durum, V_{MCA}'yı az da olsa yükseltecektir.

İrtifa ve Sıcaklık : VMCA, çalışan motor tarafından üretilen itki miktarından etkilenir. İrtifa ve/veya sıcaklık yükseldikçe, süperşarjersiz bir motordaki thrust düşecektir. Dolayısıyla, irtifa ve/veya sıcaklığı yükseltme ile birlikte, VMCA düşer.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 23/34
---	--	---	---

V_S ve V_{MCA} Arasındaki İlişki: V_S, irtifanın yükselmesi ile sabit kalacağından Şekil: 08.01.26'da düz bir çizgi ile ifade edilebilir. (Daha önceki bölümde yüksek irtifalarda stol süratleri yükseler şeklinde gösterilmiştir, fakat bu ders için, sadece düşük irtifalardaki durumdan bahsedilecektir). Şekil: 08.01.26 da görüleceği gibi, 3000 ft üzerinde V_S ve V_{MCA} genel olarak uygundur. Ancak daha yüksek irtifalarda stol süratleri, V_{MCA}'dan daha yüksektir. Şayet uçak, çalışan motor tam takatte olduğunda bir motorun durmasını takiben yavaşlatılırsa, uçak, V_{MCA}'ya ulaşmadan önce stol olabilir. Kontrol kaybının üzerindeki sınır, bu durumda, stol vasıtası ile düşürülür.



Şekil: 08.01.26 Vs ve VMCA

08.02.01.07 V_{MCG} (JAR 25.149 dan alıntı)

V_{MCG}, yerde kontrolün sağlanması için minimum hız olup, kalkış esnasında kritik motor aniden durduğu zaman, normal pilotaj yetenekleri kullanılarak ve istikamet dümeni kontrol kuvveti 150 pound'un üzerine çıkarmayacak şekilde, sadece temel aerodinamik kontrollerin (burun teker dümeni kullanmaksızın) kullanımı ile kalkışın emniyetli bir şekilde gerçekleşebileceği ve uçağın kontrolünün muhafaza edilebileceği en düşük kalibre edilmiş hava hızıdır. V_{MCG}'nin hesaplanması, uçağın tüm motorlar çalışır halde hızlanması esnasındaki uçuş yönünün pistin tam ortasından geçtiği varsayılarak, tek motorun durduğu andaki uçuş yolu ile bu yola paralel, kontrolün tekrar sağlandıktan sonraki uçuş yolu arasındaki mesafe 30ft den fazla olmaması gerekliliği de göz önüne alınmalıdır. V_{MCA}'da olduğu gibi V_{MCG}'de hesaplanırken aşağıdakiler sağlanıyor olmalıdır;

- Maksimum kalkış gücü veya motorlardaki itki kapasitesi,
- Uçak, kalkış için trimlenmiş olmalı,
- En elverişsiz CG konumu,
- Maksimum deniz seviyesi kalkış ağırlığı olmalıdır.

08.02.01.07 V_{MCG}'YI ETKİLEYEN FAKTORLER

İrtifa ve Sıcaklık : V_{MCG}, çalışan motorun ürettiği itki miktarından etkilenir. İrtifa ve/veya sıcaklık yükseldikçe, süperşarjersiz bir motordaki itki düşecektir. Bunun için, irtifa ve/veya sıcaklığı artış ile birlikte V_{MCG}'de düşer.

Burun – Teker Dümeni : Burun – teker dümeni, taksi yapmak, düşük süratte geniş ve keskin dönüşler yapmak ve pistten çıkış ve park ederkenki dönüşü yapmak için dizayn edilmiştir. Islak, buzlu veya kaygan pistlerde kalkış yaparken, burun tekeri, 70 ila 90 knot'lar arasında su yastığı gibi hareket etmeye başlar (lastik basıncına ve suyun sulu karın derinliğine bağlı olarak) ve çok küçük bir yönlendirme etkisine sahiptir. Uçak bir kere hareket etmeye başladıkten sonra, burun tekeri, yanlara dönme ve kayma haricinde bir hareket yapmaz.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 24/34
---	--	---	---

V_{MCG} , genellikle uçuş testlerinde kuru pistlerde belirlenir. V_{MCG} burun teker dümeni kullanılarak hesaplansaydı, kritik motor aniden duruktan sonra yerde istikamet kontrolünü tekrar sağlamak için gerekli minimum hız, yaniltıcı bir şekilde çıkışması gerekenen daha düşük çıktı. Bu süratte, kaygan bir pistte, burun teker dümeni kullanılsa bile bu, bir motorun durmasını takiben istikamet kontrolünü muhafaza etmede gerekli yardımcı vermeyecek ve uçak pistten çıkacaktır. Kurallar, normal kullanımlar esnasında maksimum emniyet faktörlerini vermek için, limitlerin en kötü durumlara göre belirlenmesini zorunlu kılar.

İstikamet Dümeni Kolu : Uçak yerde iken, CG'nin gerisinde olan ana iniş takımı etrafında döner. Dolayısıyla istikamet dümeni kolu, uçak yerde iken daha kısıdadır. Bunun sonucu olarak birçok uçahta V_{MCG} , V_{MCA} 'dan daha büyük olacaktır.

08.02.01.08 VMCL (JAR 25.149 dan alıntı)

V_{MCL} , motorların tamamı çalışır durumdaki yaklaşma ve iniş esnasında, kritik motorun aniden durmasının ardından, 5° den fazla yatis yapmadan, uçağın tekrar kontrol altına alınıp düz uçuşa getirilebileceği en düşük kalibre edilmiş hızdır. V_{MCL} , aşağıdakilerle birlikte belirlenmelidir;

- a. Motorların tamamı çalışır durumda, yaklaşma ve iniş için en kritik durumdaki uçak,
- b. En istenmeyen CG konumu,
- c. Motorların tamamı çalışır durumda iken yaklaşma için trimlenmiş uçak,
- d. En istenmeyen ağırlık,
- e. Pervaneli uçaklar için, çalışmayan motorun pervanesinin pilotun herhangi bir etkisi olmadan aldığı konum,
- f. Çalışan motorların pas geçme durumundaki güç ve itki ayarı.

VMCL belirlenirken aşağıdakiler sağlanmalıdır;

- a. İstikamet dümeninin ürettiği kuvvet 150 lb yi geçmemeli,
- b. Uçak, tehlikeli uçuş karakteristikleri veya istisnai pilot maharet, dikkat veya kuvvet şartlarını gerektirmemelidir,
- c. Enlemsel kontrol, başlangıçtaki düz uçuş durumundan, duran motordan uzağa doğru 5 sn. den daha az bir zamanda 20° lik bir açıda bir dönüş başlatmak için yeterli yatis momentini üretebilecek düzeyde olmalıdır.

08.02.01.09 V_{MCL} 'Yı ETKİLEYEN FAKTÖRLER

Kanatçık Etkinliği: Düşük hızda dinamik basınç, verilen bir açı değişimi için uçuş kontrollerinin tamamının etkisini azaltacak şekilde düşüktür. İstikamet dümeninin etkilendiği gibi, kanatçıklar da dinamik basınçtan benzer şekilde etkileneceklereidir. Daha düşük bir hava hızında, gerekli yatisı sağlayabilmek için daha büyük bir kanatçık sapmasına ihtiyaç duyulacaktır. Aşağı sapan sol taraftaki kanatçık, daha büyük bir indüklenmiş geri sürükleme yaratacağı için sapma momentine katkıda bulunacaktır. Düşük hızda (yüksek CL) aşağı sapma açısı çok yüksek olan bu kanatçık, kanadın stola girmesine ve kontrollsüz bir şekilde duran motor tarafına doğru yatis yapmasına neden olabilir. Yeterli kanatçık etkisi VMCL'nin belirlenmesinde çok önemlidir çünkü kontrol için olan bu minimum hız sadece istikametsel kontrolü değil yatis gereksinimlerini de içermektedir.

KONTROL İÇİN MINIMUM HIZLARIN ÖZETİ

Yeni bir uçağın sertifikası için minimum kontrol hızları belirlenirken, JAR 25.149 da belirlenen kriterler kullanılır. Bu şekilde düzenlenen süratler, uçağın uçuş el kitabında da yer alır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 25/34
---	--	---	---

Yukarıdaki konuların dikkatli incelenmesi ile aşağıdaki hususlar elde edilebilir;

- a) V_{MCG} 'nin belirlenmesinde esnasında, burun teker dümeni kullanılamaz. Aksi halde, VMCG suni bir şekilde düşük bulunacaktır. Kullanım sırasında, kaygan bir pistte kalkış ve iniş yapılrken burun teker dümeni etkisiz olacak ve V_{MCG} hızında veya üzerinde bir hızda iken, uçağın istikametinin kontrolü imkansız olabilecektir.
- b) V_{MCL} , diğer hızlarda olduğu gibi sadece istikamet kontrolünü değil, yatis şartlarını da kapsar.
- c) Hava yoğunluğuna bağlı olarak motor tarafından sağlanan itki, irtifa ve sıcaklığın artması ile birlikte düşecektir. Bundan dolayı, asimetrik thrust sonucu oluşan sapma momenti, irtifa ve sıcaklık atışı sonucu düşecek ve böylece kontrol, daha düşük bir IAS de muhafaza edilebilecektir. Dolayısıyla, irtifa ve sıcaklığın yükselmesi ile (daha yüksek yoğunluk irtifasında) birlikte VMC düşer.

08.02.01.10 BİR MOTORUN ÇALIŞMADIĞI DURUMDA PERFORMANS

Paragraf **08.01.02.01** de açıklandığı gibi bir uçağın tırmanma kabiliyeti, aerodinamik geri sürükleme kuvveti dengelendikten sonra arta kalan itki mevcudiyetine bağlıdır. İki motorlu bir uçak şayet bir motorunu kaybederse, toplam thrust %50 civarında azalmış olur. Fakat arta kalan itki (itki-aerodinamik geri sürükleme), ortalama % 50 den daha fazla azalır. Şekil: 08.01.27 de görüldüğü gibi tırmanma kabiliyeti, % 80 gibi çok büyük oranda azalmış olabilir.

08.02.01.11 TEK MOTOR TIRMANIŞ AÇISI

Tırmanma açısı, artık thrust (itki-aerodinamik geri sürükleme) ile belirlenir. Uçak, maksimum artık thrustı (maksimum thrust/drag oranı) veren IAS'de uçurulduğunda, tırmanma açısı en fazla olacaktır. Thrust hızla azaldığından ve toplam drag da minimum değerini veren V_{MD} 'nin altında veya üstünde daha fazla olacağının tırmanma açısının en yüksek değerine V_{MD} 'nin altında ancak stol hızının emniyetli miktarda üstünde bir hızda ulaşılacaktır. Maksimum tırmanma açısına V_x hızında, tek motorlu bir uçahta ise V_{XSE} hızında ulaşılır.

08.02.01.12 TEK MOTOR TIRMANIŞ ORANI

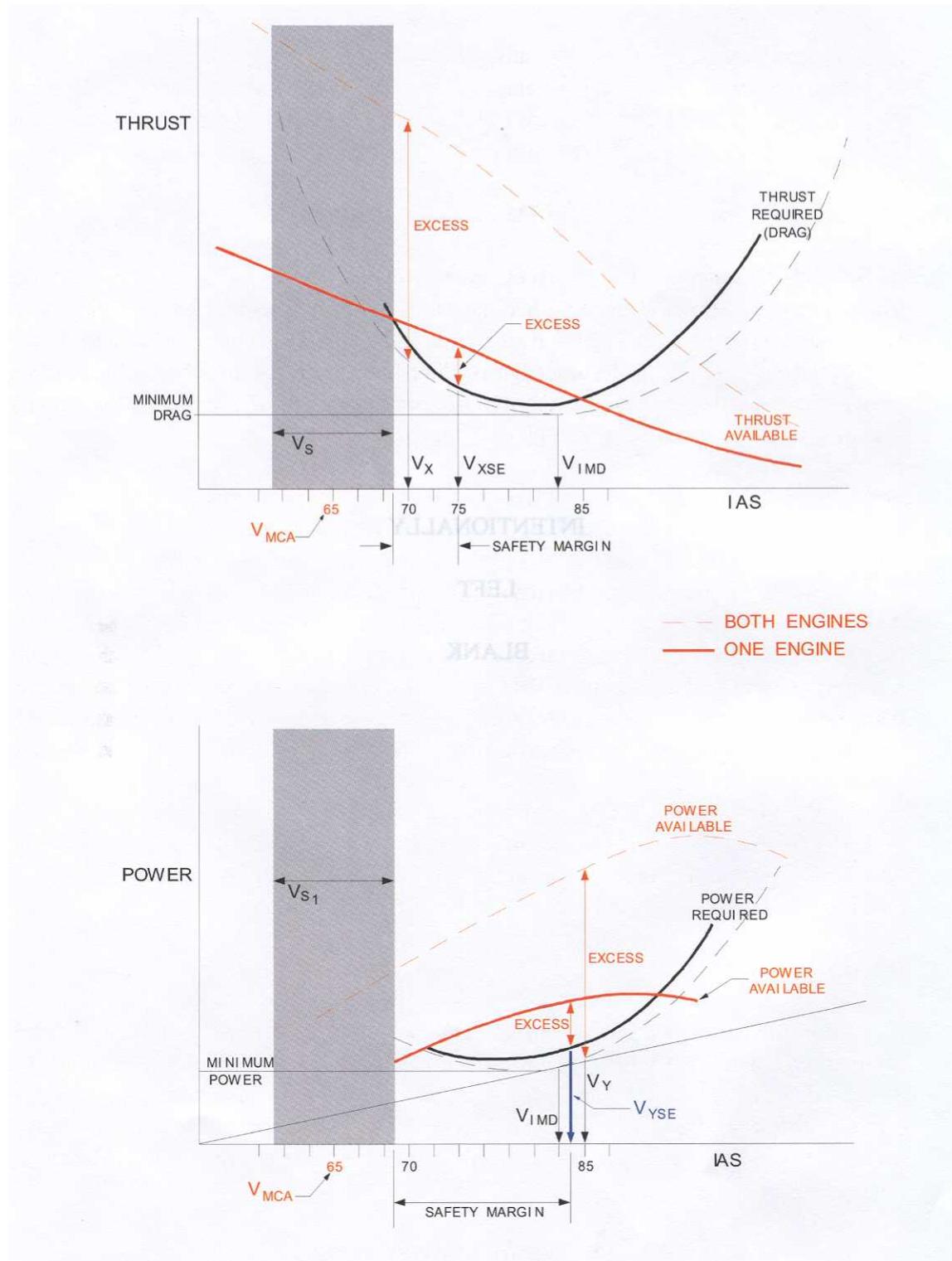
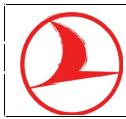
Tırmanma oranı, mevcut artık güç kapasitesi ile belirlenir. Güç, yapılan işin hızı ve iş de kuvvetin yer değiştirmeye çarpımıdır. Böylece güç, belli bir zamandaki kuvvetle yer değiştirmenin çarpımı olacaktır. Örnek olarak, thrust veya dragın TAS ile çarpımı gücü verir. İtkinin hızla azalmasına rağmen, güç hızındaki artıştan dolayı belli bir noktaya kadar yükselecektir. Benzer şekilde, gerekli güç, drag ile TAS'ın çarpımıdır ve mevcut artık güç tırmanma hızını belirler. En iyi tırmanma hızını verecek hız tüm motorların çalıştığı durumda V_Y , tek motorlu durumda ise V_{YSE} olarak isimlendirilir.

V_Y ve V_{YSE} , V_X ve V_{XSE} den daha yüksektir ve stol ve VMCA'nın her ikisinin de üzerinde daha emniyetli bir sınır teşkil eder. Coğu durumlarda V_Y ve V_{YSE} , kullanım için en iyi süratlerdir. Küçük iki motorlu uçaklarda V_{YSE} , hava sürat saatinde bir mavi radyal hat ile işaretlenmiştir ve "mavi hat süratü" olarak isimlendirilir.

08.02.01.13 SONUÇ

Verilen bir irtifada, hızda ve gaz kolu konumunda, artık thrust üretilen geri sürüklemeye bağlıdır ve geri sürüklemede konfigürasyona, ağırlığa ve yapılan dönüşlere bağlı olacaktır. Asimetrik thrust'ı denelemek için gerekli olan kontrol yüzey sapmaları da dragda artışa sebep olacaktır. Özellikle kalkış veya pas geçme esnasındaki bir motor kaybından sonra, yerden emniyetli bir irtifaya tırmanılınca kadar, dragın azaltılması ve dönüş yapılmaması gereklidir.

Drag, çalışmayan motorun pervanesini kılıçlamak, iniş takımlarını kapatmak, flapları dikkatli bir şekilde kapatmak, çalışmayan motordaki cowl flabi kapatmak ve uçağı çalışan motora doğru 5° kadar yatis yapmak süratyle azaltılabilir. Çalışan motorda maksimum devamlı thrust ile VYSE de (mavi hat süratü) yapılan uçuş, maksimum tırmanış performansı ve uçak üzerinde optimum kontrol temin edecektir.



Şekil: 08.01.27 fazla thrust ve fazla güç

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 27/34
---	--	---	---

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. In straight and level powered flight the following principal forces act on an aircraft:
 - a) thrust, lift, weight.
 - b) thrust, lift, drag, weight.
 - c) thrust, lift, drag.
 - d) lift, drag, weight.
2. For an aircraft in level flight, if the wing CP is aft of the CG and there is no thrust/drag couple, the tailplane load must be:
 - a) upward
 - b) downward
 - c) zero
 - d) forward
3. When considering the forces acting upon an aeroplane in straight-and-level flight at constant airspeed, which statement is correct?
 - a) weight acts vertically toward the centre of the Earth
 - b) lift acts perpendicular to the chord line and must be greater than weight
 - c) thrust acts forward parallel to the relative wind and is greater than drag
 - d) lift acts in the opposite direction to the aircraft weight
4. The horizontal stabilizer usually provides a download in level flight because:
 - a) the main plane lift is always positive
 - b) the lift/weight and thrust/drag couples combine to give a nose down pitch
 - c) the lift produced is greater than required at high speed
 - d) this configuration gives less interference
5. The reason a light general aviation aircraft tends to nose down during power reduction is that the:
 - a) thrust line acts horizontally and above the force of drag
 - b) centre of gravity is located forward of the centre of pressure
 - c) centre of pressure is located forward of the centre of gravity
 - d) force of drag acts horizontally and above the thrust line

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 28/34
---	--	---	---

6. To give the best obstacle clearance on take off, take off should be made with:
- a) flaps partially extended and at best rate of climb speed (V_y).
 - b) flaps partially extended and at best angle of climb speed (V_x).
 - c) flaps retracted and at best rate of climb speed (V_y).
 - d) flaps retracted and at best angle of climb speed (V_x).
7. The angle of climb is proportional to:
- a) the amount by which the lift exceeds the weight.
 - b) the amount by which the thrust exceeds the drag.
 - c) the amount by which the thrust exceeds the weight.
 - d) the angle of attack of the wing.
8. In a climb at a steady speed, the thrust is:
- a) equal to the aerodynamic drag.
 - b) greater than the aerodynamic drag.
 - c) less than the aerodynamic drag.
 - d) equal to the weight component along the flight path.
9. A constant rate of climb in an aeroplane is determined by:
- a) wind speed
 - b) the aircraft weight
 - c) excess engine power
 - d) excess airspeed
10. Assume that after take-off a turn is made to a downwind heading. In regard to the ground, the aeroplane will climb at:
- a) a greater rate into the wind than downwind
 - b) a steeper angle downwind than into the wind
 - c) the same angle upwind or downwind
 - d) a steeper angle into the wind than downwind
11. What effect does high density altitude have on aircraft performance?
- a) It increases takeoff performance
 - b) It increases engine performance
 - c) It reduces climb performance

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 29/34
---	--	---	---

12. During a steady climb the lift force is:

- a) less than the weight.
- b) exactly equal to the weight.
- c) equal to the weight plus the drag.
- d) greater than the weight.

13. In a steady climb the wing lift is:

- a) equal to the weight
- b) greater than the weight
- c) equal to the weight component perpendicular to the flight path
- d) equal to the vertical component of weight

14. During a glide the following forces act on an aircraft:

- a) lift, weight, thrust.
- b) lift, drag, weight.
- c) drag, thrust, weight.
- d) lift and weight only.

15. For a glider having a maximum L/D ratio of 20 : 1, the flattest glide angle that could be achieved in still air would be:

- a) 1 ft in 10 ft
- b) 1 ft in 20 ft
- c) 1 ft in 40 ft
- d) 1 ft in 200 ft

16. To cover the greatest distance when gliding the gliding speed must be:

- a) near to the stalling speed.
- b) as high as possible within VNE limits.
- c) about 30% faster than Vmd.
- d) the one that gives the highest L/D ratio.

17. If the weight of an aircraft is increased the maximum gliding range:

- a) decreases.
- b) increases.
- c) remains the same, and rate of descent is unchanged.
- d) remains the same, but rate of descent increases.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 30/34
---	--	---	---

18. When gliding into a headwind, the ground distance covered will be:
- a) less than in still air.
 - b) the same as in still air but the glide angle will be steeper.
 - c) the same as in still air but the glide angle will be flatter.
 - d) greater than in still air.
19. During a 'power-on' glide the forces acting on an aircraft are:
- a) lift, drag and weight.
 - b) lift, thrust and weight.
 - c) lift, drag, thrust and weight.
 - d) lift and weight only.
20. If airbrakes are extended during a glide, and speed maintained, the rate of descent will:
- a) increase and glide angle will be steeper.
 - b) increase, but glide angle will remain the same.
 - c) decrease.
 - d) remain the same.
21. An aircraft has a L/D ratio of 16:1 at 50 kt in calm air. What would the approximate GLIDE RATIO be with a direct headwind of 25 kt?
- a) 32:1
 - b) 16:1
 - c) 8:1
 - d) 4:1
22. During a turn the lift force may be resolved into two forces, these are:
- a) a force opposite to thrust and a force equal and opposite to weight.
 - b) centripetal force and a force equal and opposite drag.
 - c) centripetal force and a force equal and opposite weight.
 - d) centrifugal force and a force equal and opposite thrust.
23. In a turn at a constant IAS, compared to straight and level flight at the same IAS:
- a) the same power is required because the IAS is the same.
 - b) more power is required because the drag is greater.
 - c) more power is required because some thrust is required to give the centripetal force.
 - d) less power is required because the lift required is less.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 31/34
---	--	---	---

24. In a turn at a given TAS and bank angle:
- a) only one radius of turn is possible.
 - b) the radius can be varied by varying the pitch.
 - c) the radius can be varied by varying the yaw.
 - d) two different radii are possible, one to the right and one to the left.
25. As bank angle is increased in a turn at a constant IAS, the load factor will:
- a) increase in direct proportion to bank angle.
 - b) increase at an increasing rate.
 - c) decrease.
 - d) remain the same.
26. Skidding outward in a turn is caused by:
- a) insufficient rate of yaw.
 - b) too much bank.
 - c) too much nose up pitch.
 - d) insufficient bank
27. For a turn at a constant IAS if the radius of turn is decreased the load factor will:
- a) increase.
 - b) decrease but bank angle will increase.
 - c) decrease but bank angle will decrease.
 - d) remain the same.
28. An aircraft has a stalling speed in level flight of 70 kt IAS. In a 60° balanced turn the stalling speed would be:
- a) 76 kt.
 - b) 84 kt.
 - c) 99 kt.
 - d) 140 kt..
29. An increase in airspeed while maintaining a constant load factor during a level, coordinated turn would result in:
- a) an increase in centrifugal force
 - b) the same radius of turn
 - c) a decrease in the radius of turn
 - d) an increase in the radius of turn

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 32/34
---	--	---	---

30. How can the pilot increase the rate of turn and decrease the radius at the same time?
- a) shallow the bank and increase airspeed
 - b) steepen the bank and increase airspeed
 - c) steepen the bank and decrease airspeed
31. If an aircraft with a gross weight of 2,000 kg were subjected to a total load of 6,000 kg in flight, the load factor would be:
- a) 9 G's
 - b) 2 G's
 - c) 6 G's
 - d) 3 G's
32. Why must the angle of attack be increased during a turn to maintain altitude?
- a) Compensate for increase in induced drag.
 - b) Increase the horizontal component of lift equal to the vertical component.
 - c) Compensate for loss of vertical component of lift.
 - d) To stop the nose from dropping below the horizon and the airspeed increasing.
33. Two aircraft of different weight are in a steady turn at the same bank angle:
- a) the heavier aircraft would have a higher "g" load
 - b) the lighter aircraft would have a higher "g" load
 - c) they would both have the same "g" load
34. For a multi-engined aircraft, V_{MCG} is defined as the minimum control speed on the ground with one engine inoperative. The aircraft must be able to:
- a) abandon the take off.
 - b) continue the take off or abandon it.
 - c) continue the take off using primary controls only.
 - d) continue the take off using primary controls and nosewheel steering.
35. What criteria determines which engine is the "critical" engine of a twin-engine aeroplane?
- a) the one with the centre of thrust farthest from the centerline of the fuselage
 - b) the one with the centre of thrust closest to the centerline of the fuselage
 - c) the one designated by the manufacturer which develops most usable thrust
 - d) the failure of which causes the least yawing moment

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 33/34
---	--	---	---

30. How can the pilot increase the rate of turn and decrease the radius at the same time?
- a) shallow the bank and increase airspeed
 - b) steepen the bank and increase airspeed
 - c) steepen the bank and decrease airspeed
31. If an aircraft with a gross weight of 2,000 kg were subjected to a total load of 6,000 kg in flight, the load factor would be:
- a) 9 G's
 - b) 2 G's
 - c) 6 G's
 - d) 3 G's
32. Why must the angle of attack be increased during a turn to maintain altitude?
- a) Compensate for increase in induced drag.
 - b) Increase the horizontal component of lift equal to the vertical component.
 - c) Compensate for loss of vertical component of lift.
 - d) To stop the nose from dropping below the horizon and the airspeed increasing.
33. Two aircraft of different weight are in a steady turn at the same bank angle:
- a) the heavier aircraft would have a higher "g" load
 - b) the lighter aircraft would have a higher "g" load
 - c) they would both have the same "g" load
34. For a multi-engined aircraft, V_{MCG} is defined as the minimum control speed on the ground with one engine inoperative. The aircraft must be able to:
- a) abandon the take off.
 - b) continue the take off or abandon it.
 - c) continue the take off using primary controls only.
 - d) continue the take off using primary controls and nosewheel steering.
35. What criteria determines which engine is the "critical" engine of a twin-engine aeroplane?
- a) the one with the centre of thrust farthest from the centerline of the fuselage
 - b) the one with the centre of thrust closest to the centerline of the fuselage
 - c) the one designated by the manufacturer which develops most usable thrust
 - d) the failure of which causes the least yawing moment

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 34/34
---	--	---	---

36. Following failure of the critical engine, what performance should the pilot of a light, twin-engine aeroplane be able to maintain at V_{MCA} ?

- a) Heading, altitude, and ability to climb 50 ft/min
- b) Heading only
- c) Heading and altitude

No	A	B	C	D	REF	No	A	B	C	D	REF
1		B				22			C		
2		B				23		B			
3	A					24	A				
4		B				25		B			
5		B				26				D	
6			D			27	A				
7		B				28			C		
8		B				29				D	
9			C			30			C		
10			D			31				D	
11			C			32			C		
12	A					33			C		
13			C			34			C		
14		B				35		B			
15		B				36		B			
16			D			37					
17			D			38					
18	A					39					
19			C			40					
20	A					41					
21		B				42					

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/34
---	--	---	--

BÖLÜM 13

081 02 00 00 YÜKSEK HIZ UÇUŞU

02.00.01 TANIM

Bundan önceki konularda düşük hız aerodinamiği incelenirken, havanın sıkıştırılamadığı yani, hava yoğunluğunun basınçtaki değişiklikler sonucu değişmediği varsayılmıştı.

Herhangi bir hızda, "sıkıştırılabilirlik" nedeniyle hava yoğunlığında değişim meydana gelir. Hız düşük olduğunda, yoğunlukta meydana gelen değişimler ihmali edilemeyecek düzeydedir. Bununla birlikte, hız arttıkça hava yoğunluğunundaki değişimler önem kazanmaya başlar.

Uçak hava içinde ilerlerken çok küçük boyutlarda basınç dalgaları uçaktan tüm yönlere doğru yayılmaya başlar. Ancak "yüksek hız uçuşu" nu ilgilendiren konu sadece uçağın ön kısmında hareket eden dalgalarıdır. Bu basınç dalgaları, ilerdeki havaya uçağın yaklaşığının sinyalini verir. Bu da havanın yönünün değiştmesine (upwash) ve havanın ayrılarak uçağın geçişine izin vermesine neden olur.

02.00.02 SES HIZI

Yüksek hızda uçuşun incelenmesinde, atmosfer boyunca hareket eden küçük basınç dalgalarının hızı önemlidir. Bu basınç dalgaları, kaynaklarından başlayarak, her bir hava molekülünün hızla titreşirilmesi ve bu titreşimi komşu moleküle aktarması sonucu yayılırlar. Küçük basınç dalgalarının yayılma hızı sadece hava sıcaklığına bağlıdır. Sıcaklık düşüşe yayılma hızı da düşer. Ses bir basınç dalgasıdır ve işitilebilisin veya işitilememisin, atmosferde hareket eden tüm basınç dalgalarının hızı "ses hızı" olarak ifade edilir. Ses hızı 15 °C'de, saniyede 340 m.dir ve şu formülle hesaplanır;

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

a = Ses hızı, γ = Sabit sayı (hava için 1.4), R= Gaz sabiti, T= Mutlak sıcaklık

γ ve R sabit olduklarından ses hızı sadece mutlak sıcaklığın karekökü ile orantılıdır. Örneğin; 15 °C (288 K) için formülü uygulayalım.

$$a = \sqrt{1.4 \cdot 287 \cdot 288} = 340.17 \text{ m/s} \quad (\text{R}=287 \text{ J / kg K})$$

$$a \propto \sqrt{T}$$

**SES HIZI SADECE
SICAKLIKLA DEGISIR.**

02.00.03 MACH SAYISI

Uçağın hızı arttıkça uçak ile yayılan basınç dalgalarının yarattığı etki arasındaki mesafe azalır. Uçak giderek bu dalgalara yetişir ve uçağın yolundan çekilmek için yeterli zamanı kalmayan dalgalar çok dar bir açı ile yukarı çıkmaya (upwash) başlarlar.

Yüksek hızlarda, uçağın çevresindeki hava akışı ile basınç paternlerinde de değişim meydana gelir. Bu değişim; kaldırma ve geri sürükleme kuvvetleri, manevra kabiliyeti, kontrol ve denge karakteristiklerini de etkiler.

Bu etkiler havanın sıkıştırılabilme, yani tek bir akım hattında yoğunluğun değiştirmeye, özellikleinden kaynaklanmaktadır. Uçak hızının, olası sıkıştırılabilme etkileriyle olan ilişkisinin mürettebat tarafından bilinmesi hayatı önem taşır. Uçağın TAS'ı ve uçulan bölgedeki ses hızı (lokal ses hızı) bilindiğinde bu, sıkıştırılabilmenin derecesi hakkında bir fikir verecektir. Aradaki bu bağlantı "Mach sayısı" olarak adlandırılır. Kisaca Mach sayısı bir "sıkıştırılabilme ölçüsü"dür, (örneğin; M 0.5, lokal ses hızının yarısıdır).

Mach sayısı (M); gerçek hava hızının (V), lokal ses hızına (a) oranıdır ve şeklinde ifade edilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/34
---	--	---	--

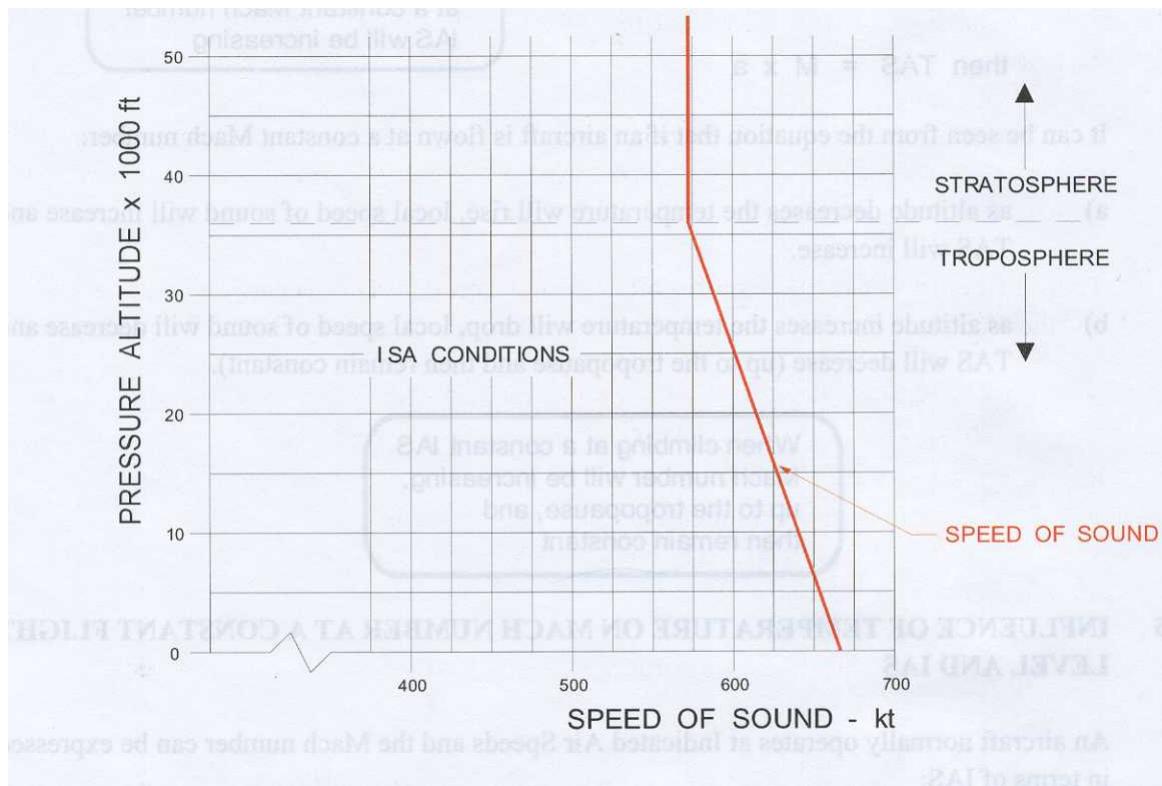
$$M = \frac{V}{a}$$

02.00.04 SABİT IAS'DE TIRMANIŞIN MACH SAYISI ÜZERİNDEKİ ETKİSİ

- İrtifa arttıkça sıcaklık düşeceğinden ses hızı da azalacaktır.
- Sabit bir IAS' de irtifa arttıkça TAS da artacaktır.
- Sabit bir IAS' de irtifa arttıkça, (V) nin artması ve (a) Mach sayısının artışına yol açacaktır.

Pratik bir bakış açısıyla, sabit IAS ile tırmanma sırasında, uçak ile ilerleyen basınç dalgalarının etkisi arasındaki mesafe azalacak ve bunun sonucunda uçak etrafındaki basınç ve akış paternleri değişecektir.

**DÜŞÜK SICAKLIKTA SES HIZI DA
DAHA DÜŞÜK OLACAKTIR.**



Şekil: 02.00.01 İrtifa ile ses hızının değişmesi.

Standart Atmosfere göre, deniz seviyesinde 15°C olan sıcaklık; 36.089 ftte (11.000 m) -56.5°C 'ye kadar düşer ve daha sonraki irtifalarda sabit kalır. Aynı şekilde ses hızı da stratosfere kadar azalarak bu noktadan sonra sabit kalacaktır.

Sabit IAS ile tırmanış sırasında Mach sayısının arttığından bahsedilmiştir. Bu tırmanış sırasında, uçulabilir maksimum Mach sayısını (M_{MO}) istemeden geçmek olasıdır, (yüksek hız uçuşlarında, hız sınırlamaları [V_{MO} ve M_{MO}] konularına bundan sonraki bölümde değinilecektir).

M_{MO} 'yu istemeden geçmemek için belli bir irtifadan sonra pilotun sabit IAS yerine sabit Mach sayısı ile uçuşa devam etmesi gerekecektir. Bu değişikliğin olduğu irtifa dış hava sıcaklığına göre değişir. Dış hava sıcaklığı azaldıkça değişimin yapıldığı irtifa da azalacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 3/34
---	--	---	--

02.00.05 SABİT MACH SAYISINDA TAS İLE İRTİFA ARASINDAKİ İLİŞKİ

Eğer $M = \frac{TAS}{a}$ ise, $TAS = M \cdot a$ olacaktır.

Sabit bir MACH SAYISI ile alçalma yapılırken, IAS artacaktır.

Yani uçak sabit bir Mach sayısında uçuyorsa;

- İrtifa azaldıkça sıcaklık artacağından lokal ses hızı ve TAS artar.
- İrtifa arttıkça sıcaklık azalacağından lokal ses hızı ve TAS azalır. (Bu durum stratosfere kadar devam eder ve bu noktadan sonra sabit kalır).

02.00.06 SABİT BİR UÇUŞ SEVİYESİ VE IAS'DE SICAKLIĞIN MACH SAYISINA ETKİSİ

Bir uçak normal olarak IAS'de (işari hava hızı) uçurulur ve MACH sayısı IAS cinsinden aşağıdaki gibi ifade edilebilir;

p = İrtifadaki basınç, p_0 = Deniz seviyesindeki basınç

$$M = \frac{IAS}{\text{constant} \sqrt{\frac{p}{p_0}}}$$

$$M = \frac{IAS}{661 \sqrt{\frac{p}{p_0}}}$$

Bu formül bize sabit bir basınç irtifasında uçulurken sabit IAS'de, Mach sayısının sıcaklıktan bağımsız olduğunu gösterir. Bunun temel sebebi belirli bir IAS için ses hızı ve TAS'ın her ikisinin de \sqrt{T} ile değişmesidir.

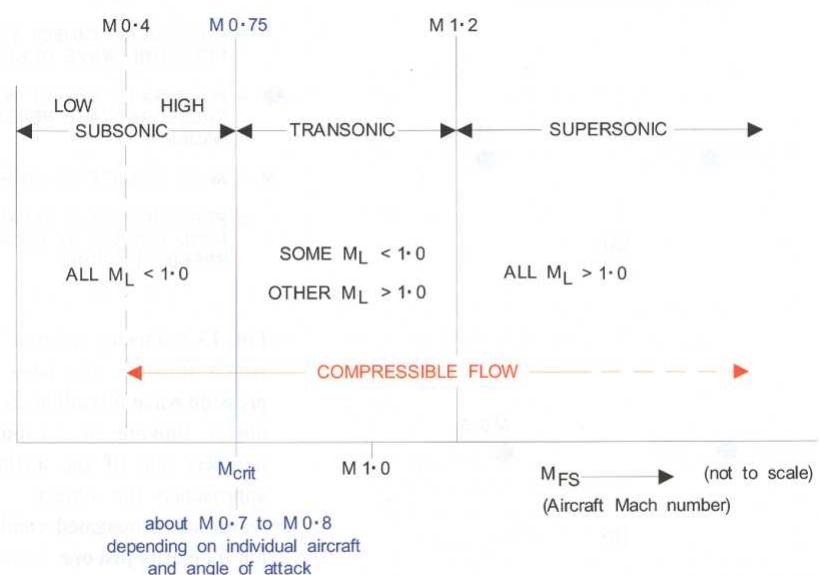
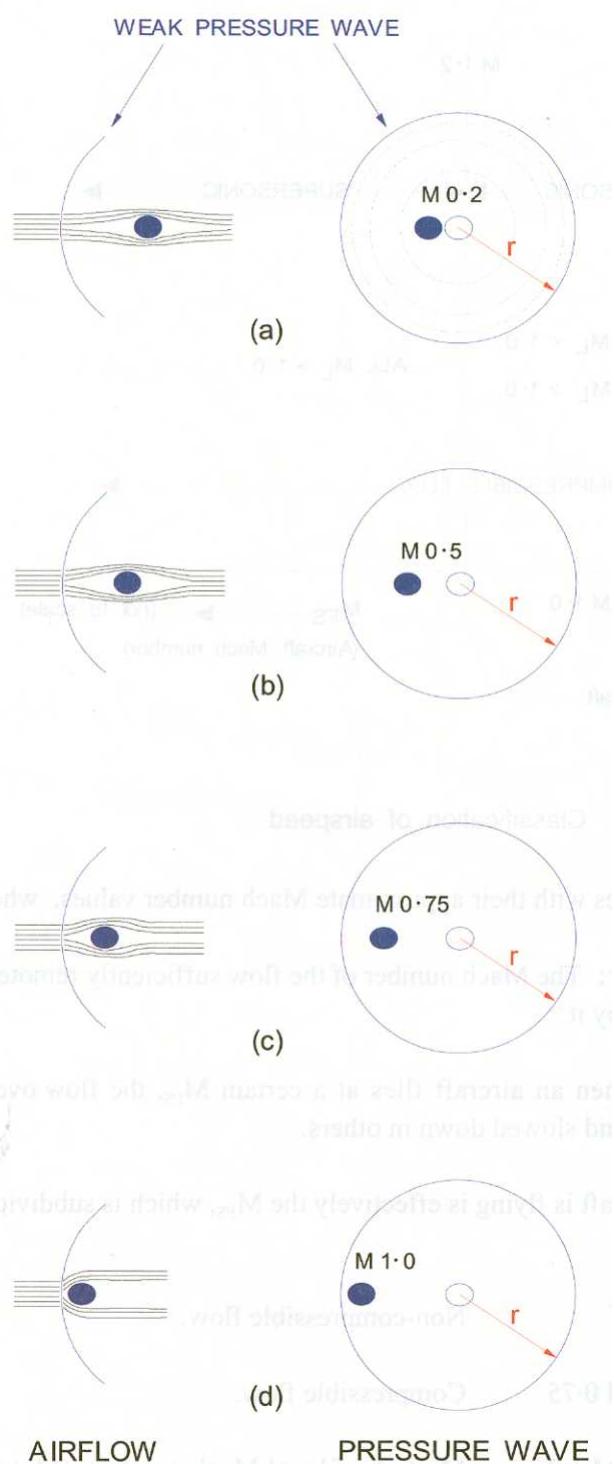
02.00.07 AERODİNAMİK AKIŞIN ALT BÖLÜMLERİ

Şekil: 02.00.02, akış hız aralıklarının denk geldiği yaklaşık Mach değerlerini göstermektedir.

MFS = Serbest hava Mach sayısı: Uçaktan etkilenmeyecek derecede uzaktaki hava akımına ait Mach sayısı;

ML = Mahalli Mach sayısı: Uçak belirli MFS de uçurulduğunda uçağın bazı bölgelerinde hava hızlanır ve bazı bölgelerinde yavaşlar. M_L işte bu lokal Mach sayısını ifade etmektedir.
Hava akışlarına göre Mach sayıları şöyle sınıflandırılabilir:

Düşük sabsonik	0.00 - M 0.40	Sıkıştırılamaz akış,
Yüksek sabsonik	M 0.40 - M 0.75	Sıkıştırılabilir akış,
Transonik	M 0.75 - M 1.20	Ses hızının altında ve üstündeki olabilen lokal Mach sayıları
Süpersonik	M 1.2'den büyük	Tüm hızlar ses hızından yüksek



Şekil: 02.00.02 Hava hızı sınıflandırılması

02.00.08 BASINÇ DALGALARININ YAYILMASI

ŞEKİL:02.00.03 İÇİN ANAHTAR

- = BASINÇ DALGASI
YARATILDIGINDA CISMIN
KONUMU
- = BASINÇ DALGASI (r)
YARIÇAPINA ULAŞTIĞINDA
CISMIN KONUMU
- M = CISMIN MACH SAYISI

Şekil:02.00.03'te, değişik Mach sayılarında hareket eden bir cismin önünde oluşan basınç dalgası ile cisme doğru hareket eden hava akışı hakkında temel bir fikir vermek üzere bir dizi şema yer almaktadır. Esasında basınç dalgalarının yayılımı süreklilik arz eder fakat anlaşılma kolaylığı sağlama bakımından burada dalgalardan sadece biri gösterilmiştir.

Şekil:02.00.03

Sabit bir ses hızı ele varsayılırsa, cismin Mach sayısı büyükçe cisim, basınç dalgasının hücum kenarına yaklaşır ve hava molekülleri cisme yaklaşıklarına dair uyarıyı gittikçe daha az almaya başlarlar.

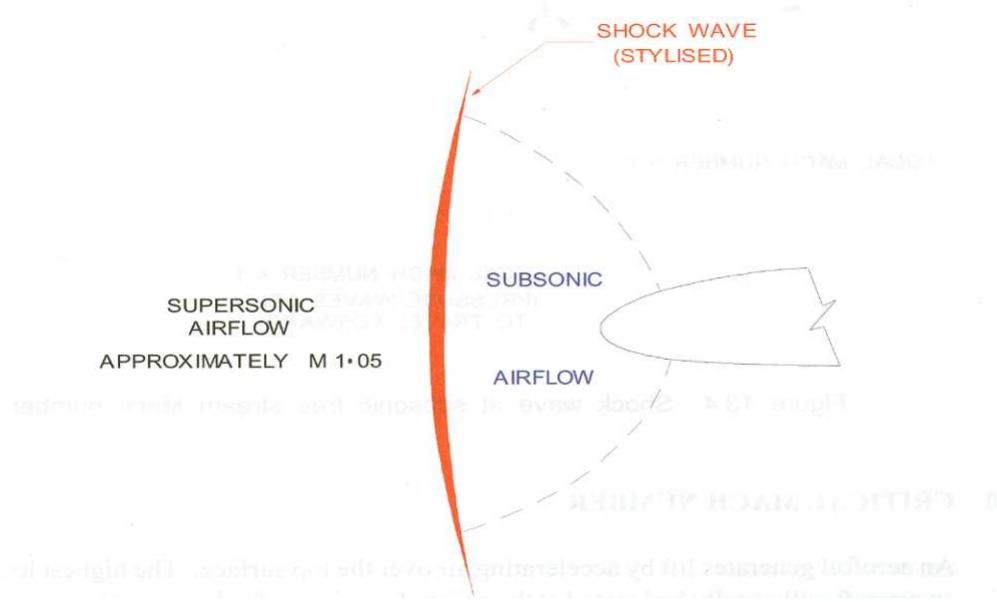
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 5/34
---	--	---	--

Cismin Mach sayısı büyükükçe moleküllerin yukarı hareket açısı daralır ve uçağın yolundan çekilebilen hava molekülü sayısı da giderek azalır. Hava, cismin ön tarafında toplanmaya başlar ve yoğunluğu artar. Cismin hızı lokal ses hızına ulaştığında (Şekil: d) basınç dalgası cismin önündeki hava moleküllerini daha fazla uyaramaz, çünkü artık cisim dalga ile aynı hızda hareket etmektedir.

Bu nedenle, cismin önünden toplanan serbest hava partikülleri, cisim kendilerine çarpana kadar bir cismin kendilerine yaklaştığından habersizdirler. Bu çarpışmalar neticesinde, hava basıncı ve yoğunluğu yükselir.

Cismin hızının M 1.0'in üzerine çıkmasıyla, cismin önündeki havanın basınç ve yoğunluğunu da artar. Sıkıştırılmış hava, cismin önünden belli bir mesafeye kadar genişler. Bu mesafe, cismin şecline, hızına ve hava sıcaklığına bağlı olarak değişir.

Bir noktadan sonra hava partikülleri hızla gelen cisimden hiçbir uyarı almadan tamamen bozulmamış durumdadırlar ve bir anda hız basınç, sıcaklık ve yoğunlukta büyük bir değişime girerler. Bu değişimlerin sonucunda bozulmamış hava ile sıkıştırılmış hava arasında bir hat oluşur. Bu hat "şok dalgası" olarak adlandırılır (Şekil: 02.00.03).

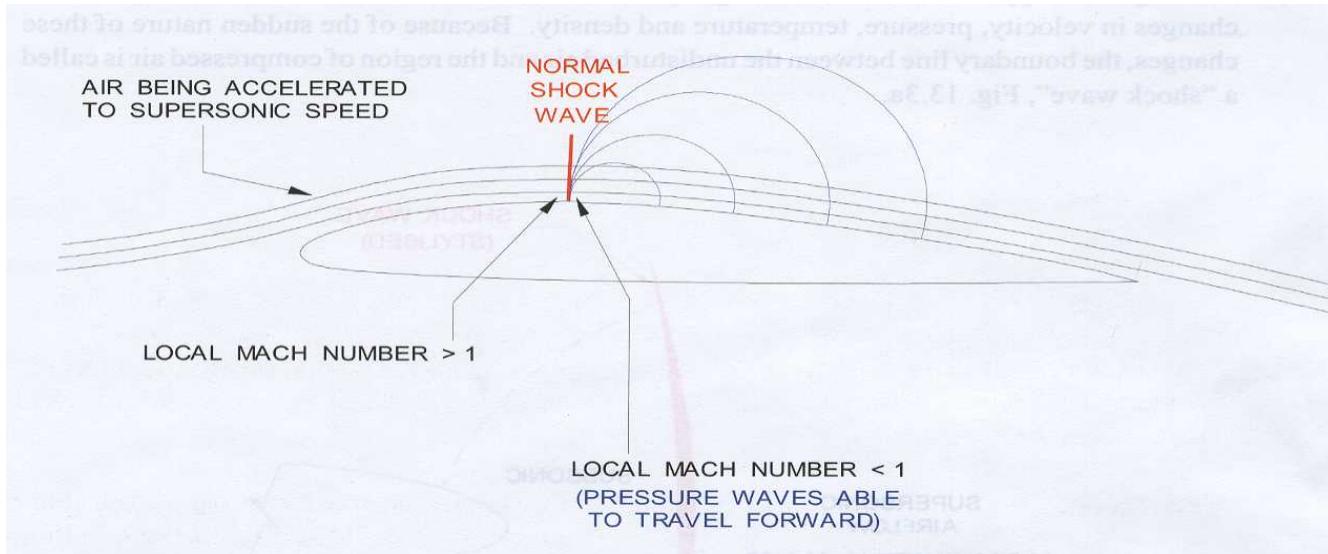


Şekil: 02.00.03 Şok Dalgasının oluşumu

02.00.09 NORMAL ŞOK DALGALARI

(Normal burada gelen akıma dik anlamında kullanılmıştır). Şok dalgası daha önce açıklanan biçimden farklı olarak, hava akışı içinde cisim olmadan da oluşturulabilir. (Rüzgar tünellerinde olduğu gibi duran bir cisme yollanan hava akımı). Süpersonik hava akışı, yönünde bir değişim olmaksızın sabsonik hız'a düşürüldüğünde süpersonik ve sabsonik bölgeler arasında normal bir şok dalgası oluşacaktır. Bu da, uçağın M 1.0'a ulaşmadan önce de "sıkıştırılabilirlik etkileri" nin ortaya çıkacağı anlamına gelir (Şekil: 02.00.04).

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/34
---	--	---	--



Şekil: 02.00.04 sabsonik serbest akış Mach numarasında şok dalgasının oluşumu

02 00 10 KRİTİK MACH SAYISI

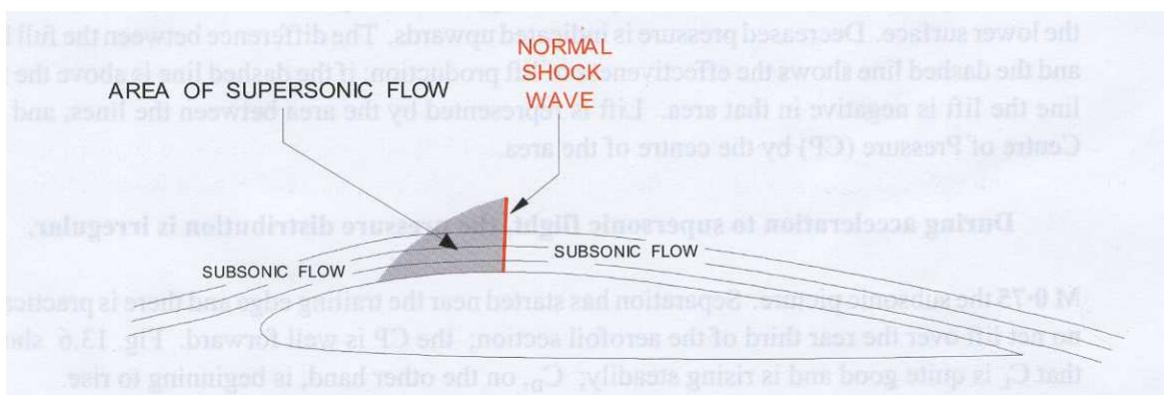
Bir kanat profili, üst yüzeyindeki havanın hızlandırılması sayesinde kaldırma kuvveti üretir. Uçaktaki en yüksek lokal hız da genellikle kanadın maksimum kalınlık noktasında elde edilir. Örneğin; 100 kt.lük bir serbest akış hızında, küçük bir hücum açısında düşük hızlı kanat kesitindeki maksimum lokal hız 120 kt olabilir. Hücum açısı arttırıldıkça lokal hız da artar. Aynı zamanda kalınlık/korda oranının büyümesi de bu hızı arttırrır.

Serbest akış hızı arttıkça hızın ses hızına ilk ulaştığı nokta profil üzerindeki hızın en yüksek seviyeye çıktığı konumdur. Profilin bu konumunda hızın ses hızına ulaşmasını sağlayan serbest akım Mach sayısına “**Kritik Mach sayısı (MCRIT)**” adı verilir.

Kalınlık/korda oranının ve hücum açısının artırılması kanadın üst yüzeyinde daha büyük bir hızlanma yaratacağından Kritik Mach Sayısı düşecektir.

Kritik Mach sayısının hemen üzerindeki hızlarda, üst yüzeyde şok dalgası tarafından yok edilen küçük bir süpersonik hava akış bölgesi oluşur (Şekil 02.00.05). Uçağın hızı arttıkça üst yüzeydeki bu süpersonik akış bölgesi de genişler ve bu bölgenin sonunu oluşturan şok dalgası geriye doğru hareket eder. Benzer etkiler kanadın alt yüzeyinde de görülecektir ancak bu bölümde kıvrımlar daha az olması nedeniyle hava çok hızlandırılmadığı için şok dalgaları daha yüksek hızlarda görülecektir.

Uçağın hızı M 1.0'e ulaştığında kanadın hem alt hem de üst yüzeylerinin tümünde hava akışı süpersonik hale gelir ve her iki yüzeydeki şok dalgaları firar kenarına çekilir. M 1.0'in hemen üzerindeki bir hızı çıktıığında da ön tarafta “bow wave” adı verilen “hücum kenarı şok dalgası” oluşur.



Şekil: 02.00.05 Transonik hızda süpersonik ve sabsonik hava akışının karışımı.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 7/34
---	--	---	--

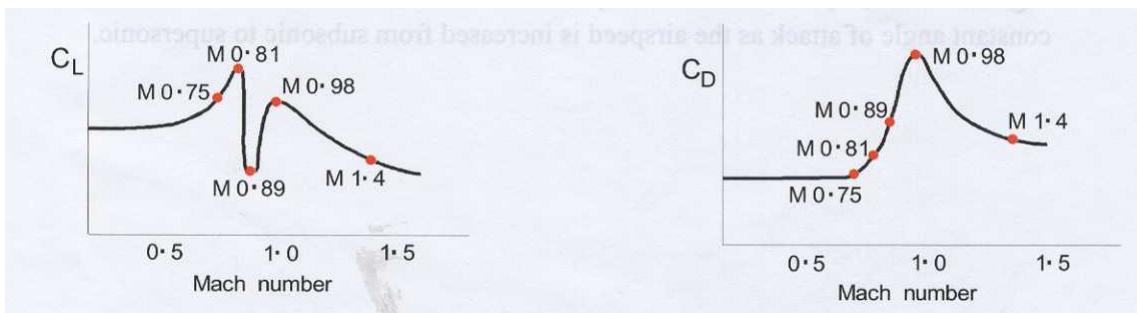
Hücum kenarı şok dalgası ilk olarak, sıkıştırılmış havanın hücum kenarında toplanmasıyla yüzeyden ayrılır. Fakat hız arttıkça hücum kenarına doğru hareket eder ve sonunda yüzeye birleşir. Bu durumun meydana geldiği hız hücum kenarının şecline göre değişir. Küçük açılı sıvı hücum kenarlarında şok dalgası, büyük açılara geniş hücum kenarlarına göre yüzeye daha önce birleşirler.

Şekil: 02.00.07'de küçük ve sabit bir hücum açısında bir kanat profil kesitindeki şok dalgalarının, hızın sabsonikten süpersoniğe artması sırasında oluşumu görülmektedir.

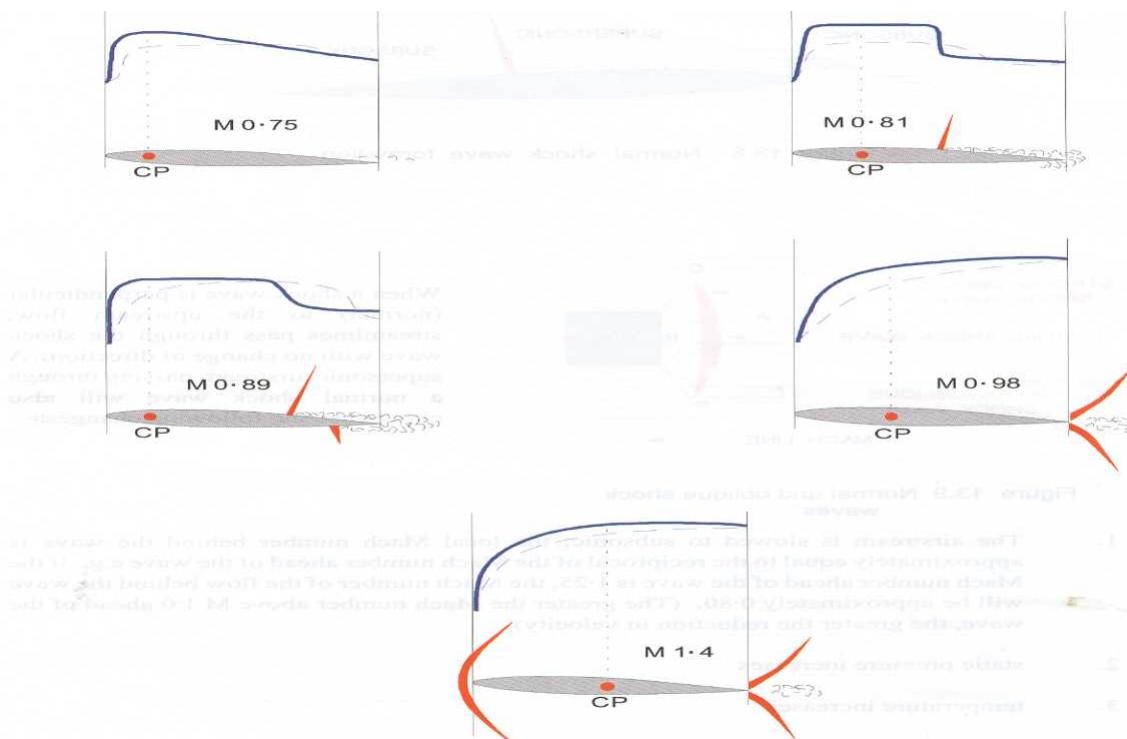
02.00.11 TRANSONİK MACH SAYILARINDA BASINÇ DAĞILIMI

Şekil: 02.00.07'de görülen mavi düz çizgi üst yüzey, kesik mavi çizgi ise alt yüzeydeki basıncı temsil etmektedir. Azalan basınç yukarı doğru gösterilmiştir. Düz hat ile kesik hat arasındaki fark, üretilen kaldırma kuvvetinin etkinliğini göstermektedir. Kesik hattın, düz hattın üzerine çıktıığı bölgede kaldırma kuvveti negatiftir. Kaldırma kuvveti, hatlar arasındaki alanla temsil edilmiştir. Bu alanın merkezi ise "basınç merkezi (CP)" olarak alınmıştır.

SÜPERSONİK UÇUŞA HIZLANMA ANINDA, BASINÇ DAĞILIMI DÜZENSİZDİR.



Şekil: 02.00.06 Transonik bölgедe taşıma ve geri sürükleme kuvvetlerinin değişimleri



Şekil: 02.00.07 Transonik bölgедe basınç dağılımı

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/34
---	--	---	--

M 0.75'te sabsonik bir tabloyla karşılaşırız. Firar kenarına yakın bölümde ayrılma başlamıştır ve bu arka bölümlerde hemen hemen hiç kaldırma kuvveti yoktur. CP ileridededir. Şekil 02.00.06'dan da anlaşılacağı gibi, CL oldukça iyi durumdadır ve istikrarlı olarak artmaktadır. Öte yandan CD'nin de artmaya başladığı görülmektedir.

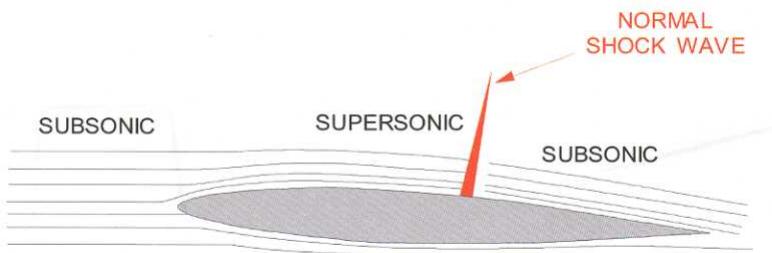
M 0.81'de, üst yüzeyde bir şok dalgası oluşmuştur. Şok dalgasında, azalan akış hızı nedeniyle basınçta ani bir artış meydana gelmiştir. CP'nin bir parça geriye kaymış olmasına rağmen hala genişتir. Kaldırma kuvveti iyi durumdadır fakat geri sürükleme artık hızla artmaktadır.

M 0.89 basınç dağılımı, kanat profili bir bütün olarak ses hızına ulaşmadan önce, neden kaldırma kuvvet katsayısında ani bir düşme olduğunu açıkça göstermektedir. Profilin arka kısmında taşıma kuvveti negatiftir, çünkü üst yüzeydeki emiş, şok dalgası tarafından bozulmuştur. Alt yüzeyde ise hala iyi bir emme ve yüksek hızlı akış devam etmektedir. Profilin ön kısmında alt yüzeydeki emme, neredeyse üst yüzeydekine eşittir. Basınç merkezi (CP) tekrar öne kaymıştır. Geri sürükleme ise hala hızla artmaktadır.

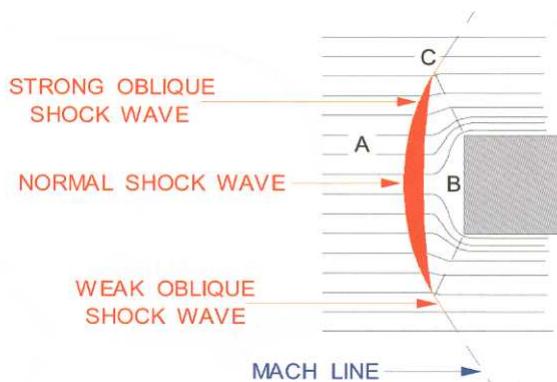
M 0.98 firar kenarına kayan şok dalgalarının önemli sonuçlarını göstermektedir. Dalgalar artık emmede bozulma ya da ayrılmamaya sebep olmamaktadırlar. Yüzeylerdeki akış hızı neredeyse tamamen süpersoniktir. CP tekrar arkaya kaymıştır. Üst yüzeyin hemen her noktasında düzgün emiş sağlanmış durumda olduğundan kaldırma kuvvet katsayıları artmış, geri sürükleme katsayıları ise neredeyse maksimum değerine ulaşmıştır.

M 1.4'te kanat profili artık transonik bölgeye geçmiştir. Hüküm kenarı şok dalgası ortaya çıkmıştır. Her 2 yüzeydeki basıncın hemen hemen eşit olması nedeniyle taşıma katsayıları yeniden düşmüştür. Geri sürükleme katsayısı ise kritik Mach sayısından beri ilk kez önemli derecede düşme göstermiştir.

02 00 12 NORMAL ŞOK DALGASININ ÖZELLİKLERİ



Şekil: 02.00.08 Normal şok dalgasının oluşumu



Normal bir şok dalgası akış hatlarına dik olduğunda bu hatlar, yön değişikliği olmaksızın şok dalgalarının içinden geçerler. Şok dalgalarının içinden geçen bir süpersonik hava akımında şu değişiklikler meydana gelir.

Şekil: 02.00.08 Normal ve eğimli şok dalgaları

1. Hava akımı hızı sabsonik hız'a düşer Dalganın arkasındaki lokal Mach sayısı, yaklaşık olarak dalganın önündeki Mach sayısının 1'e bölünmüş hali olur. Örneğin; dalganın önündeki Mach sayısı 1.25 olduğunda dalganın arkasındaki akışın Mach sayısı yaklaşık $1/1.25=0.80$ olacaktır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/34
---	--	---	--

2. Statik basınç artar.
3. Sıcaklık artar.
4. Yoğunluk artar.
5. Hava akışının toplam basıncı (dinamik+statik) önemli miktarda azalır.

Normal şok dalgası yoluyla enerji kaybının minimum olması, şok dalgasının önündeki hava akışının Mach sayısı küçük fakat süpersonik olduğunda görülür.

02 00 13 EĞİK ŞOK DALGALARI

Eğik şok dalgası, şok dalgasının farklı bir şeklidir. Şekil: 02.00.09'a bakıldığından A noktasındaki havanın süpersonik hızda hareket ettiği ve bir cisim yaklaşımda olduğundan tamamen habersiz olduğu görülür. B noktasında biriken ve sabsonik durumda olan hava, cismin etrafından dolaşarak yeniden akış hattına karışmaya çalışmaktadır.

A noktasında bulunan süpersonik hava şok dalgasından geçerken birdenbire yavaşlar, basınç, sıcaklık ve yoğunluğunda artış meydana gelir. Şok dalgasının merkezinde, hava akış yönüne dik olarak yer alan kısım "güçlü normal şok dalgası"dır. Şok dalgasının üst ve alt kısımlarına bakıldığından artık bu bölgelerin akış hattına dik olmadığı görülür. Hava akışı, eğimli bir açıya sahip olan bu dalgaya çarparak yönü değişir.

Normal şok dalgası gibi eğimli şok dalgası da bu bölgede güçlendir. Havanın dalgaanın arkasındaki akış hızı ve Mach sayısı düşmekle birlikte akış hala süpersoniktir. Bu noktada ortaya çıkan temel farklılık eğimli şok dalgasını geçen hava akımının yön değiştirmesidir. Eğik şok dalgasını geçen hava hızının şok dalgasına dik bileşeni şok dalgasının arkasında sabsonik olacaktır.

Şekil: 02.00.09'da kesik hatlarla gösterilen kısım güçlü şok dalgasının arkasında oluşan sabsonik akış alanıdır.

C noktasındaki hava molekülleri sabsonik hızda düşmezler. Hızlarında bir miktar düşme olsa da süpersonik hızlarını korurlar. C noktasındaki şok dalgası "zayıf eğik şok dalgası"dır. Bu noktadan itibaren şok dalgasının etkileri; hava, etkilenmeden cismi geçebilecek duruma gelinceye kadar azalarak devam eder. Böylece şok dalgası etkileri kaybolur. Etkisi kaybolmuş tam olarak bir şok dalgası denemeyen bu hatta "Mach hattı" adı verilir.

ŞOK DALGALARININ ÖZETİ

1. Süpersonik akıştan sabsonik akışa geçiş her zaman ani olur ve oluşan şok dalgasının ardından büyük basınç, sıcaklık ve yoğunluk değişimleri görülür. Normal bir şok dalgası süpersonik akıştan sabsonik akışa geçişe işaret eder.
2. Eğer şok dalgası eğimli ise, hava akımı dalgayı geçerken yönü değişir ve hızı hala süpersoniktir. Ancak hızın şok dalgasına dik olan bileşeni şok dalgasının ardında sabsonik duruma geçmiştir.

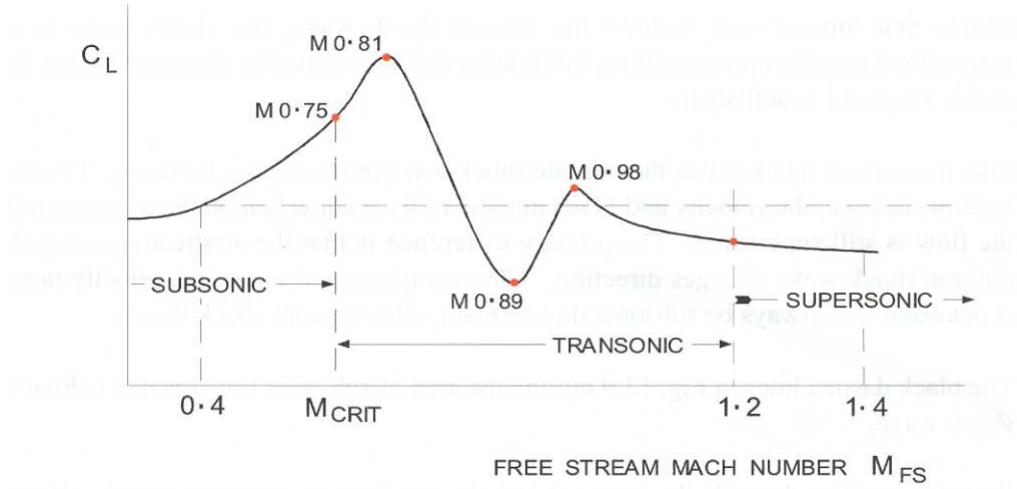
02.00.14 ŞOK DALGASI OLUŞUMUNUN ETKİLERİ

Kanat üzerinde şok dalgalarının oluşumu ve gelişiminin taşıma, sürükleme, denge ve kontrol üzerinde etkileri vardır. Hava, şok dalgası içinden geçen hava akımı dalgayı geçerken ani basınç artışı sınır tabakasının kalınlaşmasına ve yoğunlukla da ayrılmasına neden olur ki, meydana gelen etkilerin çoğu bu ayrılmadan kaynaklanır. Bu durum kanat arkasındaki türbülans derinliğini de artıracı etkiye sahiptir.

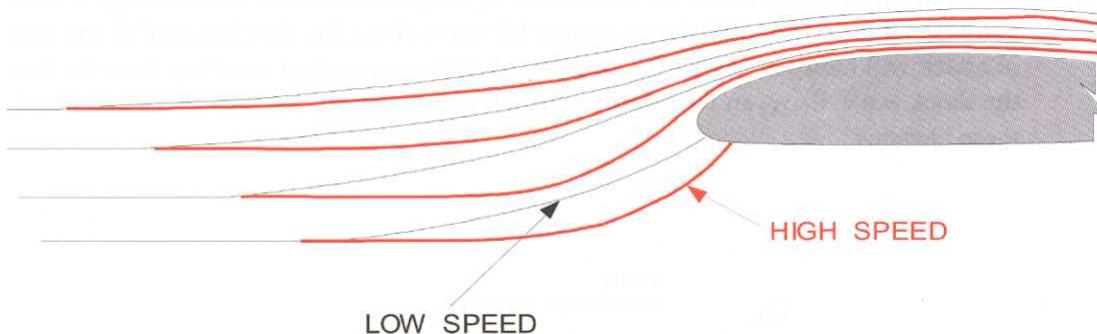
ŞOK DALGALARININ KALDIRMA KUVVETİ ÜZERİNDEKİ ETKİSİ

Düşük sabsonik hızlarda CL (kaldırma kuvvet katsayı), belirli bir hucum açısı için sabit kabul edilir. Ancak sabit hucum açısında, Mach sayısı arttıkça C_L 'de değişimler meydana gelir. Şekil: 02.00.10, bu değişimleri göstermektedir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 10/34
---	--	---	---



Şekil: 02.00.10 Sabit α da Mach sayısı ile CL nin değişimi



Şekil: 02.00.11 Düşük ve yüksek sabsonik hızlardaki akımlar.

Yüksek sabsonik hızda CL artar. Bu, akış hattı paternindeki değişimin sonucudur. Düşük hızlarda, akış fileleri profili oldukça uzağında yön değiştirmeye başlar, (Şekil: 02.00.03 ve 02.00.11). Yüksek sabsonik hızlarda ise hücum kenarına yaklaşana dek yönlerini değiştirmezler. Bunun sonucunda hızlanma ve hücum kenarı çevresindeki basınç düşüşü daha çok olur. 7. bölümde hatırlanacağı gibi bu durum yüksek irtifalarda stol hızının artmasına neden olur.



Şekil: 02.00.12 Şok stolu

M_{CRIT} üzerindeki hızlarda üst yüzeyde şok dalgası oluşur. Bu, şok dalgasının arkasında sınır tabakası ayrılmmasına ve dolayısıyla kaldırma kuvvetinde azalmaya neden olur (Şekil: 02.00.07 ve 02.00.10'da $M = 0.81$ 'in üzerinde).

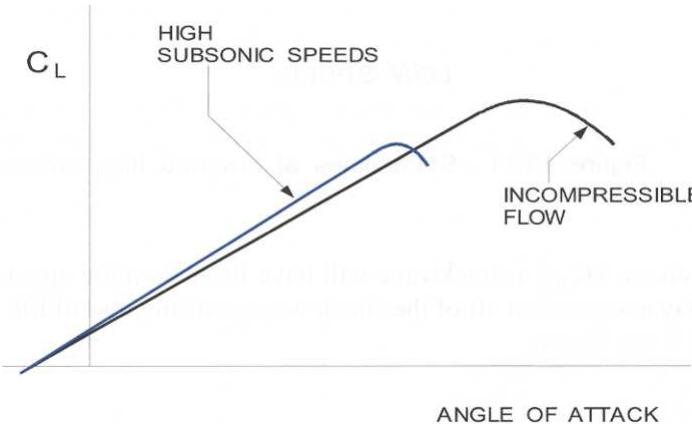
Bu durum, düşük hız stollarında olduğu gibi ayrılmış bir sınır tabakası sonucu doğurduğundan "şok stolu" olarak adlandırılır. Kaldırma kuvvetindeki kaybin derecesi kanat kesitlerinin şecline bağlıdır. Yüksek hızlar için dizayn edilmemiş kanatlarda, M_{CRIT} üzerindeki hızlarda oluşan kaldırma kuvveti kaybı çok fazla iken, ince kesitli, az bombeli, geriye doğru ok açılı kanatlarda transonik bölgeye geçişlerde meydana gelen kaldırma kuvveti değişikliği çok daha azdır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 11/34
---	--	---	---

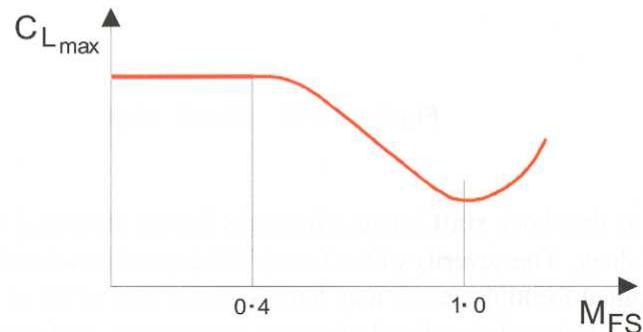
Şok stolunun neden olduğu ayrılmış hava akımı uçak gövdesine, özellikle kuyruk takımına önemli zararlar verebilmektedir.

Günümüz modern jet nakliye uçaklarının normal çalışma hızları genelde transonik bölgenin alt sınırlıdır ve dolayısıyla kanatların üst yüzeyinde küçük şok dalgaları olacaktır.

ŞOK DALGALARININ TAŞIMA EĞRİSİ VE CL MAX ÜZERİNDEKİ ETKİLERİ



**Şekil: 02.00.14 CLMAX da taşıma sayısı tesiri
Mach sayısı tesiri**



Şekil: 02.00.13 Kaldırma kuvvet eğrisinde Mach

Sabit bir hûcum açısında $M = 0.4$ ile transonik bölgenin alt sınır arasındaki hızlarda C_L 'nin artışı daha dik olacaktır. Yani belli bir hûcum açısı değişiminde C_L artışı daha çok olacaktır. Bununla birlikte şok dalgası oluşumunun neden olduğu erken ayrılma nedeniyle CLMAX ve stol açısı azalacaktır. Şekil: 02.00.13 ve 14 bu değişimleri göstermektedir.

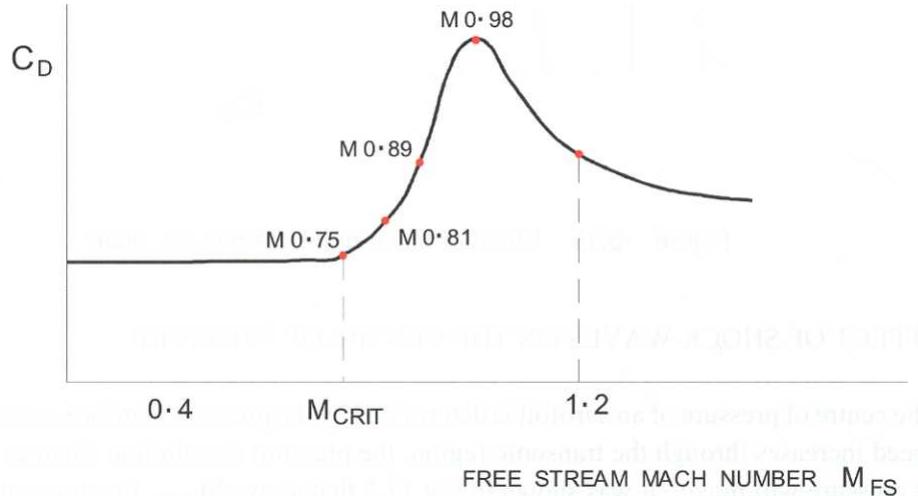
ŞOK DALGALARININ GERİ SÜRÜKLEME ÜZERİNDEKİ ETKİLERİ

Hız MCRIT'in üzerinde hız arttıkça, oluşan şok dalgaları nedeniyle, şok dalgalarının oluşmadığı düşük hızlara kıyasla, geri sürüklene medeki artış daha hızlı olur. Oluşan bu ekstra sürüklemeye "dalga sürüklemesi" adı verilir. Dalga sürüklemesinin ana nedeni "enerji sürüklemesi" ve "sınır tabakası ayrılması"dır.

Enerji Sürüklemesi: Enerji sürüklemesi, hava akışının şok dalgasını geçmesi sırasında meydana gelen değişimlerin doğal bir sonucudur. Şok dalgasının arkasındaki sıcaklık artışını sağlamak için enerji kullanılmak zorundadır ve bu enerji kaybı da uçağa geri sürükleme olarak yansır. Şok dalgası eğimi arttıkça emilen enerji azalır, fakat yatay olarak daha geniş bir yer kapladıkları ve daha fazla havayı etkiledikleri için M_{FS} arttıkça enerji sürüklemesi de artacaktır.

Sınır Tabakası Ayrılması: Şok dalgası hareketinin belli aşamalarında önemli ölçüde akış ayrılması vardır. (Şekil: 02.00.07 ve 02.00.12). Oluşan tûrbülans enerji kaybı anlamına gelir ve sürüklemeye neden olur. M_{FS} transonik bölge boyunca arttığında şok dalgaları firar kenarına doğru kayar ve ayrılma, dolayısıyla da sürükleme azalır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 12/34
---	--	---	---



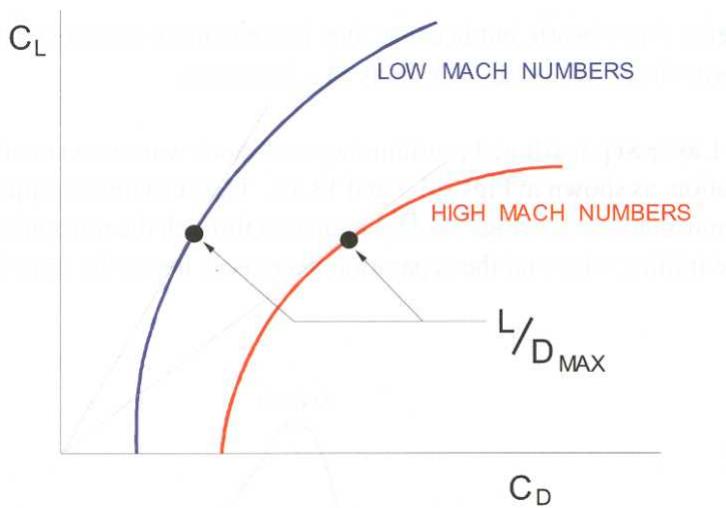
Şekil: 02.00.15 Mach sayısı ile C_D 'nin değişimi

Sabit hucum açısından temel bir kesit için sürükleme karakteristiklerindeki değişim, şekil: 02.00.15'teki, CD eğrisi ile açıklanmıştır. Eğrinin $M = 0.89$ ile $M = 1.2$ aralığındaki tepe kısmını oluşturan sebepler şunlardır;

- a) Firar kenarı şok dalgaları ile doğrudan ilgili olan sürükleme (enerji kaybı),
- b) Sınır tabakası ayrılması,
- c) $M = 1.0$ 'ın üzerinde hucum kenarı şok dalgası oluşumu.

ŞOK DALGALARININ CL/CD POLER DİAGRAMI ÜZERİNDEKİ ETKİLERİ

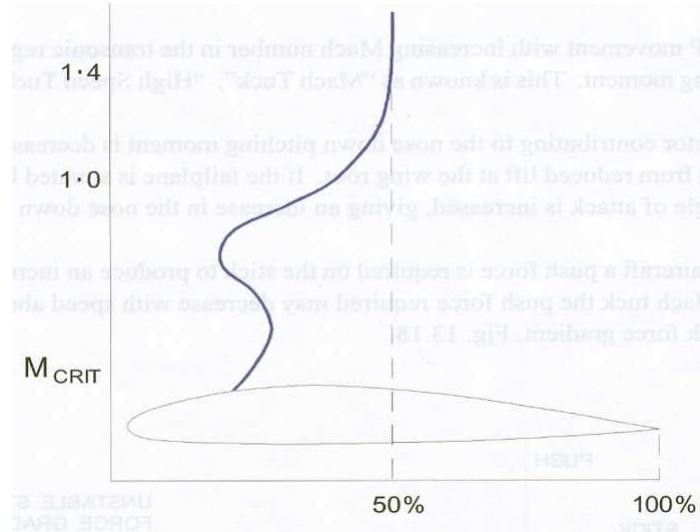
Düşük hızlarda CL/CD eğrisi tek olmakla birlikte, transonik hızlarda havanın sıkıştırılabilme özelliği belirgin derecede öne çıktıığında eğri değişim gösterir. Şekil: 02.00.16, Mach sayısına göre CL/CD eğrisindeki değişimini göstermektedir. Transonik bölgede L/D oranı düşmektedir.



Şekil: 02.00.16 CL/CD kutuplarında Mach sayısı etkisi

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 13/34
---	--	---	---

ŞOK DALGALARININ BASINÇ MERKEZİ ÜZERİNDEKİ ETKİLERİ



Şekil: 02.00.17 Geçiş bölgesinde CP harareti

Bir kanat profiliin basınç merkezi, profiliin çevresindeki basınç dağılımıyla belirlenir. Transonik bölgede hız arttıkça, basınç dağılımının değişmesiyle birlikte basınç merkezi de değişir. Şekil: 02.00.07'de de gösterildiği gibi M_{CRIT} üzerinde, şok dalgasına ulaşılana kadar kanat üst yüzey basıncının düşmeye devam edecektir. Bu, emīş basıncının büyük kısmının kanadın arka tarafından geldiği ve basınç merkezinin oldukça arkada olduğu anlamına gelir. Alt yüzeydeki basınç dağılımı da değiştiğinden CP'nin geriye hareketi düzensizdir. Genelde alt yüzeydeki şok dalgası üst yüzeydeki şoka göre daha yüksek bir serbest akış Mach sayısında oluşur, fakat firar kenarına ilk önce ulaşır. CP'nin toplam etkisi şekil: 02.00.17'de gösterilmiştir. Uçak hızı süpersonik hızda doğru yükselirken CP'nin toplamındaki hareketi korda pozisyonunun % 50 arkasında yer alacak şekilde olur.

Kanat kökü kanadın uç kısmına göre daha kalın bir kesite sahip olduğundan bu bölge için M_{CRIT} daha düşüktür. Bu nedenle de şokun neden olduğu ayrılma, önce kanat kökünde görülür. Basınç merkezi kanat ucuna doğru kayar. Kanat ok açılı bir kanatsa CP hareketi aynı zamanda geriye doğru olur.



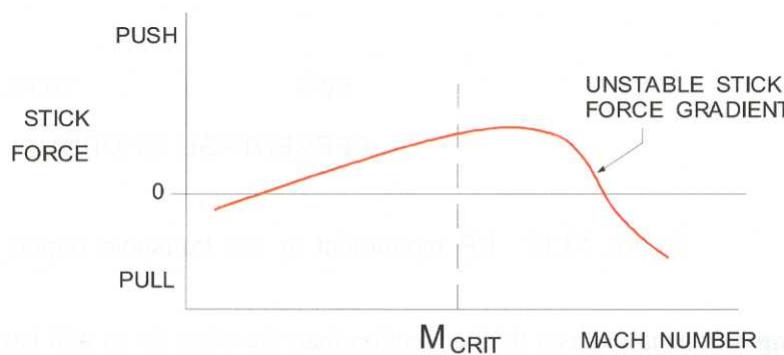
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 14/34
---	--	---	---

ŞOK DALGALARININ CP HAREKETİ ÜZERİNDEKİ ETKİLERİ

Transonik sahada Mach sayısının artmasıyla meydana gelen geriye CP hareketi, burun aşağı yunuslama momenti yaratır. Buna "yüksek hız kıvrılması" (Mach tuck) adı verilir.

Bu momenti yaratan bir diğer faktör de kanat kökünde düşen taşıma gücü nedeniyle kuyruktaki aşağı akımların azalmasıdır. Bu durumda yatay stabilizedeki etkili hücum açısı artacak bu da burun aşağı moment oluşumuna katkıda bulunacaktır.

Kararlı bir uçahta hızı artırmak için lövyede ileri tazyik gereklidir. Fakat "Mach tuck"ın bir sonucu olarak MCRIT'in üzerindeki hızlarda gereken tazyik azalabilir. (Şekil: 02.00.18)



Şekil: 02.00.18 Artan Mach sayısı ile lövyeye kuvvetinde azalma

ŞOK DALGALARININ UÇUŞ KUMANDALARI ÜZERİNDEKİ ETKİLERİ

Konvansiyonel bir firar kenarı kontrol yüzeyi, kaldırma kuvvetini artırmak veya azaltmak üzere profil bombesinde değişiklik yaratmak suretiyle çalışır. Kontrol yüzeyinin aşağı hareketi MCRIT'i azaltır. Yüksek sabsonik hızda bu hareket yapılır ve kontrol yüzeyinin ön kısmında kanat profili üzerinde şok dalgası oluşursa, meydana gelen ayrılma kumanda etkinliğini azaltır. Düşük hızda kontrol yüzeyinin hareketi tüm kanat profili boyunca basınç dağılımını değiştirir. Kontrol yüzeyinin önünde bir şok dalgası varsa kumanda hareketi, profinin şok dalgası önünde bulunan herhangi bir kısmını etkileyemez ve bu durum kumanda etkinliğini azaltır.

Firar kenarı kumanda yüzeyleri, transonik bölgede büyük ölçüde azalan etkinlikten oldukça etkilenir ve bu hızlarda uçağa etki eden moment değişimlerini kontrol edemez. Bu durum tamamen hareketli kuyruk takımı, yatis kontrol spoilerleri, Mach sayısına duyarlı bir uçuş kontrol sistemi içinde yer alan suni hissedici ünite ve vorteks jeneratörleri gibi sistemlerin bir veya birkaçının bir arada kullanılmasıyla ortadan kaldırılabilir.

KUMANDA TİTREŞİMİ

Şok dalgası kumanda menteşesi yakınlarında oluştuğunda verilen bir kumanda hareketi şok dalgasının menteşe üzerine kaymasına neden olabilir. Bu durum sonucu oluşacak menteşe momentindeki hızlı değişimler titreşim yaratır.

02 00 15 TİTREME

Düşük hız stolundan önce ayrılan hava akışının uçak gövdesinde titreşim yaratacağı gibi yüksek hızda, şoktan kaynaklanan ayrılma da (şok stolu) titremeye neden olur.

Aerodinamik titreme stol ikazı olması bakımından önem taşımakla birlikte uçak yapısına zarar verir. Uçak transonik hızda uçarken oluşan yüksek dinamik basınçtan dolayı şokun neden olduğu titreme, gövde için daha yüksek bir tehlike oluşturur. Bu nedenle yüksek hız titremesinden kesinlikle kaçınmak gereklidir.

Gerek yüksek hız gerekse düşük hız stolunu etkileyen değişkenler ele alınırsa titremeyi meydana getirecek koşulları belirlemek ve tüm bu faktörleri içeren bir grafik çizmek mümkündür. Bu grafik, uçuş ekibi tarafından, uçağı tüm koşullarda minimum titreme aralığı içinde uçurabilmek amacıyla kullanılır.

Stol bölümde, stol hızına etki eden çeşitli faktörler açıklanmıştır. Burada ise düşük hız stoluna ek olarak yüksek hız titremesini de dikkate alarak şu faktörlerden bahsetmek gerekecektir;

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 15/34
---	--	---	---

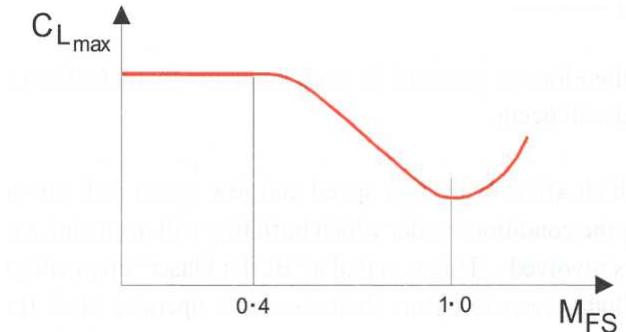
- a) Yük faktörü (Yatış açısı),
- b) Mach sayısı,
- c) Hüküm açısı,
- d) Basınç irtifası,
- e) Ağırlık,
- f) Ağırlık merkezinin konumu.

02 00 16 TİTREME SINIRLARINI ETKİLEYEN FAKTORLER

STOL HIZI: Sabit bir EAS'de irtifa arttıkça TAS'ta artış, dış hava sıcaklığında ve lokal ses hızında ise azalma görülür. Mach sayısı TAS ile doğru, lokal ses hızıyla ters orantılıdır.

$$M = TAS/a$$

Bu durum, sabit bir EAS'de irtifa arttıkça Mach sayısının artmasına neden olur. Düşük hızda CLMAX sabittir fakat M 0.4'ün üzerine çıktııkça CLMAX azalır (Şekil: 02.00.19) CLMAX'ın neden azalmaya başladığı şekil: 02.00.11'de de ayrıntılı olarak görülebilir.



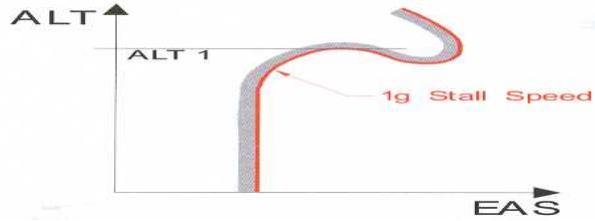
Şekil: 02.00.19

1 g stol hızı formülünü hatırlayacak olursak;

$$V_{S1g} = \sqrt{\frac{1}{2} \rho \frac{L}{C_{LMAX}} s}$$

Azalan irtifa ile birlikte CLMAX'ın azaldıkça 1 g stol hızının arttığı rahatça görülebilir.

Şekil: 02.00.20

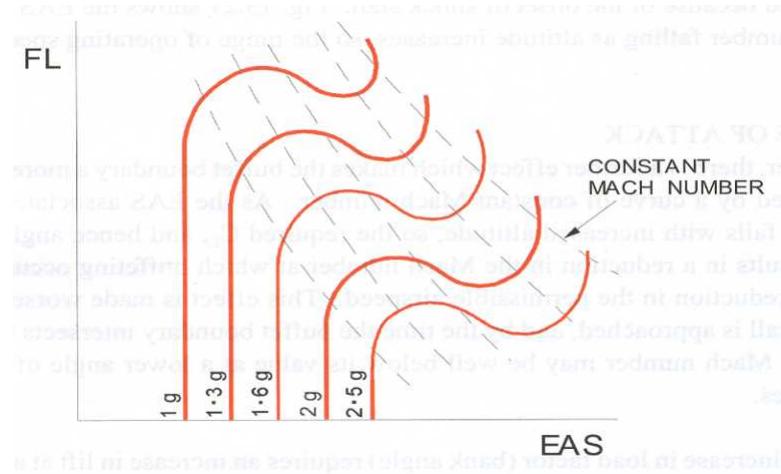


Şekil: 02.00.20'de, sabit bir yük faktöründe (n) irtifa ile stol hızı arasındaki değişim görülmektedir. Şekildeki eğri, EAS değerlerine karşılık gelen irtifalarda, belirli yük faktörleri için stol sınırıdır. Uçak bu yük faktöründe sınırın solunda kalan hızlarda uçamaz. Alçak irtifalarda V_s sıkıştırılabilirlik etkilerinin etkili olabilmesi için çok küçük olduğundan stol hızı irtifaya göre değişmez. Sonuç olarak irtifa arttıkça stol hızı önce sabit kalır, ardından sıkıştırılabilirlik etkilerinin önemli olduğu noktadan sonra irtifaya bağlı olarak artış gösterir.

İrtifa arttıkça stol hızı önce sabit kalır, daha sonra artar.

Neticede hız ve yatıştaki artma veya azalmanın stolla sonuçlanacağı, tek bir hızda ulaşabilecek bir irtifa değerine (Şekil: 02.00.20'de Alt1) ulaşılır. Bu irtifaya "aerodinamik tavan" adı verilir. Bu irtifanın geçilmesi durumunda uçak stola girecektir. Bu modern uçaklar için istenilen bir özellik değildir. Bu duruma "coffin köşesi" de denir. Şekil: 02.00.23 bu durumu göstermektedir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 16/34
---	--	---	---



Şekil: 02.00.21

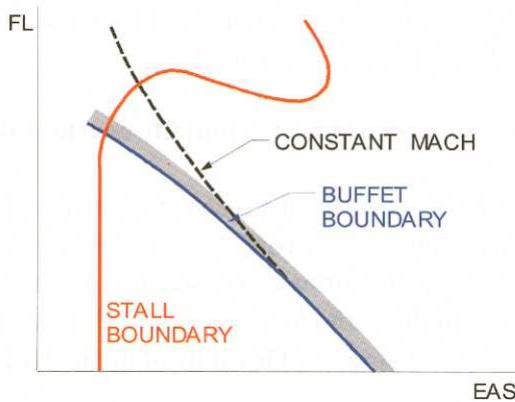
YÜK FAKTÖRÜ

Yük faktörü stol hızını arttırdığı için şekil: 02.00.20'de çizilen eğri, "maksimum izin verilen g" ye kadar yük faktörünün tüm değerleri için de çizilebilir ve bu grafik o uçak için stol sınırlarını göstermede kullanılır (Şekil: 02.00.21'de olduğu gibi). Kesik çizgiler sabit Mach sayısını temsil etmektedir. Bu çizgiler çok düşük EAS lerde bile yüksek irtifalarda yüksek Mach sayılarına ulaşılabilceğini göstermektedir.

Stol sınırları, yük faktörüne bağlı olarak kullanım hızının alt sınırını belirler. Yüksek hızlı bir uçahta, transonik hız menziline girildiğinde şok stolu ve titremeyle karşılaşılacağından üst limit de önemlidir. Bu etkilerle ilişkili olan tüm limitler titreme sınırlarını oluşturur.

MACH SAYISI

Bir uçak için düşük hucum açılarında bile, şok stoluna ulaşmamak için, asla geçilmemesi gereken bir Mach sayısı bulunur. Şekil: 02.00.21'de bu Mach sayısına denk gelen EAS'nın irtifa arttıkça azaldığı, böylece kullanılabilir hız aralığının da iki uçtan da azaldığı görülmektedir.

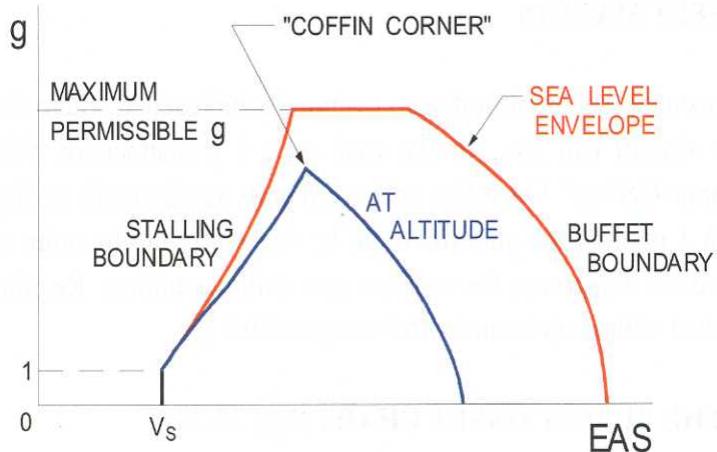


Şekil 02.00.22

HÜCUM AÇISI

Titreme sınırını sabit Mach sayısının belirlediği limitlerden daha kısıtlı bir getiren diğer bir etki de hucum açısıdır. Belirli bir Mach sayısına denk gelen EAS irtifa arttıkça düşüğünden gerekli olan CL ve hucum açısı artar. Bu, titreşimlerin başladığı Mach sayısında ve bunun sonucunda da izin verilen en yüksek hızda azalmaya neden olur. Bu etki yüksek hucum açısı stoluna yaklaşıldığından daha da kötüye gider ve titreme sınırı stol sınırıyla kesiştiğinde sınır Mach sayısı, düşük hucum açısından değerinin altında olur (şekil: 02.00.22).

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 17/34
---	--	---	---



Şekil: 02.00.23

Yük faktöründeki artış aynı zamanda belirli bir EAS'de gereken taşıma kuvvetinde ve dolayısıyla hıcum açısından da bir artışı gerektirir. Bu da Mach sayısındaki sınırlamayı daha da aşağı çeker. Bundan dolayı yük faktörü büyündükçe titremeden kaynaklanan sınırlamalar da artar. Değişik yük faktörleri için stol sınırları olduğu gibi titreme sınırları da vardır. Hız ve g'deki sınırlamalar şekil: 02.00.23'te gösterildiği gibi EAS ile yük faktörünün ilişkilendirildiği tek bir grafikle özetlenebilir.

BASINÇ İRTİFASI

Deniz seviyesinde uçağın altında uçamayacağı bir stol hızı vardır. Yük faktörü arttıkça stol hızı da artar (yük faktörünün kare köküyle doğru orantılı olarak). EAS-g eğrisi düşük hız stol sınırını değiştirir. Bu sınır, yük faktörü sınırına kadar yükselir. Yüksek hızda $g=1$ olduğunda ise şokun neden olduğu titremeden dolayı asla geçilmemesi gereken bir hız limiti bulunmaktadır. Verilen bir hız için, yük faktörü arttıkça CL artar ve limit Mach sayısı önce yavaşça daha sonra ise hızlı bir şekilde düşer. Bu, sonuçta maksimum izin verilen g değerini keser ve şekil: 02.00.23'teki dış eğri gibi bir çerçeve oluşturan titreme sınırları tanımlar. Uçak bu çerçeve içinde kalmak koşuluyla herhangi bir hız-yük faktörü kombinasyonunda uatabilir ancak, çerçeve dışına çıkamaz.

İrtifada da benzer bir durum söz konusudur. Bununla birlikte g ile birlikte artan stol hızının artış oranı irtifada, deniz seviyesindekine oranla, Mach sayısının $C_{L_{MAX}}$ üzerindeki etkisinden dolayı, daha hızlıdır. Ayrıca titreme sınırı çok daha şiddetlidir.

Belirli bir irtifanın üzerinde, titreme sınırı, stol sınırı ile yapısal limitten daha düşük bir g değerinde kesişebilir (şekil: 02.00.23) bu da "coffin köşesi"nin bir başka gösterimi olacaktır.

AĞIRLIK

Uçağın ağırlığı, çerçeveyi etkileyen bir başka faktördür. Ağırıktaki artış stol hızını arttırarak, stol sınırının sağa kaymasına neden olur. Ayrıca bu, herhangi bir hızda hıcum açısından artıya dolayısıyla da titremenin olduğu Mach sayısının düşmesine neden olur ve titreme sınırı da sola kayar. Son olarak ağırlık artışı maksimum izin verilen g'de bir azalma yaratır. Böylece tüm sınırlar ağırlık artışıyla daha da limitli hale gelir.

CG'İN KONUMU

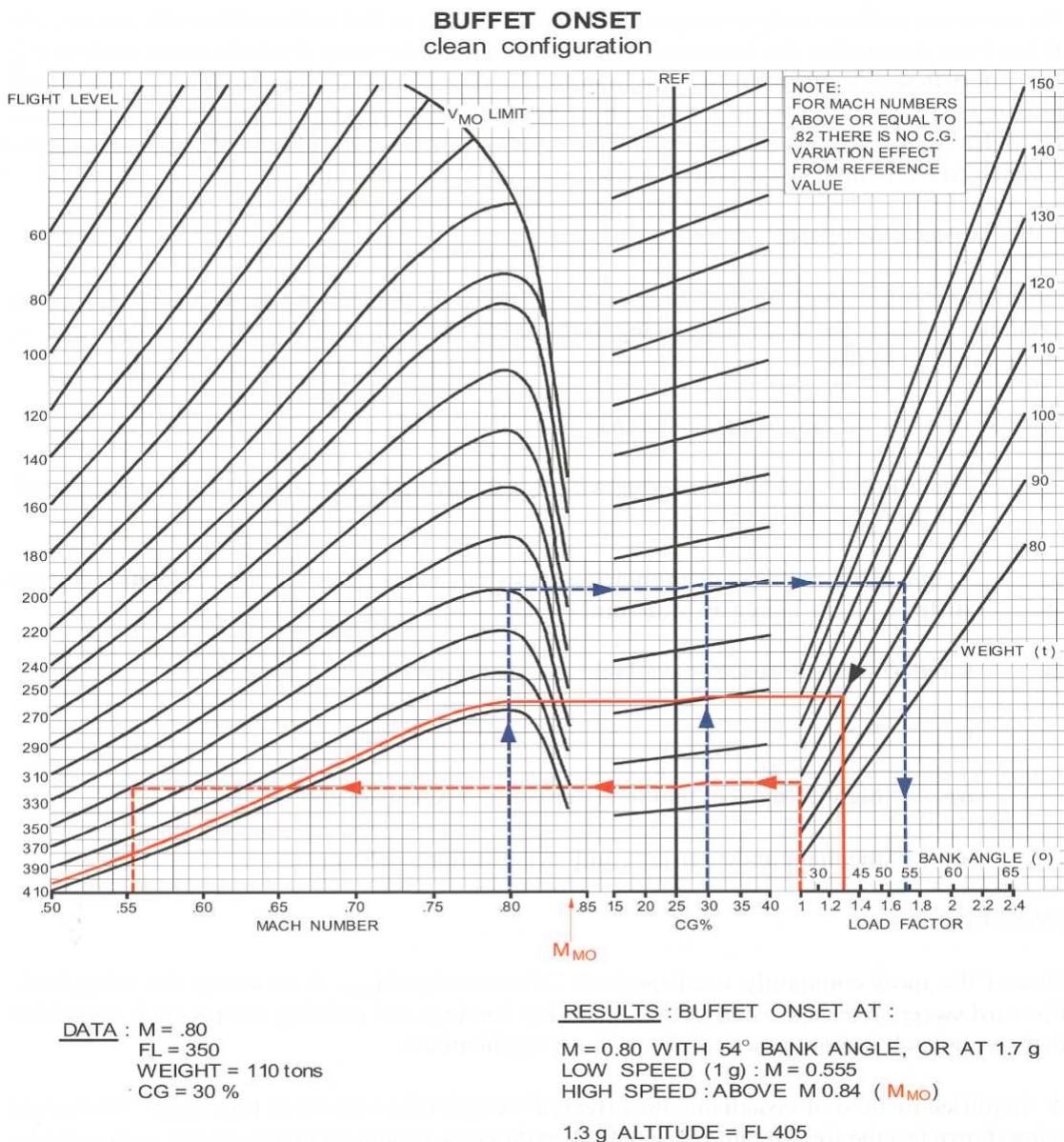
CG'nin öne hareketi stol hızını artırır ve titreme sınırlarını ağırlık artışında olduğu şekilde etkiler.

02 00 17 TİTREME SINIRI

İrtifanın neticede, uçağın tek bir hızda uçuşuna izin verecek bir değere ulaştığından daha önce bahsetmiştik. 1 g'lik bir manevra durumunda bu irtifaya "aerodinamik tavan" adı veriliyordu. Ancak uçak sürekli stol noktasında olacağından, uçağı aerodinamik tavanda uçurmak hiç emniyet payı

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 18/34
---	--	---	---

bırakmayacaktır. Herhangi bir hava akımında veya manevrada stola girilir. Bu nedenle kurallar, uçağın 0.3g'lik minimum emniyet payı ile uçmasını gerektirmiştir.



Şekil: 02.00.24 Titreme kartının kullanımına ait örnek.

02 00 18 TİTREME KARTININ KULLANIMI

1.3 g irtifası (1g + 0.3 g): g'deki 0.3'lük bir artışın titreme oluşturmadığı irtifa. Verilerden yola çıkarak; Önce 1.3 g'den 110 ton hattına kadar dikey olarak çıkan düz kırmızı çizgi takip edilir. Sonra yatay olarak % 30 CG dikey hattına gelinerek CG referans hattına paralel olarak %25 değerine kadar gidilir. Bu noktada tekrar yatay olarak devam edilerek M 0.8'e ulaşılır. Bu noktaya karşılık gelen irtifa eğrisi değeri okunduğunda 1.3 g irtifasının FL 405 olduğu görülür. Uçak bu kütle ve ağırlık merkezi ile FL 405'in üzerinde uçurulduğunda bir rüzgar hamlesi ya da 40°nin altındaki bir yatış açısı bile titremeye neden olacaktır (yüksek irtifa uçuşunda 40°lik yatış oldukça fazladır). Normal yatışlar 10-15° ile yapılmalıdır).

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 19/34
---	--	---	---

Titremenin Sınırlandırıldığı Hız Limitleri: Eldeki veriler kullanılarak;

1 g'den 110 ton hattına kadar kesik kırmızı çizgiden yukarı çıkarılır, sonra yatay olarak % 30 CG hattına devam edilir ve CG referans hattına paralel olunur. %25 referans noktasından itibaren FL 350 eğrisi takip edilir. M 0.84 maksimum kullanım hız sınırı olduğundan FL 350 eğrisi kesik çizgiyi yüksek hız kısmında kesmez. Kesim noktası M 0.555'i göstermektedir. Bu koşullar altında düşük hız titreme sınırı M 0.555'tir. Yüksek hız titreme tahdidi bulunmamaktadır çünkü M_{MO} hiç bir zaman aşılamayacak yüksek hız limitini belirlemektedir.

Aerodinamik Tavan: 150 ton ağırlıkta aşağıdaki gibi belirlenebilir;

1 g'den 150 ton hattına kadar kesik kırmızı çizgi ile dikey olarak çıkarılır; ardından yatay olarak sola gelinerek (CG düzeltme hattından da geçilerek) FL 390 elde edilir.

Titremenin Oluştuğu Yük Faktörü ve Yatış Açısı: Eldeki veriler kullanılarak;

M 0.8'ten başlanarak kesik mavi çizgi takip edilmek suretiyle 54°'lik yatış açısına veya 1.7 g'ye ulaşılır.

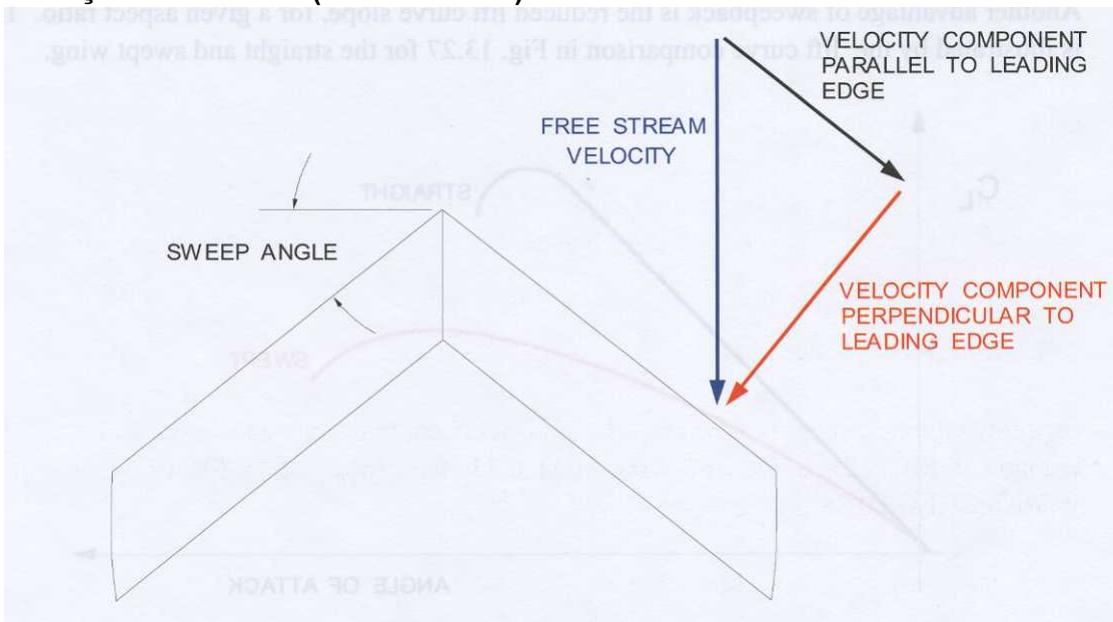
020019 SIKIŞTIRILABİLİRLİK ETKİLERİNİN GECİKTİRİLMESİ VEYA AZALTILMASI

Karlarını maksimize edebilmek için havayolları uçaklarının en hızlı ve en verimli şekilde uçmalarını ister. Kanat üzerinde oluşan şok dalgalarının çok sayıda istenmeyen duruma sebep olduğu ve sürüklemeye arttırdığından daha önce bahsedilmiştir. MCRIT bölgесine kadar olan hızlarda sıkıştırılabilirlik etkileri çok ciddi değildir. Bu nedenle MCRIT'i mümkün olduğunda artırmak gereklidir. Aşağıda açıklanan yöntemler sıkıştırılabilirlik etkilerini geciktirme veya azaltmaya yönelik olarak kullanılmaktadır.

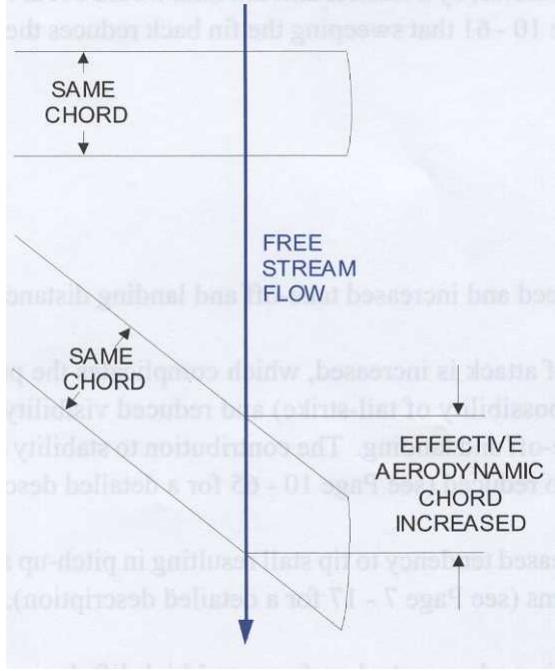
İNCE KANAT KESİTLERİ

Düşük bir t/c oranlı kanatta akış ivmesi azalacağından M_{CRIT} değeri artar. Örneğin; % 15 t/c oranlı bir kanatta M_{CRIT} M 0.75 iken, % 5 için bu değer M 0.85 olur. Ancak düşük t/c oranlı kanat kesiti kullanmanın bazı dezavantajları da vardır;

- İnce kanat tarafından üretilen taşıma kuvveti daha azdır. Bu nedenle kalkış-iniş hızları ile mesafeleri artar.
- İnce kanat aynı mukavemeti verebilmek için daha geniş kanat açıklığına ihtiyaç duyar. Bu da yapısal ağırlığı artırır.
- İnce kanatta yakıt, yüksek taşıma araçları ve iniş takımları için daha sınırlı yer vardır.

GERİYE OK AÇILI KANATLAR (SWEEPBACK)**Şekil: 02.00.25 Sweepback etkisi**

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 20/34
---	--	---	---

Şekil: 02.00.26

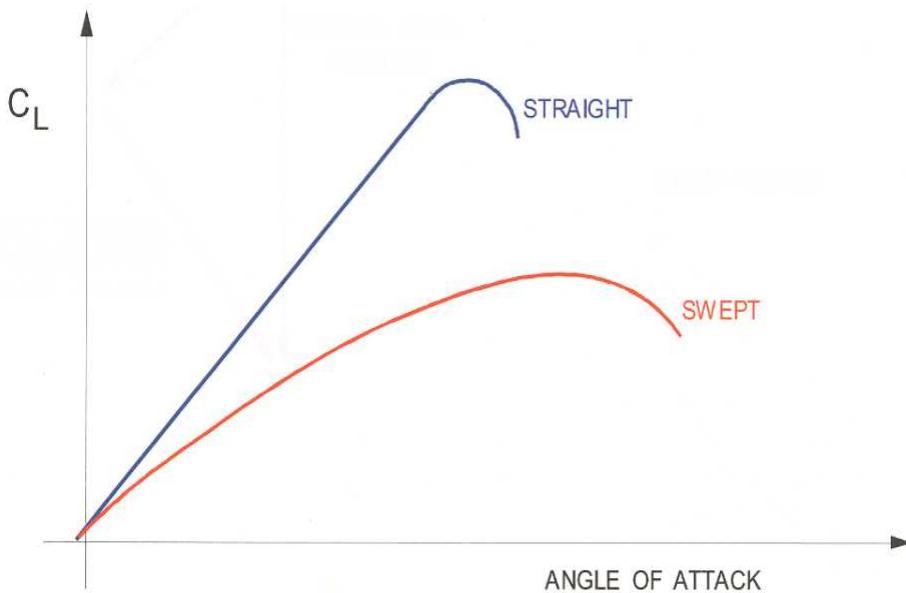
MCRIT'i artırmak için kullanılan en yaygın yöntemlerden biri kanadı geriye doğru açılandırmaktır. Öne açılı kanatlarda da benzer bir etki elde edilmektedir, ancak kanat bükülmesinin yarattığı bazı problemler nedeniyle geriye açı kullanmak daha tercih edilir bir yoldur.

Şekil: 02.00.25'te geriye ok açığının yarattığı etkiyi canlandırmak için basit bir yöntem gösterilmiştir. Bu yöntemde serbest akış hızına sahip kanat, hückum kenarına dik ve paralel hız bileşenleri ile birlikte çizilmiştir. Hückum kenarına dik olan hız bileşeni serbest akış hızından daha azdır ve bu, basınç dağılımını belirleyen hız bileşenidir. Bu bileşen, serbest akış hızında daha az olduğundan MCRIT artacaktır.

Düz bir kanatla karşılaştırıldığında aynı kanat profili kesitindeki ok açılı kanat daha düşük kalınlık/korda oranına sahiptir. Kanadı geriye doğru uzatmak aynı kalınlık için aerodinamik korda uzunluğunu artırır (Şekil: 02.00.26).

Belirli bir serbest akış hızı için lokal hız düşük olacağından ok kanadın MCRIT'i düz kanada göre daha yüksek olacaktır.

Ok açılı kanat ince kanadın hemen hemen tüm aerodinamik avantajlarına sahiptir. Üstelik azalan mukavemet ve yakıt kapasitesi gibi olumsuzluklar da taşımaz. Fakat ne yazık ki, bu tür kanatlar kanat stolu, burun yukarı yunuslama eğilimi ve süper stol gibi dezavantajlara sahiptir. Ok açılı kanatlar aynı zamanda yüksek hız kıvrılmasına da sebep olur.



Şekil: 02.00.27 de geriye ok açılı kanadın belirli bir görünüş oranı için azalmış taşıma eğrisi özelliği düz kanatla karşılaştırılmıştır. Bu da ok açılı kanatlar için diğer bir avantajdır.

Taşıma eğrisi eğimindeki azalma, kanadı hückum açısı değişimlerine karşı daha az duyarlı kılar. Bu azalmış eğim nedeniyle dikey hava akımları CL'yi ve yük faktörünü düz kanada göre daha az artırır.

Şekil: 02.00.27 Düşük hız taşıma eğrisinde sweepback etkisi

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 21/34
---	--	---	---

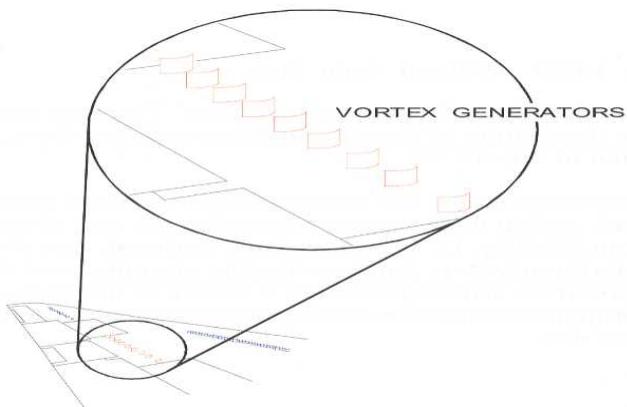
OK AÇILI KANADIN DEZAVANTAJLARI

- a) Azalan CLMAX,
 - Stol hızını ve kalkış-iniş mesafelerini arttırmır.
 - Maksimum kaldırmanın elde edildiği hücum açısı, iniş takımı dizaynında ve kalkış- inişlerdeki görüş açısından olumsuz etki yaratır. Aynı zamanda kuyruk yüzeyinin belli bir alanının kararlılığına katkısı da azalmış olur.
- b) Kanat ucu stoluna eğimli olan bu kanatta derin stol problemleri olasıdır.
- c) Menteşe hattı da ok açılı olduğundan firar kenarı kontrol yüzeyleri ile yüksek taşıma araçları etkinliği vardır. Hücum kenarı yüksek taşıma araçları aynı zamanda düşük hız karakteristiklerini düzeltmek için de kullanılır.

VORTEKS JENERATÖRLERİ

Sıkıştırılabilirlik ile ilgili istenmeyen karakteristiklerin çoğu şok dalgası arkasındaki sınır tabakası ayrılması ile ilgilidir. Bu ayrılma sınır tabakasının kinetik enerji kaybetmesinden kaynaklanır. Şok dalgası oluşumunun aksi yöndeki basınç gradyanını artırması kinetik enerji kaybını artırrır.

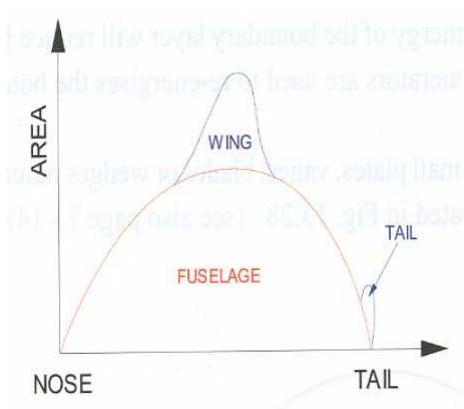
Şekil: 02.00 28 Vortex jeneratörleri (blade tipi)



Sınır tabakasının kinetik enerjisinin artması ayrılmayı azaltacaktır. İşte vorteks jeneratörü denilen basit bir yöntem sınır tabakasının enerjisini tekrar kazandırmak için kullanılır.

Kanat yüzeyine yerleştirilmiş küçük parçalardan oluşan vorteks jeneratörleri üç kısımlarında vorteks oluşturarak serbest akan yüksek enerjili havayı sınır tabakası ile birleştirir ve kinetik enerjiyi artırrarak akışın şok dalgası içinde ayrılmadan devam etmesine yardımcı olur. Vorteks jeneratörleri genelde kanadın üst yüzeyine, kumanda yüzeylerinin önüne yerleştirilmekle birlikte, ayrılmmanın büyük miktarda sürükleme ve kumanda etkinliği kaybı yarattığı her yerde kullanılabilirler. Vorteks jeneratörleri yüzey şekillerinden kaynaklanan zıt basınç gradyanlarının sebep olduğu ayrılmayı önlemek amacıyla sabsonik uçaklarda da rahatlıkla kullanılabilir.

SAHA KURALI



Drag bölümünde, bağımsız parçalara ait sürüklemeye ek olarak bu parçalar arasındaki özellikle kanat ve gövde arasında- etkileşimden kaynaklanan bir başka sürüklemenin varlığından söz edilmiştir. Bu durum özellikle yüksek hızda büyük önem taşır. Deneyler göstermiştir ki, uçaktaki transonik sürüklemedeki artışın büyük bir bölümü bu etkileşimden kaynaklanmaktadır. Transonik hızlardaki bu sürükleme; uçağın uzunluk ekseni boyunca kesitsel alan dağılımının düzgün olması sağlanarak azaltılabilir.

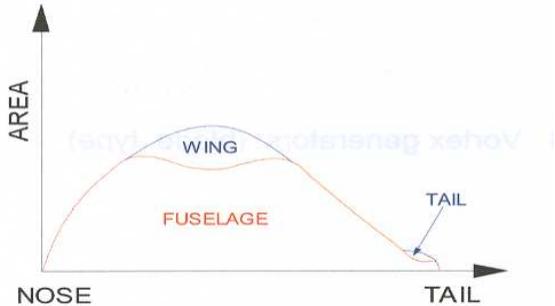
Yüksek hızlı ilk uçak dizaynlarında bu durum dikkate alınmamıştır. Kanat ve kuyruk çevresinde artırılan alan diğer yerlerde azaltılmış ve sonunda ortaya şekil: 02.00.29'da gösterildiği gibi bir alan dağılımı çıkmıştır.

Şekil: 02.00.39 Saha Kuralı yok.

Sonraki dizaynlarda ise oluşan çıkışlıklar ortadan kaldırılarak gövdenin kanat birleşim bölgesinin alanı azaltılmış ve en uygun alan dağılımı elde edilmiştir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 22/34
---	--	---	---

Uygulamada hiçbir uçak en uygun dağılıma sahip değildir ancak, yine de “transonik alan kuralı” olarak bilinen bu uygulama transonik sürükleme artışını düşürmede yardımcıdır (Şekil: 02.00.30).

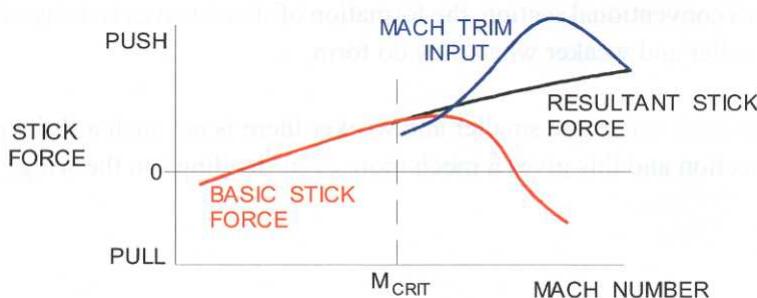


Şekil: 02.00.30 Saha Kuralı

MACH TRİMİ

MCRIT'in üzerindeki hız artışlarında ok açılı kanat kökünde oluşan şok dalgalarının, CG' nin ön kısmındaki kaldırma kuvveti ile kuyruk takımındaki aşağı akımların azalması nedeniyle burun aşağı yunuslama momenti yarattığından daha önce bahsedilmiştir.

Yüksek Mach sayılarında uçak hızı karalılığını kaybetme eğilimindedir. Uçağın daha fazla hızlanması önlemek için lövyede geri tazyik uygulama ihtiyacı ortaya çıkar. Artan Mach sayısı burun aşağı yunuslama momenti oluşturur ve bu da Mach sayısını daha da arttırır. İstenmeyen bir yüksek hız karakteristiği olan ve “Mach tuck” veya “yüksek hız tuck”’ı adı verilen bu durum modern taşımacılık uçaklarında maksimum kullanım hızını sınırlamaktadır.



Şekil: 02.00.31 Mach Trimin tesiri

Mach sayısına duyarlı olan bu sistem;

- a) İrtifa dümenine yukarı hareketi,
- b) Değişebilen konum açılı kuyruk takımlarının konum açılarındaki azalmayı,
- c) Kanatlardan arka trim tankına yakıt aktarımı ile CG' nin konumunu geriye kaydılmayı, gerekenden daha fazla yapar. Bu sistem yüksek Mach sayılarındaki uçuşlarda da lövyeye kuvveti gradyanının aynı kalmasını temin eder.

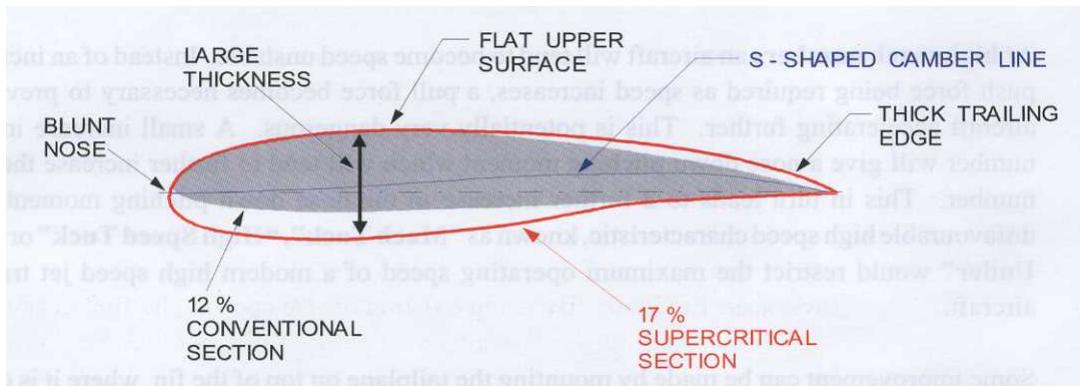
Üretici tarafından hangi trim sistemi kullanılırsa kullanılsın, Mach trim sistemi istikametsel trimi ayarlar ve sadece yüksek Mach sayılarında çalışır.

Kuyruk takımını istikamet dümeninin üst kısmına monte etmek bu konuda bir çözüm üretebilir, ancak bunun da derin stol problemi yaratabileceği unutulmamalıdır. Yüksek Mach sayılarında gereken lövyeye tazyikini sabit tutabilmek için bir Mach trim sistemi kullanılmalıdır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 23/34
---	--	---	---

SÜPER KRİTİK KANAT PROFİLİ

Transonik hız bölgesindeki uçuşlarda etkinliği artırmak için kullanılan gelişmiş dizaynlardan biri de süper kritik kanat profilidir.



Şekil 02.00.32 Süper kritik aerodinamik şekil

Şekil: 02.00.32'de gösterilen bu profiline normal bir kesite göre farklılıklar şunlardır;

- Keskin olmayan burun,
- Kalınlık,
- S şeklinde bombe hattı,
- Daha düz üst yüzey,
- Kalın firar kenarı.

Normal kesitle karşılaştırıldığında daha düz olan üst yüzeydeki hava akışı aynı hız artışını sağlamadığından şok dalgaları daha geç bir MFS'de oluşur ve ayrıca daha küçük ve zayıftırlar. Şok dalgalarının zayıf olması nedeniyle kesitin arka kısmında keskin bir basınç artışı olmaz ve böylece kanatta daha denk bir yüklemeye sebep olur.

SÜPER KRİTİK PROFİLİN AVANTAJLARI

- Şok dalgası oluşumunun gecikmesi ve oluşan dalgaların zayıflığı belirli bir seyir Mach sayısı için daha az ok açısı gerektirir. Böylece geriye ok açısı ile ilgili problemlerin bazıları azalmış olur.
- Artan kalınlık, belirli bir yapısal ağırlıkta mukavemeti arttırmır. Bu aynı zamanda, indükleme sürüklemesini azaltan daha yüksek bir görünüş oranına izin verir.
- Artan kesit derinliği yakıt için daha fazla yer sağlar.

Bu tip kanadın kullanımı, performansı aşağıdaki 2 yoldan biriyle artırır:

- Faydalı yükün artması:** Mevcut seyir hızlarında yakıt tüketimi azaltılır ve sürüklemeye fazla artırmadan faydalı yükün artması sağlanabilir.
- Seyir hızının artması:** Mevcut faydalı yükte sürüklemeye fazla artırmadan seyir Mach sayısı artırılabilir.

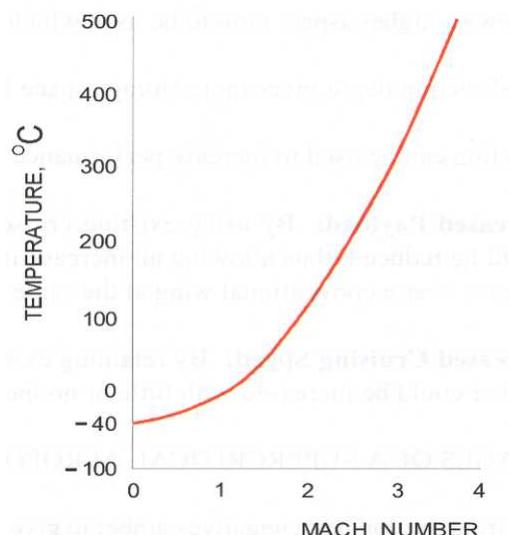
SÜPER KRİTİK PROFİLİN DEZAVANTAJLARI

- Profilin ön kısmı seyir Mach sayılarında en uygun performansı verebilen negatif bombeye sahiptir. Ancak bu bombe, düşük hız uçuşları için olması gerekenin altındadır. Azalan CLMAX nedeniyle hücum kenarında Krueger flapları, değişebilir bombe flapları, slat ve slot gibi kompleks yük taşıma araçları kullanmak gerekebilir.
- Profilin firar kenarındaki büyük pozitif bombe kaldırma dağılımının arkada daha çok olmasını sağlar ancak bu durum burun aşağı yunuslama momenti yaratır.
 - Bu moment kuyruk takımı ile dengelenmelidir ve bu da trimden dolayı geri sürükleme yaratır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 24/34
---	--	---	---

- Şoktan dolayı oluşan titreşimler şiddetli salınımlara neden olabilir.

02 00 20 AERODİNAMİK ISINMA



Sürtünmeye maruz kalan veya sıkıştırılan hava ısınır. Bir uçakta durgunluk noktasında ve şok dalgasından geçerken sıkışma; sınır tabakasında sürtünme meydana gelir. Yani uçağın sıcaklığı, havadaki hareketi sırasında artar. Bu durum tüm hızlarda görülmekle birlikte sadece yüksek Mach sayılarında önem kazanır.

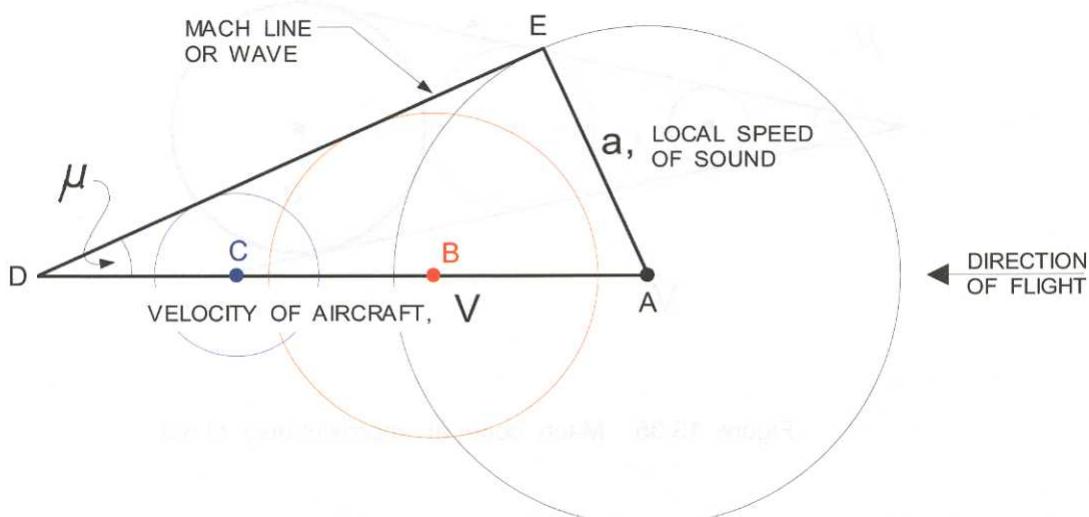
Şekil: 02.00.33 Mach Sayısı ile yüzey ısınması

Şekil: 02.00.33'te, $M = 1.0$ 'daki sıcaklık artışının yaklaşık 40°C olduğu görülmektedir. Sıcaklıktaki artış alüminyum alaşımından yapılan bir uçak için yaklaşık limit hız olan $M = 2.0$ 'a ulaşana dek önem taşımayacaktır. Bu hızdan sonra malzemenin karakteristikleri değişecek ve yorgunluk ömrü kısalacaktır. $M = 2.0$ üzerindeki hızlar için titanyum veya paslanmaz çelik kullanılmalıdır.

02 00 21 MACH AÇISI

Şekil: 02.00.07'de Mach sayısı arttıkça şok dalgalarının daraldığı gösterilmiştir. Şok dalgalarındaki bu açı değişiminin anlaşılabilmesi için önce Mach açısı (μ)nın anlamı ve önemini açıklamak gereklidir.

Eğer uçağın TAS'ı lokal ses hızından daha büyükse basınç dalgalarının kaynağı, yarattığı bozulmadan daha hızlı hareket eder.



Şekil: 02.00.34 Mach Açısı

Şekil: 02.00.34'te V hızında, A'dan D'ye hareket eden bir nokta düşünelim. A noktasında basınç dalgasının dağılımı lokal ses hızında ve dışa doğru küreseldir. Fakat nokta bu basınç dalgalarından daha hızlı hareket eder ve nokta D'ye ulaştığında, A dan ve nokta B ve C konumundayken yayılan basınç dalgaları şekildeki gibi halkalar oluşturur. Bu dalgalara DE hattında ortak bir tanjant çizilebilir. Bu hat noktası D'ye ulaştığında tüm basınç dalgalarının ulaşımı limiti temsil eder. AE lokal ses hızı (a), AD ise TAS anlamına gelir.

$$M = \frac{TAS}{a}$$

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 25/34
---	--	---	---

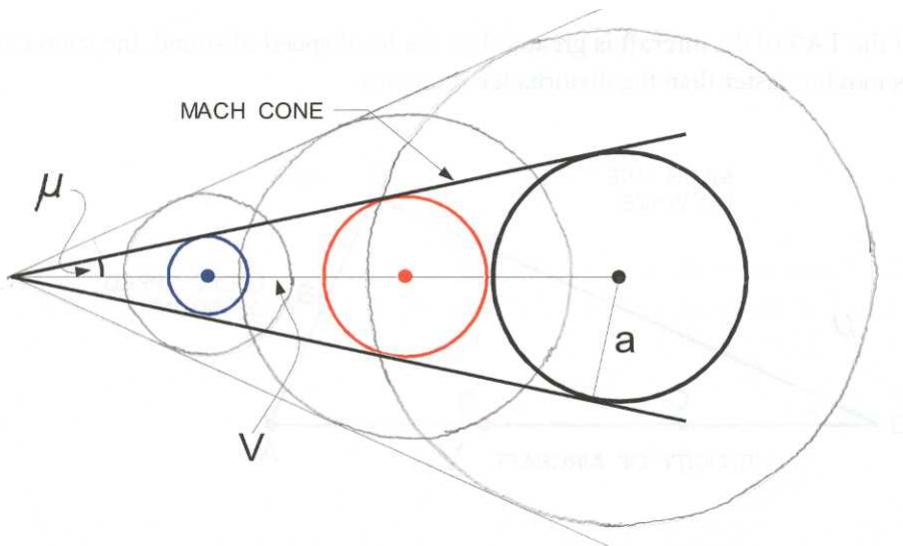
ADE açısı veya (μ) Mach açısı olarak ifade edilir ve basit bir trigonometri ile şu formül elde edilir.

$$\sin \mu = a/TAS = 1/M$$

Mach sayısı büyündükçe Mach açısı daralır. M 1.0'da $\mu = 90^\circ$ dir.

02 00 22 MACH KONİSİ

3 boyutlu olarak düşünüldüğünde hareketli bir kaynaktan basınç dalgalarının yayılımı dairesel değil küreseldir. Eğer kaynağın hızı (V), lokal ses hızından (a) büyükse, bu küreler μ açısına sahip Mach konisi tarafından çevrilir. Şekil: 02.00.35'te artan Mach sayısıyla, μ açısının azalmaya başladığı görülebilir. Mach açısı Mach sayısıyla ters orantılıdır.



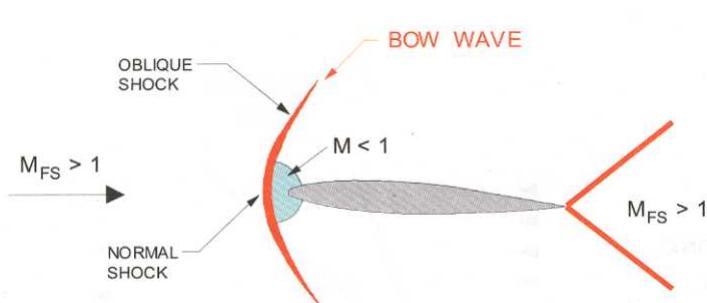
Şekil: 02.00.35 Yaklaşık M 5.0 da Mach konisi

02 00 23 ETKİLENME SAHASI

Süpersonik hızlarda Mach konisi, uçak tarafından oluşturulan basınç bozulmalarının etki ettiği sınırları temsil eder. Koninin ilerisindeki hiçbir şey bu bozulmalardan etkilenmez. Bu koninin içinde kalan alana "etkilenme sahası" adı verilir.

Uçağın dalga üretimi de benzer bir patern izler. Ancak en öndeği şok yatık şok olacak ve şok dalgalarının ilk yayılım hızı serbest ses hızından daha büyük olduğundan dalga açısı Mach açısından büyüktür.

02 00 24 HÜCUM KENARI ŞOK DALGASI



Şekil: 02.00.37 Bow dalgası

Süpersonik bir akışın, kanat profilinin hücum kenarına doğru yaklaştığını düşünelim. Hücum kenarı çevresinden akışı sağlamak için hava dik bir açı yapmak zorunda kalacaktır. Süpersonik hızlarda mevcut mesafe içinde bunu yapması mümkün değildir. Serbest akış hızı anı olarak süpersonik hızın altına iner ve kanadın

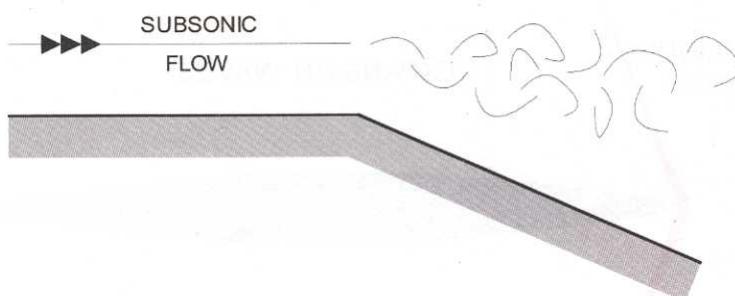
önünde, süpersonik ve sabsonik hava akışlarının kesiştiği yerde bir normal şok dalgası oluşur. Şok dalgasının arkasında sabsonik olan hava hücum kenarı çevresinde akabilecek kapasitededir. Kısa bir mesafede akış yeniden hızlanarak süpersonik hızza ulaşır (Şekil: 02.00.36).

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 26/34
---	--	---	---

Hücum kenarının önündeki şok dalgasına "bow wave" adı verilir. Bu dalga sadece hücum kenarı çevresinde akışa dik halde bulunur ve hücum kenarından uzaklaşıkça eğimli hale gelir. Şekil: 02.00.36'da da görüleceği gibi, firar kenarı şok dalgaları artık normal şok dalgaları değildir, çünkü serbest akış Mach sayısı 1.0'dan büyktür.

02 00.25 GENİŞLEME DALGALARI

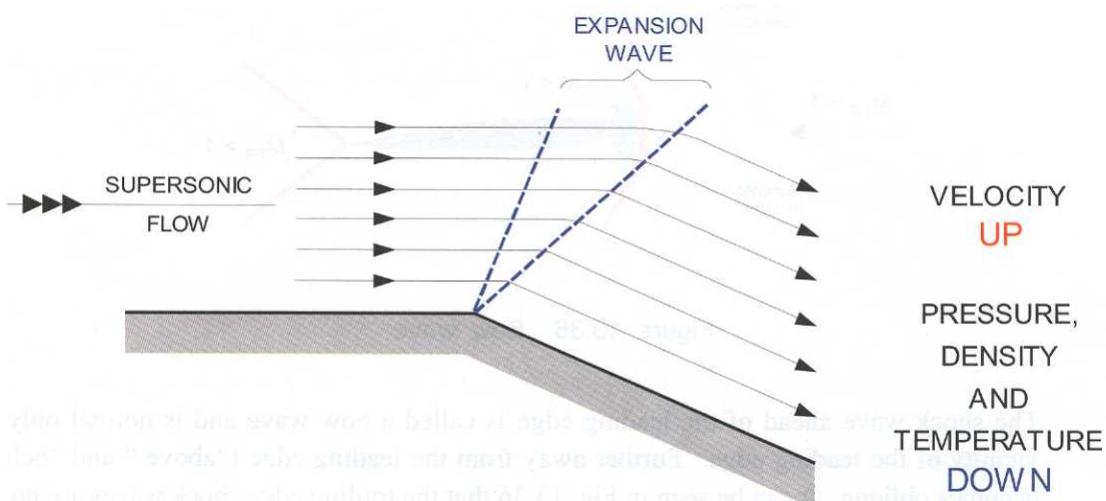
Bundan önceki paragrafta bir cisimle karşılaşan süpersonik akışın, süratini sabsoniye düşürerek dönüş yapabildiğinden bahsetmiştik. Sabsonik ve süpersonik akımların kesiştiği noktada büyük enerji kaybına neden olan (dalga sürükleme) şok dalgaları oluşur.



Bu dönüşü yapabilmesinin bir başka yolu daha vardır. Öncelikle şekil: 02.00.37'de gösterilen sabsonik bir akış ve konveks bir köşe düşünelim. Basınç gradyanı o kadar keskin olacaktır ki, köşede derhal ayrılma meydana gelecektir.

Şekil: 02.00.37 Convex Köşede sabsonik akış.

Şekil: 02.00.38'de, köşeye ulaştığında genişlemek suretiyle dönebilen bir süpersonik akış görülmektedir. Hız artarken basınç, yoğunluk ve sıcaklık değişkenleri azalmıştır. Süpersonik akışın bu hareketi şok dalgası geçişinin tam tersidir.

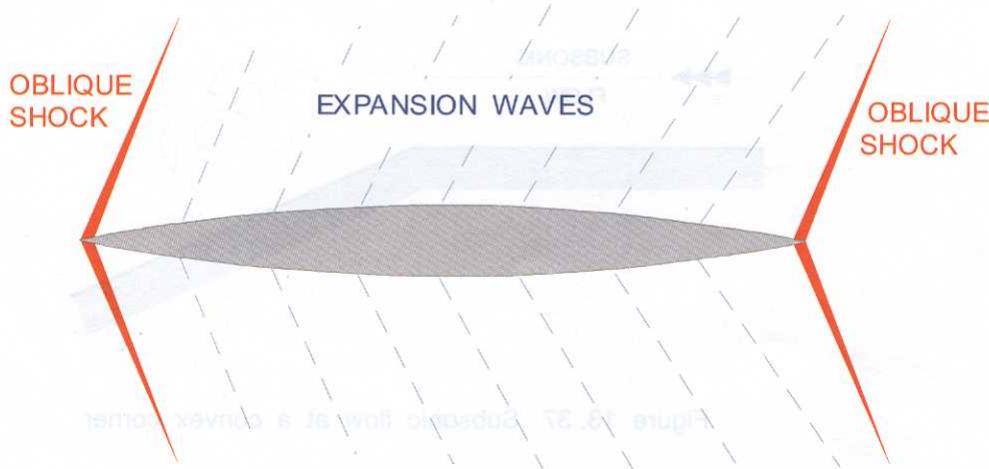


Şekil: 02.00.38 Genişleyen dalga ile konvec köşede süpersonik akım

Şekil 13.39'da süpersonik akışta bir dizi genişleme dalgası görülmektedir. Hücum kenarındaki şok dalgasını geçtikten sonra sıkışmış süpersonik akış genişlemek için serbest kalır yüzey konturunu takip eder. Akışta ani değişimler olmadığından genişleme dalgaları şok dalgası sayılmaz. Genişleme dalgası yoluyla geçen süpersonik hava akışı aşağıdaki değişimleri yaratır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 27/34
---	--	---	---

M_{FS} ABOVE 1·2



Şekil: 02.00.39 Bir süpersonik akımda genişleme dalgaları

- a) Akış hızlanır. Genişleme dalgasının arkasındaki hız ve Mach sayısı daha büyütür.
- b) Akış yönü yüzeyi takip edecek şekilde değişir.
- c) Genişleme dalgasının arkasındaki akışın statik basıncı azalır.
- d) Genişleme dalgasının arkasındaki akış yoğunluğu azalır.
- e) Akış değişimi ani olmadığından akısta şok ve enerji kaybı oluşmaz. Genişleme dalgası hava akışının enerjisini dağıtmaz.

02 00 26 SONİK PATLAMA

Uçaktan uzaklaşıkça şok dalgalarının yoğunluğu azalır, ancak basınç dalgalarının yer yüzeyinde yayılması büyük bir ses rahatsızlığına neden olur. Bu ses patlaması süpersonik uçuşun doğal bir sonucudur. Bu basınç dalgaları uçağın yer hızı ile hareket ederler.

02 00 26 TRANSONİK HİZLARDADA KONTROLÜ GELİŞTİRME METOTLARI

Konvansiyonel kontrol yüzeyleri kullanıldığından transonik bölgede kontrol etkinliği azalabilir. Bu yüzeylerin ön kısmına vorteks jeneratörleri yerleştirmek suretiyle kontrol etkinliğinde gelişme sağlanabilmekte birlikte alternatif kontrol şekilleri de düşünülebilir. Bunlar;

- a) Tamamı hareketli kuyruk takımı
- b) Transonik hız bölgesinde daha iyi kontrol sağlayan "yatış kontrol spoilerleri"

Bu kontroller "uçus kumandaları" bölümünde açıklanmıştır.

Kontrol yüzeylerindeki titreşimler, kontrol yüzeylerinin firar kenarlarına yerleştirilen şeritlerle, kontrole eklenen damperlerle yada kontrollerini daha sabit yaparak engellenebilir.

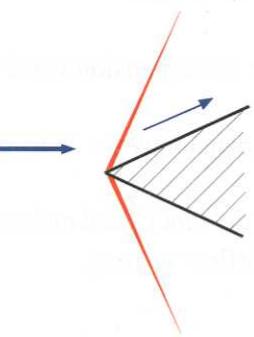
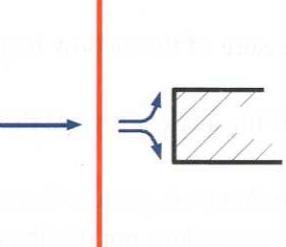
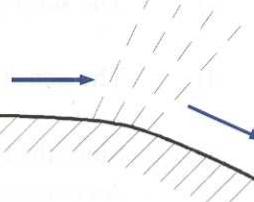
Yüksek hızlardaki büyük kontrol kuvvetlerinden ve transonik hızlardaki titreşimlerden dolayı kontroller tamamen suni his verilmiş bir güç ünitesi tarafından hareket ettirilmektedir.

Şekil: 02.00.40'taki tablo süpersonik akısta sözü geçen 3 ana dalga şeklinin özelliklerini göstermektedir:

THY KYS Form No: FR.18.0001 Rev.01

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 28/34
---	--	---	---

Supersonic Wave Characteristics

TYPE OF WAVE	OBLIQUE Shock wave	NORMAL Shock wave	EXPANSION wave
			
DEFINITION	A PLANE OF DISCONTINUITY, INCLINED MORE THAN 90° FROM FLOW DIRECTION.	A PLANE OF DISCONTINUITY, NORMAL TO FLOW DIRECTION.	A PLANE OF DISCONTINUITY, TURNED AWAY FROM PRECEDING FLOW.
FLOW DIRECTION CHANGE	TURNED INTO A PRECEDING FLOW	NO CHANGE	TURNED AWAY FROM PRECEDING FLOW.
EFFECT ON VELOCITY and MACH NUMBER. BEHIND WAVE	DECREASED BUT STILL SUPERSONIC.	DECREASED TO SUBSONIC	INCREASED TO HIGHER SUPERSONIC.
EFFECT ON STATIC PRESSURE and DENSITY.	INCREASE	GREAT INCREASE	DECREASE.
EFFECT ON ENERGY OF AIRFLOW.	DECREASE	GREAT DECREASE	NO CHANGE (NO SHOCK).
EFFECT ON TEMPERATURE	INCREASE	INCREASE	DECREASE.

Şekil: 02.00 40 Üç prensip dalga oluşumunun karakteristikleri

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 29/34
---	--	---	---

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. Identify which of the following is the correct formula for Mach number:
- a) $\frac{TAS}{M \cdot a} = \text{constant}$
 - b) $M = \frac{IAS}{a}$
 - c) $TAS = \frac{M}{a}$
 - d) $M = TAS \times a$
2. What is the result of a shock-induced separation of airflow occurring symmetrically near the wing root of a sweptwing aircraft?
- a) a severe nose-down pitching moment or "tuck under"
 - b) a high-speed stall and sudden pitch up
 - c) severe porpoising
 - d) pitch-up
3. Mach number is:
- a) the ratio of the aircraft's TAS to the speed of sound at sea level.
 - b) the ratio of the aircraft's TAS to the speed of sound at the same atmospheric conditions.
 - c) the ratio of the aircraft's IAS to the speed of sound at the same atmospheric conditions.
 - d) the speed of sound.
4. For an aircraft climbing at a constant IAS the Mach number will:
- a) increase.
 - b) decrease.
 - c) remain constant.
 - d) initially show an increase, then decrease.
5. The term 'transonic speed' for an aircraft means:
- a) speeds where the airflow is completely subsonic.
 - b) speeds where the airflow is completely supersonic.
 - c) speeds where the airflow is partly subsonic and partly supersonic.
 - d) speeds between M 0.4 and M 1.0

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 30/34
---	--	---	---

6. At $M = 0.8$ a wing has supersonic flow between 20% chord and 60% chord. There will be a shockwave:
- a) at 20% chord only.
 - b) at 20% chord and 60% chord.
 - c) at 60% chord only.
 - d) forward of 20% chord.
7. As air flows through a shockwave:
- a) static pressure increases, density decreases, temperature increases.
 - b) static pressure increases, density increases, temperature increases.
 - c) static pressure decreases, density increases, temperature decreases.
 - d) static pressure decreases, density decreases, temperature decreases.
8. For a wing section of given thickness, the critical Mach number:
- a) will decrease if angle of attack is increased.
 - b) will increase if angle of attack is increased.
 - c) will not change with changes of angle of attack.
 - d) is only influenced by changes in temperature.
9. At speeds just above the critical Mach number, the lift coefficient:
- a) will start to increase.
 - b) will start to decrease.
 - c) will remain constant.
 - d) is directly proportional to the Mach number.
10. As air flows through a shockwave:
- a) its speed increases.
 - b) its speed decreases.
 - c) its speed remains the same.
 - d) it changes direction to flow parallel with the Mach cone.
11. If an aeroplane accelerates above the Critical Mach number, the first high Mach number characteristic it will usually experience is:
- a) a nose up pitch or "Shock Stall".
 - b) a violent and sustained oscillation in pitch (porpoising).
 - c) Dutch roll and/or spiral instability.
 - d) a nose down pitching moment (Mach, or high speed tuck).

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 31/34
---	--	---	---

12. High speed buffet is caused by:
- a) the shock waves striking the tail.
 - b) the high speed airflow striking the leading edge of the wing.
 - c) wing flutter caused by the interaction of the bottom and top surface shock waves.
 - d) the airflow being detached by the shock wave and the turbulent flow striking the tail.
13. The "area rule" applied to high speed aircraft requires:
- a) that the cross sectional area shall be as small as possible.
 - b) that the variation of cross sectional area along the length of the aircraft follows a smooth pattern.
 - c) that the maximum cross sectional area of the fuselage should occur at the wing root.
 - d) that the fuselage and the wing area be of a ratio of 3 : 1.
14. An all-moving tailplane is used in preference to elevators on high speed aircraft:
- a) because the effect of the elevator is reversed above the critical Mach number.
 - b) because shock wave formation on the elevator causes excessive stick forces.
 - c) because shock wave formation ahead of the elevator causes separation and loss of elevator effectiveness.
 - d) because it would be physically impossible for a pilot to control the aircraft in pitch with a conventional tailplane and elevator configuration.
15. Mach Trim is a device which:
- a) moves the centre of gravity to maintain stable lateral stick forces in the transonic region.
 - b) automatically compensates for pitch changes while flying in the transonic speed region.
 - c) prevents the aircraft from exceeding its critical Mach number.
 - d) switches out the trim control to prevent damage in the transonic region.
16. What is the movement of the centre of pressure when the wingtips of a sweptwing aeroplane are shock-stalled first?
- a) outward and forward
 - b) inward and aft
 - c) outward and aft
 - d) inward and forward
17. The airflow behind a normal shock wave will:
- a) always be subsonic and in the same direction as the original airflow.
 - b) always be supersonic and in the same direction as the original airflow.
 - c) may be subsonic or supersonic.
 - d) always be subsonic and will be deflected from the direction of the original airflow.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 32/34
---	--	---	---

18. As airflow passes through a normal shock wave, which of the following changes in static pressure (i), density (ii), and Mach number (iii) will occur:

- | | (i) | (ii) | (iii) |
|----|----------|----------|----------------|
| a) | decrease | increase | < 1.0 |
| b) | increase | decrease | < 1.0 |
| c) | increase | decrease | > 1.0 or < 1.0 |
| d) | increase | increase | < 1.0 |

19. An aerofoil travelling at supersonic speed will:

- a) have its centre of pressure at 50 % chord.
- b) have its centre of pressure at 25% chord.
- c) give a larger proportion of lift from the lower surface than from the upper surface, and have its centre of pressure at 50 % chord.
- d) give approximately equal lift from the upper and lower surfaces, and have its aerodynamic centre at 50% chord.

20. A bow wave is:

- a) a shock wave which forms on the nose of the aircraft at M_{CRIT} .
- b) the shape formed when the shock waves on the upper and lower wing surface meet at the trailing edge.
- c) a shock wave that forms immediately ahead of an aircraft which is travelling faster than the speed of sound.
- d) the shape of a shock wave when viewed vertically.

21. When an aircraft is flying at supersonic speed, where will the area of influence of any pressure disturbance due to the presence of the aircraft be located?

- a) Within the Mach Cone.
- b) In front of the Mach Cone.
- c) In front of the bow wave.
- d) In front of the Mach Cone only when the speed exceeds $M 1.0$

22. The temperature of the airflow as it passes through an expansion wave:

- a) increases.
- b) decreases.
- c) is inversely proportional to the square root of the Mach number.
- d) remains the same.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 33/34
---	--	---	---

23. The influence of weight (wing loading) on the formation of shockwaves is:
- a) a higher wing loading will increase M_{CRIT}
 - b) low wing loading will give a higher M_{CRIT}
 - c) wing loading does not influence M_{CRIT}
 - d) wing loading and M_{CRIT} are directly proportional
24. What influence does an oblique shock wave have on the streamline pattern (i), variation of pressure (ii), temperature(iii), density (iv) and velocity (v)?
- | | (i) | (ii) | (iii) | (iv) | (v) |
|----|---------------------|----------|----------|----------|----------|
| a) | parallel to surface | increase | increase | increase | decrease |
| b) | normal to wave | decrease | decrease | decrease | increase |
| c) | parallel to wave | decrease | decrease | decrease | increase |
| d) | parallel to chord | increase | decrease | increase | decrease |
25. Wave drag is caused by:
- a) shock waves interfering with the smooth airflow into the engine intakes.
 - b) flying faster than M_{MO} .
 - c) the conversion of mechanical energy into thermal energy by the shock wave.
 - d) flying faster than V_{MO}
26. What is the effect of a shock wave on control surface efficiency?
- a) Increase in efficiency, due to increased velocity.
 - b) Increase in efficiency, due to the extra leverage caused by the shock wave.
 - c) Decrease in efficiency, due to the bow wave.
 - d) loss of efficiency, due to control deflection no longer modifying the total flow over the wing.
27. At what speed does an oblique shock wave move over the earth surface?
- a) Aircraft ground speed
 - b) The TAS of the aircraft plus the wind speed
 - c) The TAS of the aircraft less the wind speed
 - d) The TAS relative to the speed of sound at sea level

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 34/34
---	--	---	---

ANSWERS

No	A	B	C	D	REF
1	A				
2	A				
3		B			
4	A				
5			C		
6			C		
7		B			
8	A				
9		B			
10		B			
11				D	
12				D	
13		B			
14			C		
15		B			
16				D	
17	A				
18				D	
19	A				
20			C		
21	A				
22		B			
23		B			
24	A				
25			C		
26				D	
27	A				

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/22
---	--	---	--

BÖLÜM 14

081 06 00 00 LİMİTLER

06.01.01 ÇALIŞMA LİMİT HİZLARI

Servis esnasında bir uçağın hız limitleri olmak zorundadır. Bunlar, azami veya asgari hız olabilirler, ancak her iki durumda da olabilecek durumlara karşı emniyetli çalışma için ayarlanmalıdır.

Limitler çeşitli durumlara göre ayarlanabilir, bu durumlardan bazıları;

- a) Hava aracı yapısal mukavemeti,
- b) Hava aracı yapısının dayanıklılığı,
- c) Hava aracının yeterli kontrolü.

Mukavemet bir uçağın yükle dayanabilme yeteneğidir, dayanıklılık ise deformasyona dayanabilme yeteneğidir.

06.01.02 YÜKLER VE EMNİYET FAKTÖRLERİ

Limit yükü : Serviste karşılaşşa bilinecek azami yük.

Son yük : Yapısal bozulmaların olacağı yük.

Emniyet faktörü : Son yükün yük limitine oranıdır.

Uçak yapısı için emniyet faktörü 1.5 dan daha az olamaz.

Uçak yapısında ağırlığın çok önemi olması nedeni ile uçak yapısındaki emniyet faktörü diğer mühendislik ürünlerinden çok daha azdır. Ağırlığı mümkün olduğu kadar az tutmak için emniyet faktörü asgaride tutulmalıdır. Bu durum nedeni ile emniyet sınırlarının çok kolaylıkla geçilebilmesi ve yapısal hasara neden olabilmesinden dolayı uçağın çalışması için belirlenmiş limitlerin aşılmaması çok önemlidir.

06.01.03 YAPI ÜZERİNDEKİ YÜKLER

Uçak yapısının, normal düz uçusta, taşıma, sürtünme, itki ve ağırlıktan kaynaklanan yükleri kaldıracak kadar mukavemetli olması zorunludur. Bunun yanında uçağın turbülans içerisinde uçma yada manevra yapma gereksinimi vardır. Bu durumlar altında uçak üzerindeki yük artacaktır, bu nedenle uçak için belirlenen her manevrayı yapacak ve şiddetli fırtınaya direnç gösterebilecek şekilde mukavemetli olmak zorundadır.

Uçağın yapısı, müsaade edilen hız limitleri içerisinde kanatçık dönmesi, kanat titremesi ve divergence olmaması için yeteri kadar dayanıklı olmak zorundadır.

06.01.04 YÜK FAKTÖRÜ

Uçağın dizayn gereksinimlerinde maruz kalabileceği yükler belirtilmiştir. Bu yükler yük faktörü (n) olarak yada daha genel olan g olarak verilir.

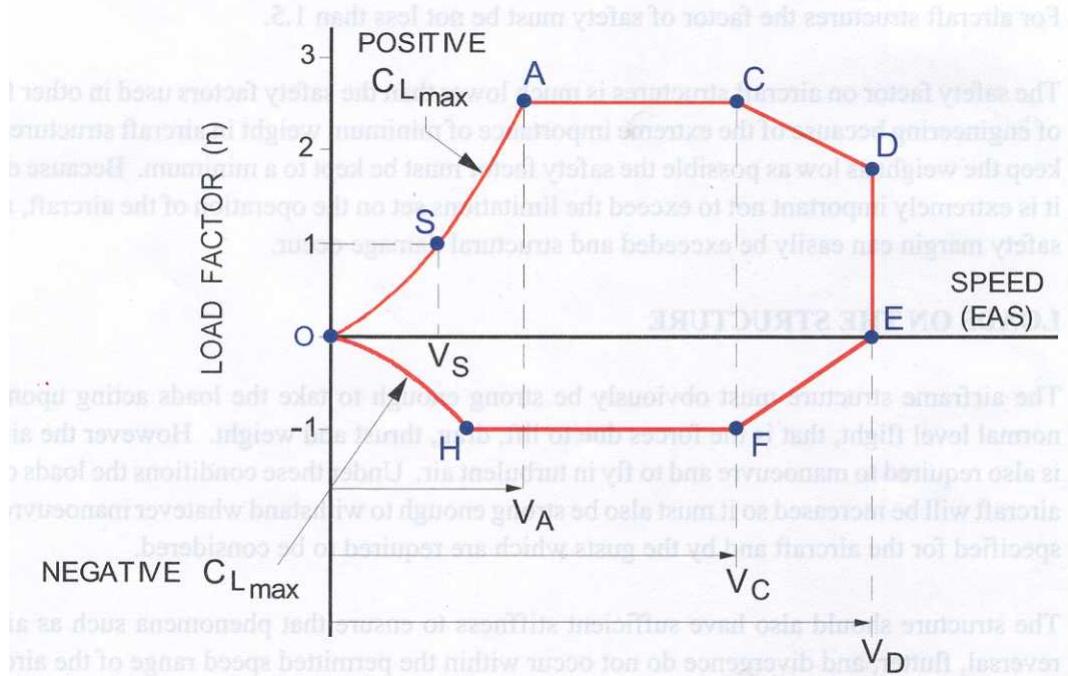
$$\text{Taşıma kuvveti} \\ \text{Yük faktörü (n)} = \frac{\text{-----}}{\text{Ağırlık}}$$

Düz uçusta, taşıma kuvveti ağırlığı eşitlediğinden, yük faktörü 1 dir. Eğer uçak bir manevra yaparken, örneğin, taşıma kuvveti ağırlığının iki misline eşit oluyor ise, yük faktörü 2 dir. (2 g lik bir manevradır).

Limit yükü tüm uçaklara genellenebilmesi açısından yük faktörü cinsinden verilir. Ancak, yapıya hasar veren, ona uygulanan yük ve yapı ağırlık ne olursa olsun hasara yol açacak yük aynıdır. Örneğin; uçak yapısı 10,000 lb. yükte hasar görüyor ise ve uçak 4000 lb ağırlığında ise bu yükün yük faktörü 2.5 olacaktır. Eğer uçak 5000 lb ağırlığında ise, zafiyet gösterme yükünün yük faktörü 2 olacaktır, yani ağır bir uçağa yapısal zarar vermek için, hafif uçağa göre daha az "g" gerekecektir.

Limit yük faktörleri bir uçağın azami ağırlığına göre belirlenmektedirler.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/22
---	--	---	--



Şekil: 06.01

06.02.01 MANEVRA ZARFI

Manevralar için müsaade edilen azami yükler, hızı (EAS) göre değişmekte ve Şekil: 06.01 de görülebilen ve birçok sınırın birleşiminden oluşan bir zarf oluşturulabilmektedir.

Limit yük faktörü uçağın dizayn edildiği kategoriye bağlıdır.

- a) Normal kategorideki uçaklar için pozitif yük faktörü 2.5 dan az olmamalıdır ve 3.8 den de büyük olmasına gerek yoktur (modern yüksek hızlı jet nakliye uçakları için pozitif limit yük faktörü 2.5).
- b) Genel maksat uçakları için pozitif limit yük faktörü 4.4 tür.
- c) Akrobasi kategorisindeki uçaklar için pozitif limit yük faktörü 6 dır.

Negatif limit yük faktörü aşağıda belirtilenlerden az olmamalıdır.

- d) Normal kategori uçaklar için;(-1),
- e) Genel maksat kategorisindeki uçaklar için;(-1.76),
- f) Akrobasi kategorisindeki uçaklar için; (-3).

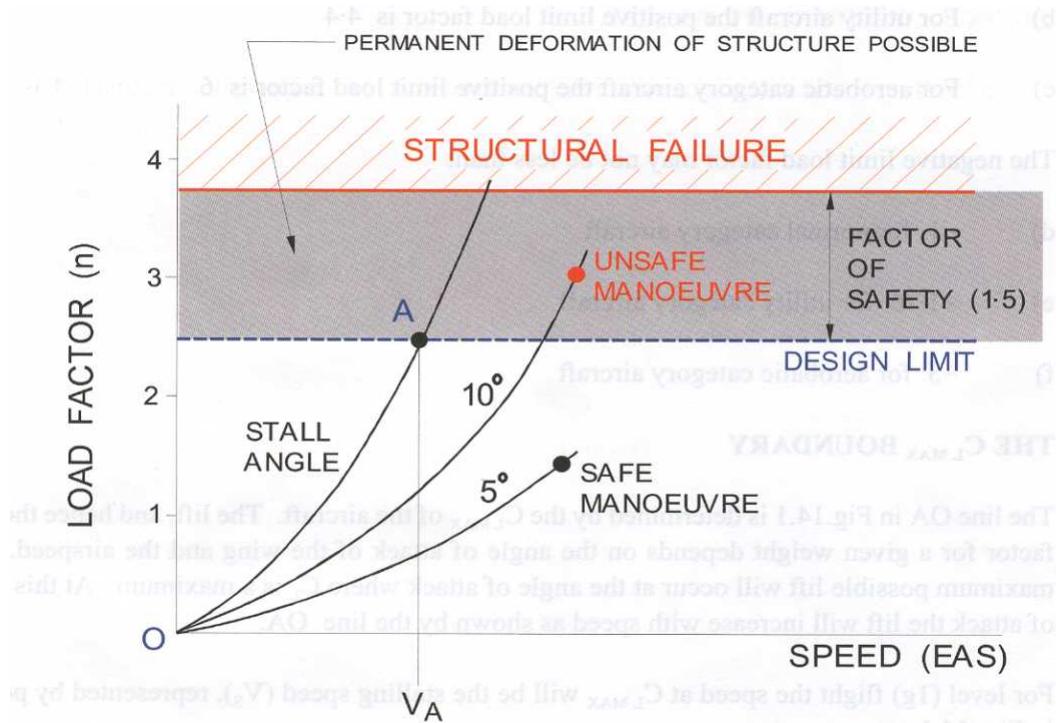
06.02.02 $C_{L_{MAX}}$ SINIRI

Şekil: 06.01 deki OA çizgisi uçağın $C_{L_{MAX}}$ inan belirlenmiştir. Verilen bir ağırlık için taşıma kuvveti ve dolayısıyla yük faktörü kanat hucum açısı ve uçak hızına bağlıdır. Mümkün olan azami taşıma kuvveti C_L nin azamide olduğu hucum açısında meydana gelir. Bu hucum açısında, OA çizgisinde görüldüğü gibi, taşıma kuvveti hız ile birlikte yükselecektir.

Düz uçuş için (1g) $C_{L_{MAX}}$ hızı, stol hızı (V_S) olacak ve S noktası ile temsil edilecektir (Şekil:06.01). A noktasında, yük faktörü pozitif limite ulaşır. A noktasındaki hız, dizayn manevra hızı olarak adlandırılır (V_A).

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 3/22
---	--	---	--

06.02.03 DİZAYN MANEVRA HIZI (V_A)



Şekil: 06.02

Şekil: 06.02 de görüleceği gibi V_A nın altındaki hızlarda, kanat limit yüküne eşit taşıma kuvveti üretememektedir. Hız V_A nın üzerinde iken limit yük aşılabilir. Bunun sonucu olarak, V_A hızının üzerindeki manevralarda uçak yapısında kalıcı deformasyona yada son yük geçilir ise yapısal hasarlara neden olacak potansiyel vardır.

Bunun anlamı, V_A hızının üzerindeki her manevrada daima yapısal hasar olacak değildir. Limit yükü geçilmeden emniyetli manevralar yapılabilir.

Şekil: 06.02 de görüleceği gibi, uçağın en az 1.5 emniyet faktörü vardır ve yapısal hasar 2.5 yük faktöründe meydana gelmez, fakat 2.5×1.5 yani 3.75 te durum değişiktir. Ancak, eğer yük faktörü 2.5 ve 3.75 arasında ise bazı kalıcı deformasyonlar meydana gelebilir. Bu nedenle, emniyet faktörü var diye yük faktörünü limitin üzerine çıkarmak emniyetli olmaz.

Şekil: 06.02 deki OA çizgisi yük faktörüne göre stol hızındaki değişimi gösterir. Stol hızı, yük faktörünün kare köküne göre artar, bu nedenle;

$$V_A = V_{S1g} \sqrt{n}$$

Örnek olarak; 60 knot'luk 1 g stol hızındaki bir uçağın limit yük faktörü 2.5 ise; V_A nın değeri?

$$60 \sqrt{2.5} = 95 \text{ kt}$$

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/22
---	--	---	--

06.02.04 UÇAK AĞIRLIĞININ V_A ÜZERİNDEKİ ETKİSİ

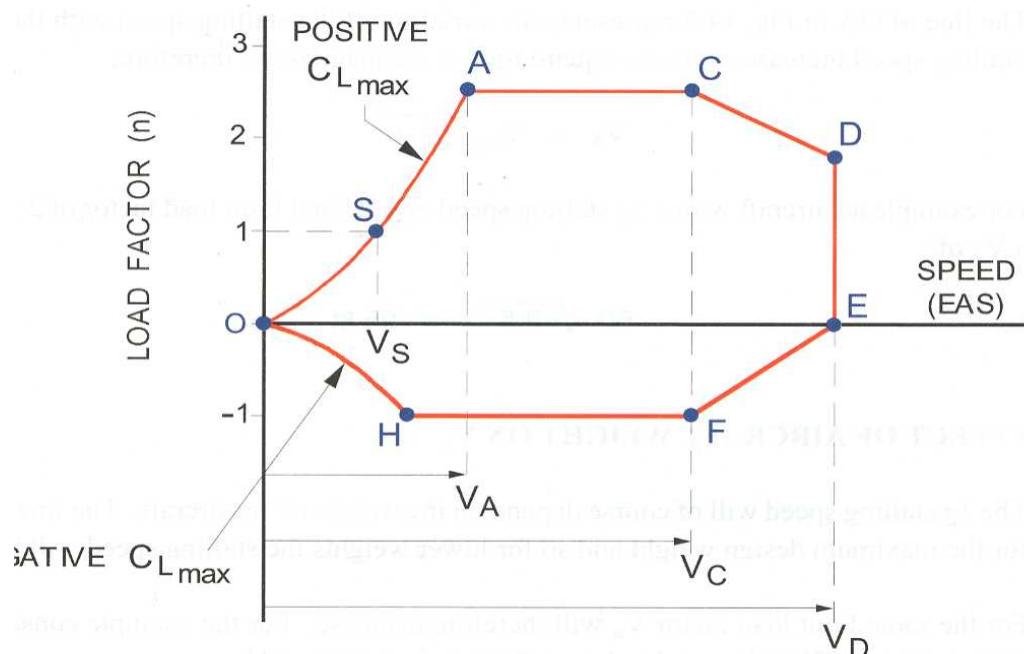
1 g stol hızı elbette uçağın ağırlığına da bağlıdır. OA çizgisi azami dizayn ağırlığına göre çizilmiştir ve daha düşük ağırlıklarda stol hızı daha az olacaktır.

Bu nedenle aynı yük faktörü için V_A azalacaktır. Bir önceki örneği ele alalım, eğer V_A da ağırlık 2500 lb ve hız 95 knot ise, 2000 lb. ağırlıktaki hız;

$$95 \sqrt{\frac{2000}{2500}} = 85 \text{ kt} \quad \text{olacaktır.}$$

NOT: Ağırlıktaki %20 lik düşüş, V_A da yaklaşık %10 luk düşüşe neden olmuştur.

V_A nin belirlenmesi için bir başka gereksinim, V_A nin altında, kontrollerin tam uygulanmasıdır. (JAR 25.1583)



Şekil: 06.01 (tekrar)

06.02.05 DİZAYN SEYİR HIZI V_C

Yukarıda tekrarı verilen şekil: 06.01 deki C noktasındaki hız, dizayn seyahat hızı (V_C) dir. Bu hız, seyir esnasındaki mukavemeti belirlemek için tasarımcılar tarafından seçilmiştir. Bu değer JAR 25.335 ve 23.335 e göre belirlenmiştir. Bu hız, olusabilecek hız aksaklılarına toleranslı olabilmek için, V_B ve V_D den yeteri kadar farklı olmalıdır. Örneğin; JAR 25, V_C nin V_B den en az 43 knot yüksek olmasını ve 0.8 V_D den daha büyük olmamasını gerektirir. JAR 23 te de benzer gereksinim vardır. V_C 'nin düz uçuşa azami devamlı güçteki azami hızı (V_H) veya JAR 23 e deniz seviyesinde 0.9 V_H 'i geçmesine gerek yoktur.

06.02.04 DİZAYN DALIŞ HIZI V_D

Şekil: 06.01 deki D noktası dizayn dalış hızı V_D dir. Uçağın mukavemeti belirlenirken kullanılan azami hızdır. Uçak V_C ile uçarken, meydana gelebilecek ve kurtulma gerçekleşene kadar hızın arttığı dik bir dalışla sonuçlanabilecek bir olumsuzluğa dayanmaktadır. Eğer, titreşim veya diğer yüksek hız etkilerinden dolayı, oluşacak hız uygun değil ise tecrübe edilmiş bir dalış hızı kullanılabilir. Buna uçuşla kanıtlanmış dizayn dalış hızı (V_{DF}) denir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 5/22
---	--	---	--

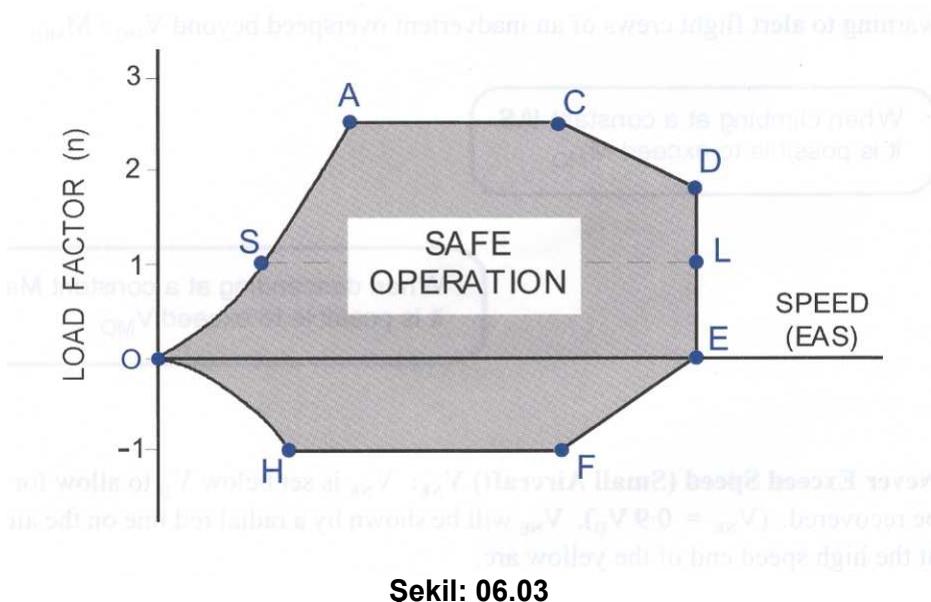
06.02.05 NEGATİF YÜK FAKTÖRÜ

Normal uçuş ve manevrada çok büyük negatif "g" kuvveti üretilmesi pek fazla olası değildir, buna rağmen manevralar esnasında negatif "g" oluşabilir ve uçak bunlara direnç gösterecek kadar mukavemetli yapılmak zorundadır.

06.02.06 NEGATİF STOL

Eğer kanadın húcum açısı negatif yönde artırılır ise, sonuçta stol olacak açıya ulaşır. (Eğer kanat profili simetrik ise, bu açı pozitif stol açısının aynısı olacaktır fakat bombeli kanatta, negatif $C_{L_{MAX}}$ açısı ve genellikle düşük olur. Şekil: 06.01 deki OH çizgisi negatif $C_{L_{MAX}}$ sınırını temsil eder. Büyük uçaklarda V_C ye kadar olan limit yük faktörü (-1) olarak düşünülmelidir. V_C den V_D ye kadar ise negatif yük faktörü (-1) den 0 a kadar doğrusal olarak değişir.

06.02.07 MANEVRA SINIRLARI



Şekil: 06.03

Negatif ve pozitif yük faktörü limitleri ve azami hız birlikte değerlendirilirse uçağın şekil 06.03'te gösterilen limitlerde uçması güvenli olacaktır.

SL çizgisi düz 1 g uçuşu temsil eder. **SA** çizgisi, stol açısına ulaşılacak şekilde kanada yunuslama hareketi verirken oluşan yük faktörünü gösterir. **ACD** çizgisi uçağın mukavemetine bağlı olan azami pozitif **g** limitidir. **OH** hattı, kanadın negatif stol açısında kanat tarafından üretilebilecek negatif yük faktörünü gösterir ve **HFE** de negatif **g** limitidir.

Daha önceden tanımlanan dizayn hızları V_C ve V_D , çeşitli uçuş durumlarında, uçağın mukavemetinin belirlenmesinde kullanılır. Bu hızlar uçağın uçuş el kitabında belirtilen hızlar değildir, ancak belirtilen uçuş hız limitleri bu hızlarla bağlantılı olarak belirlenmiştir.

06.02.09 KULLANIM HIZ LİMİTİLERİ

Uçağın uçmasına müsaade edilen azami uçuş hızı büyük uçaklar için V_{MO} (JAR 25), türbinli motorlar hariç diğer uçaklar için V_{NE} dir (JAR 23). Sertifika alımlarında büyük uçak, maksimum kalkış ağırlığı 5,700 kg dan fazla olan uçak olarak tanımlanır.

06.02.09.01 Azami kullanım hızı (büyük uçak) V_{MO} / M_{Mo} :

V_{MO} hızı, uçuşun herhangi bir esnasında (tırmanış, dalış veya düz uçuş) geçilmemesi gereken hızdır. V_{MO} , V_C den büyük olmamalıdır ve uçuş esnasında V_D yi bilmeyerek te olsa geçme ihtimalini en aza indirmek için V_D den yeteri kadar küçük olmalıdır. V_{MO} işaret hava hızı olduğundan, İrtifa yükseldikçe V_{MO} nun karşılığı olan Mach sayısı yükselicektir. Sıkıştırılabilirlik etkilerinden dolayı uçakta belirlenen ilave limitler de vardır. Tırmanış esnasında takriben 24,000 – 29,000ft de, atmosferik durumlara bağlı olarak

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/22
---	--	---	--

V_{MO} nun yerini M_{MO} (azami kullanım Mach sayısı) alacaktır. Uçaklarda, kazaen V_{MO}/M_{MO} aşıldığında uçuş ekibini ikaz eden işitilebilir sesli bir ikaz vardır.

Sabit bir IAS de tırmanırken M_{MO} nun geçilmesi mümkündür.

Sabit bir Mach sayısında dalış yaparken V_{MO} nun geçilmesi mümkündür.

06.02.09.02 Asla geçilmemesi gereken hız – (Never exceed speed) (küçük uçak) V_{NE} :

V_{NE} , yapılabilecek hız hatalarından kurtulmanın mümkün olması için V_D nin altında ayarlanmıştır. ($V_{NE} = 0.9 V_D$) V_{NE} uçak hız göstergesindeki sarı çizginin yüksek hız tarafındaki ucunda kırmızı radyal bir çizgi ile gösterilmiştir.

06.02.09.03 Azami yapısal seyir hızı – (Maximum structural cruise speed) (küçük uçak) V_{NO} :

V_{NO} normal seyahat kullanım hızıdır ve den daha büyük olmamalı V_C ve $0.89 V_{NE}$ 'nin küçük olanından daha büyük olmamalıdır.

- Hız göstergesinde V_{NO} yeşil çizginin üst limitidir.
- V_{NO} dan V_{NE} ye sarı bir çizgi vardır, burası dikkat bölgesidir. Sarı çizgi içerisinde sadece düzgün havalarda dikkat etmek kaydı ile uçulabilir.

06.02.10 ANI RÜZGAR YÜKÜ - GUST LOADS

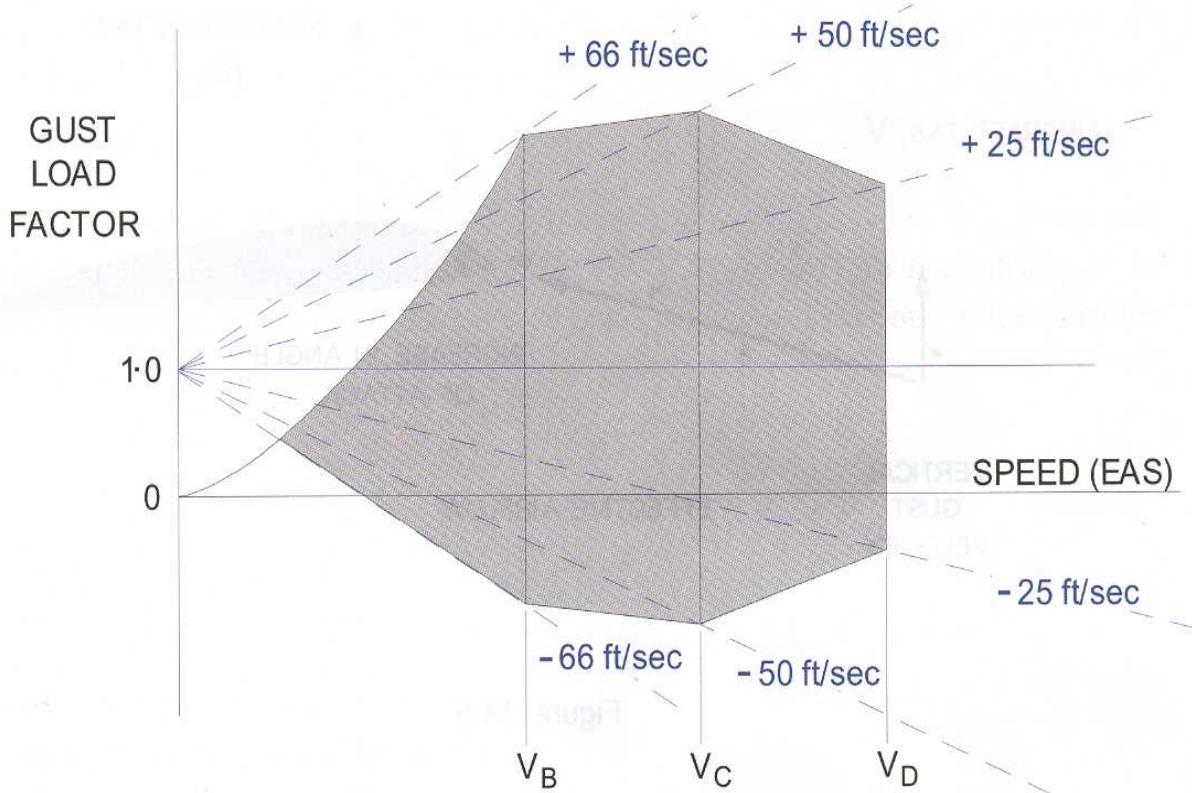
Gerekli mukavemet muhafaza edilmek kaydıyla uçağın yapısal ağırlığı asgaride tutulmalıdır. Aşağıda gösterilen ani rüzgar güçleri (gust strengths) ilk olarak 1940 ların sonunda formüle edilmiştir. Bunların etkinliğinin devamı gerçek uçuş kayıt bilgilerinin düzenli incelenmesi ile sağlanmıştır.

Uçaklar V_B de (azami rüzgar yoğunluğu için dizayn hızı), 66 ft/sec dikey rüzgara direnç gösterebilecek kadar dayanıklı olacak şekilde dizayn edilirler. Eğer bir uçak V_B de uçarken 66 ft/sec hızında ani dikey rüzgara rastlar ise, limit yük faktörünü geçmeden stol olacaktır. Uçak turbulansta V_B ile uçarsa hasara karşı azami korunmuş olur.

V_B oldukça düşük bir sürattir, eğer uçak turbulansta içerisinde uçuşa girerse, V_C (dizayn seyir hızı) den V_B ye yavaşlaması biraz zaman alacaktır. Bu nedenle diğer bir dizayn dayanıklılık gereksinimi de, uçağın V_C de uçarken, 50 ft/sec (EAS) ani dikey rüzgara direnç gösterecek kadar kuvvetli olmasıdır.

Geçici olarak V_D (dizayn dalış hızı) hızına çıkışma sorunu yaşanması anında düşük bir ihtiyalle karşılaşabilecek ani dikey rüzgarlar için de koruma sağlanmıştır. Uçak V_D de, 25 ft./sec. lik dikey rüzgara direnç gösterecek kadar kuvvetli olmak zorundadır. (V_B , V_C ve V_D dizayn hızlarıdır, uçağın uçuş el kitabına alınmamıştır).

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 7/22
---	--	---	--

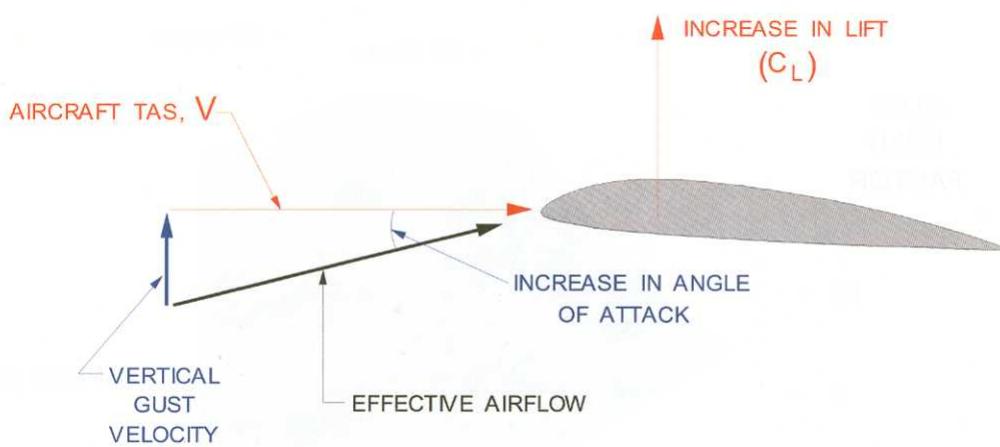


Şekil: 06.04

Pratikte, türbülans için V_B den az miktarda fazla olan bir hız kullanılır. Bu hız V_{RA} / M_{RA} dır (the rough air speed). V_{RA} / M_{RA} uçağı aşırı stresten korur ve istenmeyen stollara karşı azami korumayı sağlar.

06.02.11 ANI DİKEY RÜZGARLARIN YÜK FAKTÖRÜ ÜZERİNDEKİ ETKİSİ

Dikey rüzgar, kanadın hücum açısını değiştirek yük faktörüne (n) etki eder, Şekil: 06.05



Şekil: 06.05

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/22
---	--	---	--

Aşağıdaki örnek, dikey rüzgarın yük faktörüne (n) etkisini göstermektedir.

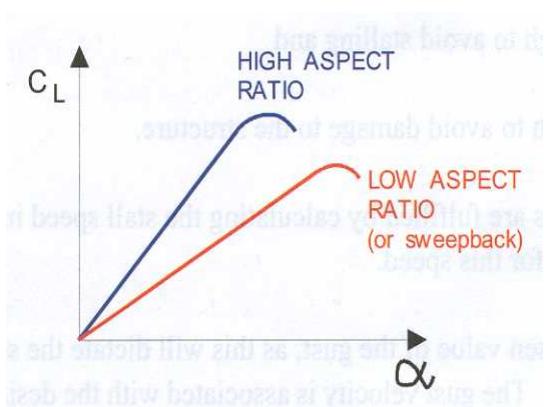
Bir uçak $C_L = 0.42$ de düz ve ufki uçuşta uçuyor. Hüküm açısından olabilecek 1° değişiklik, C_L yi 0.1 kadar değiştirmektedir. Eğer uçak, hüküm açısını 3° kadar değiştirecek bir dikey rüzgara (turbülansa) maruz kalır ise, uçağın karşılaşacağı yük faktörü ne olur?

Yük faktörü =TAŞIMA/AĞIRLIK

Düz uçuşta : $n = 1$ veya $=0.42/0.42$, Hüküm açısından 3° lik bir değişiklik $3 \times 0.1 = 0.3$ ü verir.

$$C_L = 0.3 \text{ kadar artacaktır } 0.42 + 0.3 = 0.72, n = 0.72/0.42 = 1.72$$

Hüküm açısını 3° artıracak bir dikey rüzgar, yük faktörünü 1.7 değerine artırır.



Belirli bir ani hava akımı hızı ve TAS için, ani rüzgar nedeni ile yük faktörünün artışı hücum açısından değişimle C_L 'nin ne kadar değiştiğine (taşımaya kuvveti eğrisine) bağlıdır. Eğer eğim dik ise "g" artışı daha büyük olacaktır. Taşıma eğrisini etkileyen faktörler ise açılık oranı ve kanat geri çekikliğine bağlıdır.(Şekil: 06.06).

Düşük açılık oranı veya geri çekikliği olan kanatlar, taşıma kuvveti grafiğinde daha düşük bir eğime sebep olacaklar ve böylece belirli bir ani rüzgar ve belirli bir TAS da, "g" de daha küçük yükselmeler olacaktır.

Şekil: 06.06

Yüksek kanat yükü ani rüzgar sonucu "g" artışını azaltacaktır. Bunun nedeni fazladan üretilen taşıma kuvvetinin orijinal taşıma kuvvetinin daha küçük bir oranı olmasıdır. Belirli bir uçakta, ani rüzgar içerisinde, yük faktörü artışı için yegane etkenler uçağın TAS'ı ve ani rüzgar hızıdır.

06.02.12 ANI RÜZGARLARIN STOL ÜZERİNDEKİ ETKİSİ

Eğer bir aerofoil yukarı doğru bir ani rüzgarla karşılaşır ise hücum açısından yükselme olacaktır. Belirli bir ani rüzgar hızında, açıdaki artış yükselecek, uçağın TAS ında düşme olacaktır. Halihazırda hücum açısı büyük ise (düşük hız) ani rüzgar nedeni ile hücum açısından artış kanat stoluna sebep olabilir. Bu nedenle, bir ani rüzgar ile karşılaşıldığında emniyetli uçuş için asgari hız limiti vardır, böylece ani rüzgarda stol olması engellenir.

06.02.13 BOZUK HAVA KULLANIM HIZI (V_{RA} / M_{RA})

Turbülans içindeki uçuşlarda uçak hızı, iki ihtimalin önüne geçmek üzere seçilmelidir; Stol ve uçak yapısındaki aşırı yük. Turbulans, belirlenmiş değeri olan ani rüzgar olarak tanımlanır. Eğer bu belirlenmiş değeri olan ani rüzgar ile karşılaşılır ise uçak hızı:

- a) Stol olmayacak kadar yüksek olmalıdır ve
- b) Yapısal hasardan korunacak kadar düşük olmalıdır.

Bu gereksinimler ani rüzgar içindeki stol hızını hesaplamak ve bu hız için yeterli mukavemetin temin edilmesiyle elde edilebilir.

Önemli nokta, gerekli mukavemeti ve buna bağlı olarak uçağın ağırlığının belirlenmesini sağlayacağından, seçilecek ani rüzgar hızıdır. Ani rüzgarda dizayn hızı olarak seçilen V_B de dikey ani rüzgar hızı saniyede 66 ft. olarak belirlenmiştir. Pilot uçağı yavaşlatmadan veya yüksek hızda çıktıığı durumlarda da ani rüzgar ile karşılaşma olasılığı göz önüne alınmalıdır. Bu ihtimallerin düşük olmasından dolayı seçilen dikey ani rüzgar hızları daha düşük olacaktır. Değerler, dizayn seyir hızında (V_C) saniyede 50 ft ve dizayn dalış hızında (V_D) saniyede 25 ft olarak belirlenmiştir.

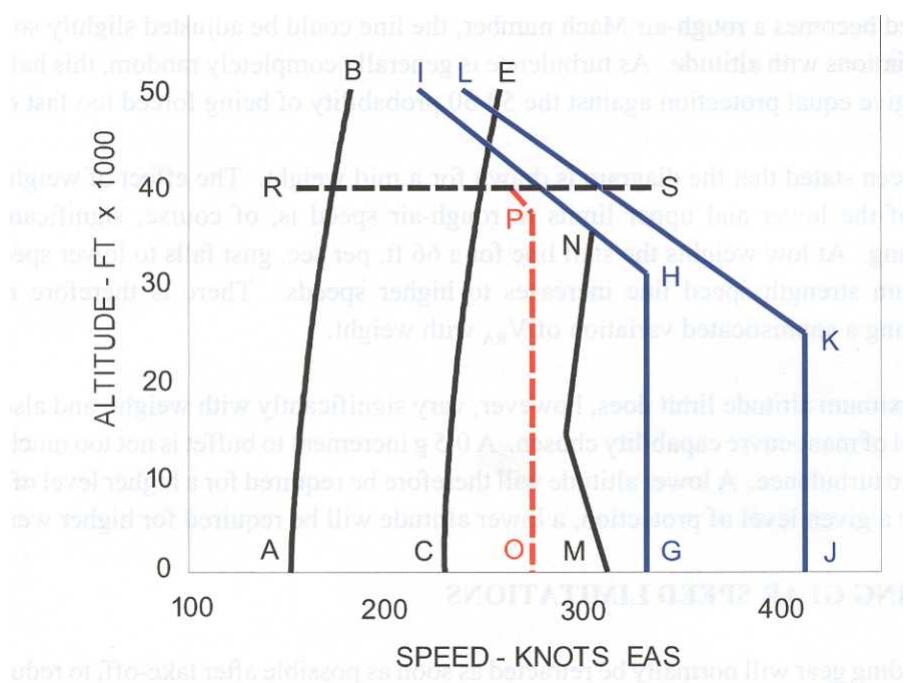
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/22
---	--	---	--

Değişik dizayn hızları için seçilen bu değerler 1940 ların başında İngiltere'deki uçuş kayıtları sonuçları ile belirlenmiştir. Modern uçuş kayıtlarından alınan sonuçlar ve karmaşık dizayn analizleri, önceden belirlenen bu orijinal değerleri desteklemeye devam etmektedir.

Genel olarak, mukavemet için dizayn, ani kanat hücum açısı yükselmelerinin fonksiyonu olarak uçağın artan yükünün hesaplanması temeline dayanır. Büyük uçaklarda, çeşitli nedenlerle ilave toleranslar da olmalıdır;

- a) Yüksek yapısal esneklik nedeni ile daha büyük dinamik tepki,
- b) Gerçek seyir hızı ve dizayn seyir hızı arasında olabilecek küçük farklılıklar,
- c) Daha gelişmiş dizaynlarda istikrarsız hava akışlarının ve birçok ani dikey rüzgarın birleşiminin yapabileceği etkiler,
- d) Fırtınaya karşılaşma sıklığı,
- e) Sınırlı yavaşlama kapasitesi.

Bütün dizayn hızları ve dizayn ani rüzgar değerleri EAS ye göredir. Fakat unutulmamalıdır ki ani rüzgar nedeniyle hücum açısının artması, uçağın TASının ve ani rüzgarın TASının bir fonksiyonudur.



Şekil: 06.07

Çalışma için seçilecek bozuk hava dizayn hızı V_{RA} , uçağın mukavemeti ile uyumlu olmalıdır. Aynı zamanda uçak minimum denge ve kontrol kriterlerinin her ikisini de sağlamak zorundadır. Yavaşlama tekniği kullanılarak ne kadar bir yavaşlama sağlanabileceği de önemli bir husustur. Bozuk hava hızının bağıltılı olduğu hızlarla ilgili tipik bir grafik, Şekil: 06.07 de gösterilmiştir. Şekil tek bir ağırlık için çizilmiştir. AB çizgisi 1 "g" stol hızıdır.

CE hattı 66 ft./saniye ani rüzgarda stol hızıdır.

(Azami irtifaya kadar 66 ft./saniye hızda ani rüzgar varsayılmaktadır. E noktası aşırı yüksek TAS ani rüzgar değerini temsil eder).

- GHI hattı V_{MO}/M_{MO} çizgisidir.
- JKL hattı VDF/MDF çizgisidir.
- MN hattı 66 ft./saniye ani rüzgar için azami mukavemet hızı çizgisi örneğidir.
- RS hattı, uçağın çok fazla titremeden 1.5 "g" de azami kalabileceği irtifadır.

Uçak, CE hattı üzerindeki tüm hızlarda, 66 fps ani rüzgarlarda stol olmadan uçuşunu sürdürmekte ve MN hattı altındaki tüm hızlarda, 66 fps ani rüzgarlara dayanabilecek mukavemettedir. Dolayısıyla bozuk hava hızı, V_{RA} , bu iki hız arasında bir yerde olmalıdır ve OP çizgisi uçağın kazaen olabilecek stola ve aşırı strese karşı eşit koruma sağlar.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 10/22
---	--	---	---

MN hattı tuhaf bir şekilde sahiptir. Bunun nedeni, farklı irtifalarda farklı parçalar kritik durumda olacaklardır. Gerçekte bu hat grafikteki yüksek hız bölümündeki birçok eğrinin toplamının en düşük hız sınırıdır.

Tüm irtifalarda sabit bir hızda uçmanın kolaylığı yüzünden V_{RA} nın M_{RA} olduğu irtifaya kadar irtifadan dolayı olan değişimleri engellemek için çizgi biraz değiştirilebilir. Türbülans genellikle tamamen düzensiz olduğundan bu orta noktadaki hız, çok yavaş veya çok hızlı olmaya karşı eşit koruma sağlar.

Çizilen şekil ortalama ağırlıkta bir uçak için çizilmiştir. Daha düşük veya daha yüksek ağırlığın Bozuk hava hizına etkisi elbette önemlidir fakat kendi kendine ortadan kaldırılacak şekildedir. Düşük ağırlıkta 66 fps ani rüzgar için stol çizgisi daha düşük hızda düşer ve azami mukavemet hızı daha yüksek değere yükselir. Bu nedenle, V_{RA} nın ağırlık ile değişiminin hesaplanması gereklidir.

Azami irtifa limiti önemli bir derecede ağırlık ile değişir ve seçilen manevra kabiliyeti seviyesine göre de değişir. Titreşimdeki 0.5 "g" lik bir artış, şiddetli türbülans içerisinde çok fazla bir koruma sağlamaz. Yüksek seviyede bir koruma için daha düşük irtifa gerekecektir ve belirli bir seviyede koruma için, daha fazla ağırlığa daha düşük irtifa gerekecektir.

06.02.14 İNİŞ TAKIMI HIZ SINIRLAMALARI

İniş takımları, sürtünmeyi azaltmak ve tırmanışı artırmak için kalkıştan sonra mümkün olduğunda erken içeri alınmalıdır (gövde içine alınabilenler için). Yüksek IAS de, iniş takımlarını çalıştırmanın normal bir gereklisi yoktur. Bu nedenle açma ve kapama mekanizması ve uçağa bağlantı noktaları ancak sahip oldukları görevi yapabilecek büyülüktedirler. İniş takımlarının yüksek hızlarda çalışmasını sağlayacak bir dizayn gereksiz yüksek ağırlığa sebep olur.

V_{LO} : İniş takımı çalışma, iniş takımlarını açmak ve kapamak için emniyetli olan hızdır. Eğer açma hızı, kapama hızı ile aynı değil ise. $V_{LO(EXT)}$ ve $V_{LO(RET)}$ olarak ayrı ayrı iki hız belirlenmelidir.

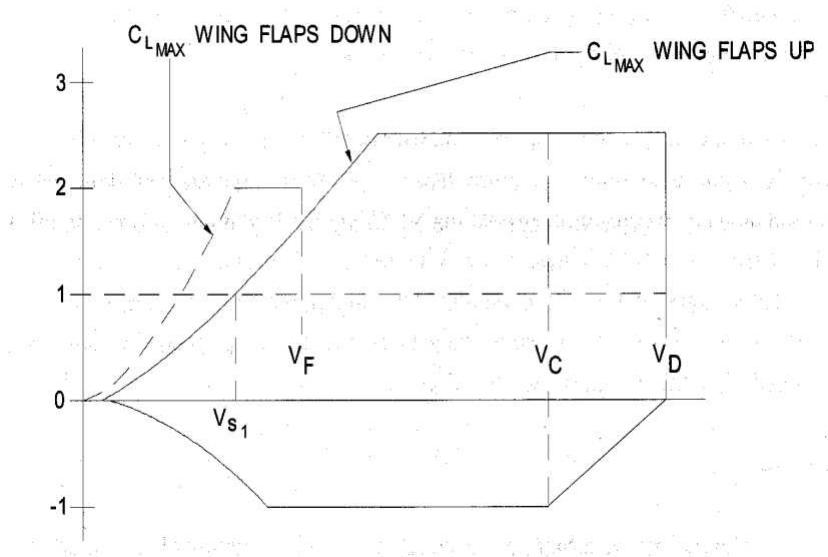
İniş takımları kapandığında veya açıldığında kapaklar önce açılmalıdır. Kapaklar iniş takım yuvalarına sadece aerodynamic şekil verirler; yüksek IAS de aerodinamik yükü taşımak için dizayn edilmemişlerdir. Sonuç olarak V_{LO} , V_{LE} den genellikle küçüktür.

V_{LE} : İniş takımının açık olduğu durumdaki uçuş hızıdır. İniş takımları aşağıda iken uçağın uçurulması gereken durumlar olabilir, bunu yapabilmek için müsaade edilen azami hız daha yüksek olacaktır. V_{LE} iniş takımları tam aşağıda kilitli iken, uçağın emniyetle uçabileceği hızdır. İniş takımı kapakları kapalı olduğundan, V_{LE} normal olarak V_{LO} dan yüksektir.

06.02.15 FLAP HIZ LİMİTİ

Flaplar, kalkış ve iniş mesafesini kısaltmak için dizayn edilmiştir ve hız nispeten düşük iken kullanılırlar. Flapların çalışma mekanizması ve gövdeye bağlantı noktaları, yüksek hızlarda maruz kalınacak yüklerle dayanmak için dizayn edilmemişlerdir (dinamik basınç).

Şekil: 06.08



	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 11/22
---	--	---	---

Flaplar $C_{L_{MAX}}$ I yükseltir, stol hızının azaltırlar, bu nedenle, flaplar açıldığında, yapısal limit yükünü aşmaktan kaçınmak için ilave korumalar gereklidir. Şekil: 06.08'daki V-n grafiğinde, flaplar aşağıda iken, orta hızlarda yapıya daha yüksek yüklerin uygulanması olasıdır. Flaplar aşağıda iken limit yük faktörü 2.5 ten 2 ye düşürülmüş flaplara ve kanat yapısına ilave koruma sağlanır. Flaplar turbülanssta açılır ise, belirli bir dikey ani rüzgar, çok büyük taşıma kuvveti üretebilir ki, buda uçak yapısını daha büyük bir yüze maruz bırakır, muhtemelen yapının dayanma gücünü aşar ve yapısal hasarlar meydana gelir.

V_{FE} : Flap açık hızı, uçağın, flaplar belirlenen açıklıkta iken (beyaz çizginin üst tarafı), uçabileceği azami hızıdır.

Seyahat hızında turbülansa girerken flapların açılması, stol hızını düşürür ve stol hız sınırını yükseltir. Fakat yapısal sınırlamalar daha büyük miktarda düşecektir. Flaplar sadece uçuş el kitabında belirlendiği gibi kullanılmalıdır.

06.02.16 AEROELASTİKİYET

Uçağa etki eden aerodinamik kuvvetler yapısal bozulmalara neden olur ve bu bozulmalar yapıda karşı elastiki kuvvetler üretir. Yapısal bozulmalar ilave aerodinamik yük üretir ve bu süreç ya dengeli bir duruma kavuşulana, yada yapısal hasar meydana gelene kadar devam eder.

Gövdemin elastiki deformasyonu ile aerodinamik yük arasındaki bu etkileşimi, aeroelastikiyet olarak bilinir.

Düşük hızlarda, aerodinamik kuvvetler nispeten küçütür ve sonuçta oluşan yapısal bozulma sadece önemsiz etkiler üretir. Yüksek hızlarda ise, aerodinamik yükler ve sonuçtaki bozulmalar daha büyütür. Aerodinamik kuvvetler (V^2) ile orantılıdır fakat yapısal bükülme kuvveti sabit kalır. Bu ilginin anlamı, yüksek bir hızlarda, aerodinamik güç birikmesi, direnç gösteren bükülme kuvvetini aşırı güçlendirecek ve bozulma meydana gelecektir. Uçağın dizaynı bu olayın meydana geleceği hızın, dizayn hızından " V_D / M_D " yüksek olacağı şekilde yapılmalıdır.

Tanımlar:

Elastikiyet: Hiçbir yapı tam olarak eğilemez değildir. Uçağın yapısı mümkün olduğunda hafif olacak şekilde dizayn edilir. Bu durum, uçağın yapısını oldukça esnek yapar. Esneklik oranı uçağın konfigürasyonuna yani açıklık oranına, geriye çekikliğine ve kanat sıvırılığine v.s bağlıdır.

Kumandaların oynaklığı (Backlash) : Pilotun kumanda kontrollerini hareket ettirmediği halde, kontrol yüzeylerinin hareket etme ihtimalidir.

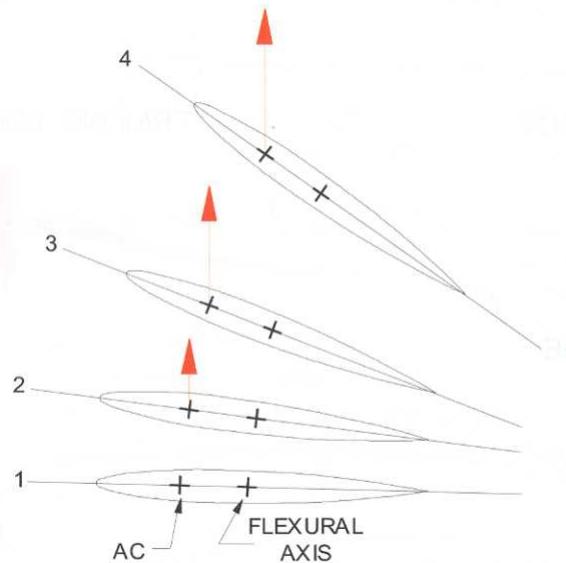
Kütle dağılımı (Mass distribution) : Bir yüzeyin CG sinin, onun bükülme ekseni ile olan ilişkisidir.

Denge kütlesi (Mass balance) : Bir yüzeyin CG sinini, onun bükülme eksene göre değiştirmek için yerleştirilmiş olan kütledir.

Bozulma (Divergence) : Yapının hasara uğrayıncaya kadar bozulmasıdır.

Titreşim (Flutter) : Dengesizliğin sonucu olarak, hızlı ve kontrol edilemez salınımlardır. Flutter normalde uçak yapısının ölümcül hasarına sebep olur.

Şekil: 06.19'da dikey bir ani rüzgar tarafından hücum açısı artan bir kanadın ucu görülmektedir. İlave taşıma kuvveti kanat ucunu, 1. pozisyondan 2. pozisyon'a, yukarı doğru ejecek ve bükülme ekseninin ön tarafında olan AC'den etki eden taşıma kuvvetindeki artış kanat ucunu yukarı doğru bükecektir ki bu da



Şekil: 06.09

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 12/22
---	--	---	---

hücum açısını daha da artıracaktır. Kanat ucu hızlı bir şekilde 3 ve 4ncü pozisyon'a doğru ilerleyecektir. Kanat bir yay gibi bükülecek ve çok fazla deformasyon olursa yapısal hasar meydana gelebilecektir. Yapının bükülme miktarı;

- a) Yapının esnekliği,
- b) AC ve bükülme ekseni arasındaki mesafe,
- c) Dinamik basınç (IAS) bağlıdır.

Hasar oluşumunun yüksek hızlara geciktirilme metodları;

- a) Yapı kuvvetli yapılabilir fakat bu, ağırlığı artırır.
- b) Daha iyi çözüm bükülme ekseninin AC ye yakınlaştırılmasıdır. Uçağın ön tarafına ağırlık koymak sureti ile bu işlem kolaylıkla yapılabilir. Kontrol yüzeylerinde kullanılan denge ağırlıkları gibi büyük kurşun parçaları yerine, motorlar hücum kenarı üç tarafına monte edilirler, böylece flexural eksen AC ye daha yakınlaştırılmış olur. (Paragraf 06.02.18 teki "kanat sarsıntısı" konusuna da bakınız).

06.02.17 KANAT SARSINTISI (Flutter)

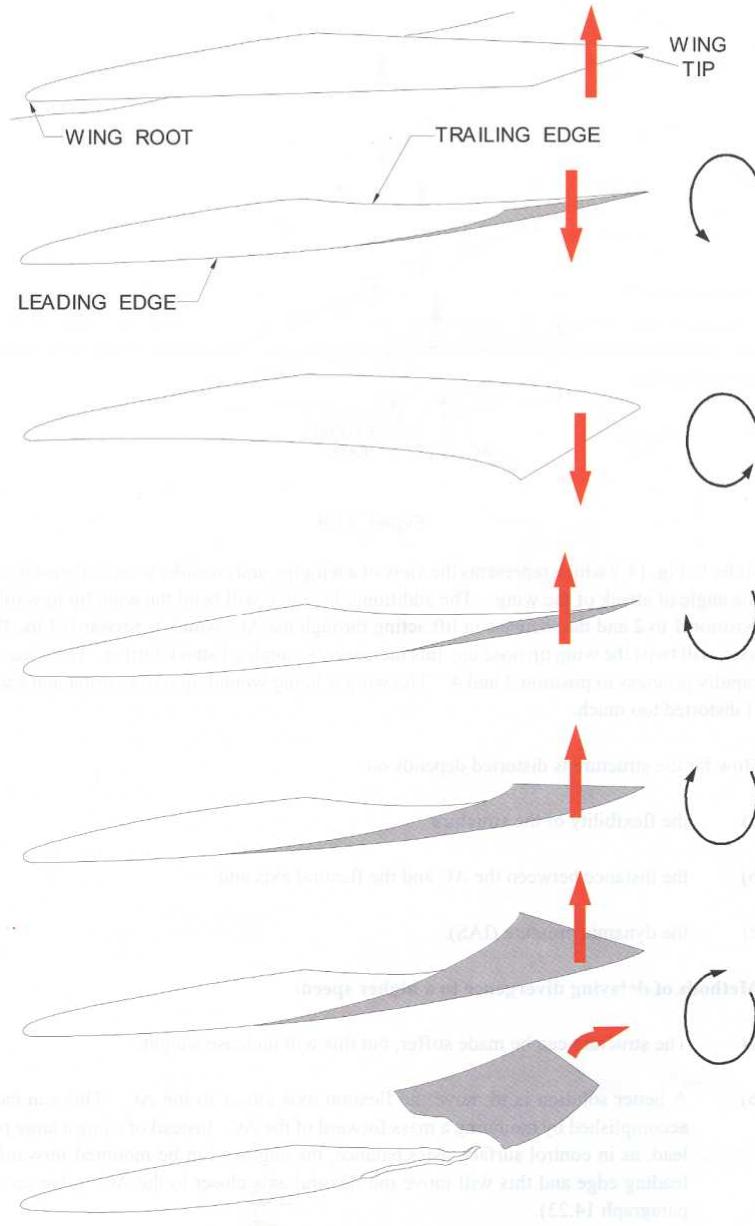
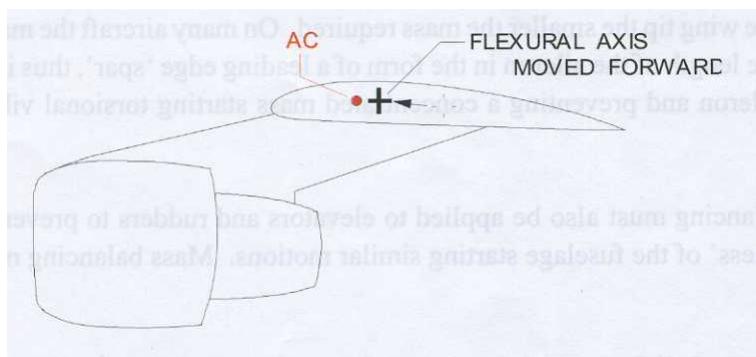
Sarsıntıının kapsamı;

- a) Aerodinamik kuvvetler,
- b) Atalet kuvvetleri,
- c) Yüzeyin elastik özellikleridir.

Ağırlık ve dayanıklılığın bir yapıya dağılımı doğal frekansları ve titreşim tarzlarını belirler. Eğer gövde doğal frekanslara yakın bir frekansta bir kuvvete maruz kalır ise rezonans durumu ve bunun sonucu olan kararsız salınımalar oluşabilir. Bu durum da yapıyı hızla hasara doğru götürür.

Uçak, bir çok aerodinamik etkiye maruz kalır (ani rüzgarlar, kontrol kuvvetleri vs.) ve değişik hızlardaki aerodinamik kuvvetler, kuvvet ve momentteki değişim hızları açısından karakteristik özelliklere sahiptirler. Aerodinamik kuvvetler yapı ile etkileşirler ve yapının doğal modlarını uyarır ve sarsıntıların oluşmasına sebep olur. Normal uçuş şartlarında sarsıntı olmamalıdır ve doğal modlar azaltılmalı veya V_D/M_D den sonra olacak şekilde dizayn edilmelidir. Tipik bir sarsıntı tarzı şekil: 06.10 da gösterilmiştir. Sorun, yüksek hız uçuş problemlerinden biri olduğundan, genel olarak doğal frekansların yüksek olması ve sarsıntı hızının normal çalışma hızlarının üzerinde olması arzu edilir. Dayanıklılık veya ağırlık dağılımindaki herhangi bir değişiklik, modları ve frekansları değiştirecektir ve böylece sarsıntı hızının değişmesine neden olacaktır. Eğer uçak düzgün olarak muhafaza edilmezse ve aşırı oynama ve esneklik olur ise, sarsıntı uçuş hızında, normal kullanım limit hızının (V_{MO}/M_M) altında meydana gelebilir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 13/22
---	--	---	---

**Şekil: 06.10****Şekil:06.11**

Motorları yatakları kanadın altına hücum kenarının ön tarafına takmak suretiyle belli bir dayanıklılık için sarsıntıının daha yüksek hızlarda oluşumu sağlanabilir. Şekil:06.11de görülen motorlar, kanat için denge ağırlığı görevi yapacak ve bükülme eksenini öne, AC ye yakın konuma hareket ettirecektir.

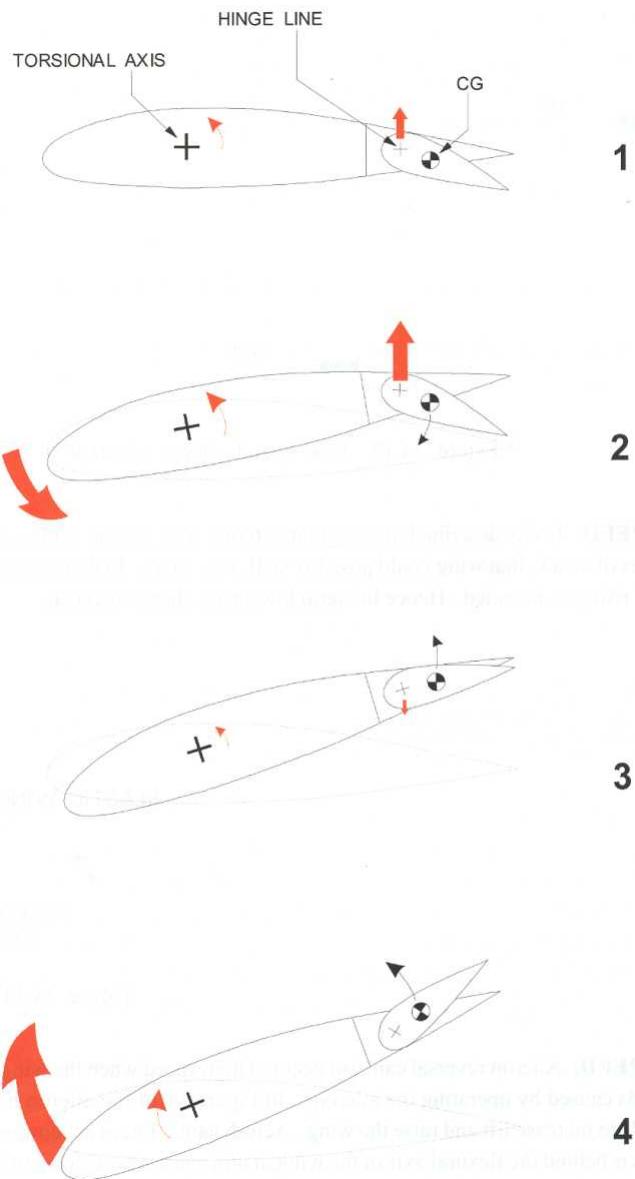
	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 14/22
---	--	---	---

06.02.18 KONTROL YÜZEY SARSINTISI

Kontrol yüzey sarsıntısı, eğik veya büük kanadın, kuyruk takımıının veya dikey stabilizerinin salınımı ile oluşur. Kontrol yüzeyi salınımı, kontrol sistemindeki serbest oynama (boşluk) veya ani rüzgar sonucunda meydana gelir. Eğer kontrol yüzeyinin CG si, menteşe hattının arkasında ise sarsıntı meydana gelir ve kontrol yüzeyinin ataleti menteşe çevresinde momente neden olur.

Kanatçık Burulma Sarsıntısı: Şekil: 06.12 de aşağıda tanımlanan yarım döngü gösterilmektedir.

- 1 Kanatçık aşağıya yer değiştiriyor ve eleron menteşesine yukarı doğru yük bindiriyor.
- 2 Kanat burulma ekseni etrafında bükülüyor, firar kenarı yukarı kalkıyor ve kanatçık menteşesini de beraberinde yukarı alıyor. Fakat kanatçık yüzeyi, CG menteşesinin arkasında olması nedeni ile arkada kalacaktır.
- 3 Kanadın doğal dayanıklılığı bükülme hareketini tutar. (Yay şimdi yukarı bükülüyor), fakat eleron üzerindeki hava yükü, kontrol devresinin gerilmesi (uzaması) ve onun yukarı momenti, kanadın firar kenarına aşağı yük uygulayacak şekilde kanatçığın hafif yukarıda olmasına neden olur.
- 4 Bükülen kanatta biriken enerji ve eleron'un ters aerodynamic yükü kanadın aksi istikamette bükülmesine neden olur. Daha sonra döngü tekrar eder.



Şekil: 06.12 Kanatçık Burulma Titreşimi

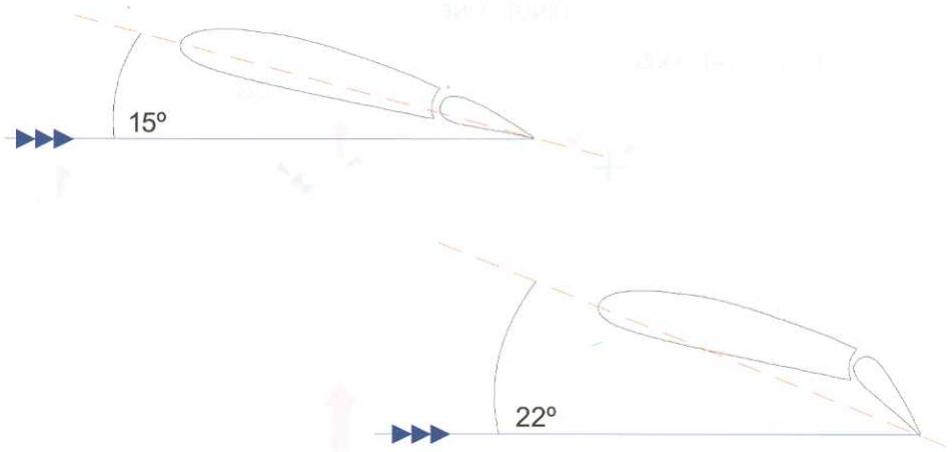
Kanatçık burulma sarsıntısı ya CG yi öne hareket ettirecek şekilde bir balans ağırlığı ile eleronun ağırlık merkezinin menteşe önüne alınması ile, yada kontrolleri geriye dönmez şekilde tam kontrol ile çalışır şekilde yaparak önlenebilir.

Kanatçık Burulma Sarsıntısı : Genel olarak aynıdır, kanatçığın esneme sonucu aşağı yukarı hareket eden kanadın hareketinin gerisinden gelmesi sonucu oluşur, böylece salınımı artırılmış olur. Bu tip sarsıntılar da kantığa balans ağırlığı koyarak önlenebilir. Denge ağırlığının konumu önemlidir, kanat ucuna yakın konumlar için daha az ağırlık gerekir. Bir çok uçakta, ağırlık, hücum kenarı sparı şeklinde kanatçığın tüm uzunluğuna yayılmıştır. Böylece kanatçığın dayanıklılığı artırılır ve kanatçığın kendisinde tek noktadaki ağırlıktan meydana gelebilecek burulma titreşimleri de önlenecektir. Denge ağırlıkları, ataletlerini ve yay hareketi yapmasını önlemek için, yatay stabilize ve istikamet dümenine de konabilir. Fletnerlere bile denge ağırlığı konabilir. Sarsıntıların en büyük tehlikesi her döngünün kendisinden bir önceki döngüden daha büyük bir şiddete sahip olması ve dolayısıyla çok kısa bir zamanda uçağın elastikyet sınırlarını aşabilmesidir. Sarsıntı

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 15/22
---	--	---	---

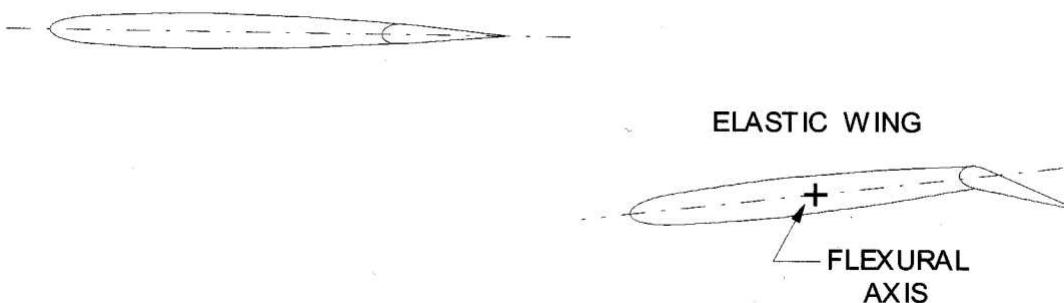
olduğu anlaşıldığında, teorik olarak hızın azaltılması yapısal hasarın önüne geçmenin yegane yoludur. Fakat bozulma hızı çok fazla olduğundan yavaşlamak gerçekten pratik bir çözüm değildir.

06.02.19 KANATÇIK TERS ETKİSİ



Şekil: 06.13 Düşük Hız Kanatçık Ters Etkisi

DÜŞÜK HIZ : Paragraf 01.08.01.05 de, yüksek hucum açısından uçarken kanatçık aşağı indirildiğinde kanat stolu ihtimali olduğu anlatılmıştı. Şekil: 01.08.13 te görüldüğü gibi böyle bir durumda, niyet edilgi gibi kanatta yükselmek yerine düşüş olur. Bundan dolayı bu duruma düşük hız kanatçık ters etkisi denir.



Şekil: 06.14

YÜKSEK HIZ: Kanatçıkların çalışması ile kanatlara yük binmesi sonucunda kanatların bükülmesi ile, yüksek hızda kanatçık ters etkisi olabilir. Şekil: 06.14 te, taşıma kuvvetinin artırılması ve kanadın yükseltilmesi için kanatçık aşağı hareket ettirilir. Aerodinamik kuvvetler kanatçık üzerinde yukarı doğru etki eder ve bu kanadın bükülme ekseni gerisinde olduğundan, bu durum kanat yapısının burun aşağı bükülme momentine neden olacaktır. Bu olay kanadın hucum açısını düşürecek ve taşıma kuvvetini azaltacaktır. Bükülme yeterli ise, azalan hucum açısından dolayı kayıp olan taşıma kuvveti, artan bombeden dolayı kazanılan taşıma kuvvetini geçecektir ve kanat yükselmek yerine düşecektir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 16/22
---	--	---	---



Şekil: 06.15 İç ve dış kanatçıklar ve yatis kontrol spoilerleri

Yüksek hız kanatçık ters etkisi, iç ve dış kanatçıklar veya yatis kontrol spoilerleri kullanarak V_D /M_D den daha yüksek bir hızda geciktirilebilir. Şekil: 06.15 te iç kanatçıklar kanat yapısının doğal olarak dayanıklı olan yerine takılmıştır ve her hızda kullanılabilir. Dış kanatçıklar sadece düşük hızlarda kullanılırlar ve flaplar geri çekildiğinde kullanılamazlar.

Bir çok yüksek hızlı jet nakliye uçağında yatis kontrol spoilerleri kanatçıklara yardımcı olurlar. Çünkü onlar kanadın çok daha ileri bölümüne ve en dayanıklı parçasına takılmışlardır, roll kontrol spoilerleri, kanatçıklar kadar kanat yapısını bozmazlar.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 17/22
---	--	---	---

DEĞERLENDİRME SORULARI

1. Bir uçak kendi manevra hızı “VA” da uçuruluyor;
 a) Yüksek “g” manevraları esnasında limitinden daha yüksek bir yüze maruz kaldığı olasıdır,
 b) Dalıştan çıkmak için kumandalara normalden fazla kuvvet tatbiki gibi, herhangi bir olayda limitinden daha yüksek bir yüze sadece maruz kaldığı olasıdır,
 c) Limitli yükü geçilme olası değildir,
 d) Yüksek TAS da limitinden daha yüksek bir yüze maruz kaldığı olasıdır,

2. VNE hızı?
 a) Dalışlar hariç geçilmemesi gereken hızdır,
 b) Manevralarda ulaşılacak maksimum stol hızıdır,
 c) Uçağın uçurulduğu maksimum hızdır,
 d) Flabin kullanıldığı maksimum hızdır.

3. Maksimum yapısal seyahat hızı “VNO”, uçağın işletme esnasında uçurulduğu maksimum hızdır;
 a) Normal çalışma,
 b) Anormal çalışma,
 c) Sakin havada uçuş,
 d) Depresyonlu havada uçuş.

4. Flaplı müsaade edilebilen maksimum hava hızı (VFE), normal seyahat hızından azdır, çünkü;
 a) Flaplar sadece iniş hazırlığı için kullanılır,
 b) Kanat yüküne ilave taşıma ve geri sürükleme yaratır ve yüksek hızlarda flaplama yapılır,
 c) Yüksek hızlarda kullanılırsa stola gider,
 d) Çok miktarda geri sürükleme yaratır.

5. Niçin VLE, genelde büyük jet taşıma uçaklarında VLO den büyütür?
 a) Iniş ve kalkışlarda IAS düşük olduğu için VLO kullanılır,
 b) Iniş takımları çok yüksek hızlarda parazit geri sürüklemeye sebep olur,
 c) Iniş takımlarının aşağıda çok yüksek hızlarda uçulması burun iniş takımının içeri alınmasına mani olur,
 d) V IAS dan küçüktür, çünkü iniş takımlarının içeri alınması veya dışarı verilmesi esnasında kapağı aerodinamik yüze en hassas kısmıdır.

6. Flutter?
 a) Kontrol yüzeylerin etrafında şok dalgası ile meydana gelen ve kontrol yüzeylerinin dönmesini etkileyen hızlı salınımlı hareket,
 b) Hava aracının ana parçaları dışındaki parça/parçaların salınımlı hareketi,
 c) Motorlardan meydana gelen gövdenin titresimi,
 d) Kanat bükülme elastikiyetinin sebep olduğu eleoranların ters dönmesi.

7. Uçakların kanatlarına pylon gibi monte edilen motorların maksadı?
 a) Palyede yer ile olan emniyet yüksekliğini sağlamak,
 b) İstikamette,
 c) Kanat yapısı daha hafif olduğundan motorlar, ağırlık ve balans sağlar ve aynı zamanda kanadın bükülme gerilimine mani olur,
 d) Iniş ve kalkışlarda yunuslama için en iyi durumu sağlamak için, iniş takımları daha uzundur.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 18/22
---	--	---	---

8. Daha yüksek dinamik basınçlarda eleron dönmesinin sebebi?
- a) Aşağı doğru hareket ederken kritik húcum açısını aşmak,
 - b) Eleron húcum kenarı kanada uyum sağlayamamak,
 - c) Kontrol yüzey SP hareketinde, eleron altında ve üstünde belenmeyen şok dalgasının oluşumu ve beklenenden fazla aksi istikamette kuvvet oluşumuna sebep olmak,
 - d) Eleron üzerine dinamik basınç etki ederek, kanadın aksi istikamette salınımına ve yapılmak istenen yatisın aksine, uçağın yatis yapmasına sebep olmak.
9. Kütle balansına kontroller;
- a) Kontrol flutterı elimine ederler,
 - b) Aerodinamik olarak kontrollerin hareketinde pilota yardımcı olurlar,
 - c) Üç kontrol üzerine eşit kontrol kuvveti temin etmek,
 - d) Kontroller serbest bırakıldığında nötr haline dönmek.
10. Uçak ağırlığı % 15 azaltılırsa, VA;
- a) değişmez,
 - b) % 15 artar,
 - c) % 7.5 artar,
 - d) % 7.5 azalır.
11. Aşağıda doğru cümleleri seçiniz;
- a) Dizayn şartları gereği, uçuşa anormal durumlardan kurtarmak için uçağın hızı, diğer hızlardan yüksek olmalıdır,
 - b) Uçuştaki herhangi bir eylemsizliği karşılamak ve daha yüksek hızlara dayanabilmek için uçak gövde yapısı yeteri kadar sağlam ve mukavim olmalıdır,
 - c) Uçuş kontrol yüzeyleri aerodinamik olarak balanslı ve flutterı önlemelidir,
 - d) Bir hava aracı yapısı katı olmamalıdır,
12. VLO tarifi?
- a) İniş takımları ile maksimum uçuş,
 - b) Maksimum iniş takımlarını dışarı alma hızı,
 - c) Maksimum flap koyma hızı,
 - d) Maksimum flaklı uçuş.
13. Uçuşta flutter ile karşılaşıldığında;
- a) Gerekli ise, irtifayı nazarı dikkate almadan VMO/MMO nine üzerinde hızı artırmak,
 - b) Gaz kolunu kapamak, uçağı yatisa sokmak,
 - c) Mümkün olduğu kadar önce uçak burnunu yukarı çekmek,
 - d) Gazları kapatarak hızı düşürmek, fakat uçak durumunu değiştirmemek.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 19/22
---	--	---	---

SORULARIN CEVAPLARI

No	A	B	C	D	REF
1			C		
2			C		
3	A				
4		B			
5				D	
6		B			
7			C		
8				D	
9	A				
10				D	
11			C		
12			A		
13				D	

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 20/22
---	--	---	---

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. If an aircraft is flown at its design manoeuvring speed V_A :
 - a) it is possible to subject the aircraft to a load greater than its limit load during high 'g' manoeuvres.
 - b) it is only possible to subject the aircraft to a load greater than its limit load during violent increases in incidence, i.e. when using excessive stick force to pull-out of a dive.
 - c) it is not possible to exceed the limit load.
 - d) it is possible to subject the aircraft to a load greater than its limit load at high TAS.
2. The speed V_{NE} is:
 - a) the airspeed which must not be exceeded except in a dive
 - b) the maximum airspeed at which manoeuvres approaching the stall may be carried out
 - c) the maximum airspeed at which an aircraft may be flown
 - d) the maximum speed, above which flaps should not be extended
3. Maximum structural cruising speed V_{NO} is the maximum speed at which an aeroplane can be operated during:
 - a) normal operations.
 - b) abrupt manoeuvres.
 - c) flight in smooth air.
 - d) flight in rough air.
4. The maximum allowable airspeed with flaps extended (V_{FE}) is lower than cruising speed because:
 - a) they are used only when preparing to land
 - b) the additional lift and drag created would overload the wing and flap structure at higher speeds
 - c) flaps will stall if they are deployed at too high an airspeed
 - d) too much drag is induced
5. Why is V_{LE} greater than V_{LO} on the majority of large jet transport aircraft?
 - a) V_{LO} is used when the aircraft is taking off and landing when the IAS is low.
 - b) extending the gear at too high an airspeed would cause excessive parasite drag.
 - c) flying at too high an airspeed with the gear down would prevent retraction of the forward retracting nose gear.
 - d) V_{LO} is a lower IAS because the undercarriage doors are vulnerable to aerodynamic loads when the gear is in transit, up or down.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 21/22
---	--	---	---

6. The phenomenon of flutter is described as:
- a) rapid oscillatory motion involving only rotation of the control surfaces, associated with the shock waves produced around the control surfaces.
 - b) oscillatory motion of part or parts of the aircraft relative to the remainder of the structure.
 - c) rapid movement of the airframe caused by vibration from the engines.
 - d) reversal of the ailerons caused by wing torsional flexibility.
7. What is the purpose of fitting the engines to an aircraft using wing mounted pylons?
- a) They give increased ground clearance in roll.
 - b) They give improved longitudinal mass distribution.
 - c) The wing structure can be lighter because the engine acts as a mass balance and also relieves wing bending stress.
 - d) They enable a longer undercarriage to be used which gives an optimum pitch attitude for take-off and landing.
8. Aileron reversal at high dynamic pressures is caused by:
- a) the down-going aileron increasing the semi-span angle of attack beyond the critical.
 - b) flow separation ahead of the aileron leading edge.
 - c) uneven shock wave formation on the top and bottom surface of the aileron, with the attendant movement in control surface CP, causing the resultant force to act in the opposite direction from that intended.
 - d) dynamic pressure acting on the aileron twisting the wing in the opposite direction, possibly causing the aircraft to bank in a direction opposite to that intended.
9. Controls are mass balanced in order to:
- a) eliminate control flutter.
 - b) aerodynamically assist the pilot in moving the controls.
 - c) provide equal control forces on all three controls.
 - d) return the control surface to neutral when the controls are released.
10. If an aircraft weight is reduced by 15%, V_A will:
- a) Not change.
 - b) Increase by 15%.
 - c) Increase by 7.5%.
 - d) Decrease by 7.5%.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 22/22
---	--	---	---

11. Which of the following statements is correct?

- 1 - It is a design requirement that control reversal speeds must be higher than any speed to be achieved in flight.
- 2 - The airframe must be made strong and stiff enough to ensure that the wing torsional divergence speed is higher, by a substantial safety margin, than any speed which will ever be achieved in any condition in flight.
- 3 - Flying control surfaces are aerodynamically balanced to prevent flutter.
- 4 - An aircraft is not a rigid structure.
- 5 - Aeroelasticity affects are inversely proportional to IAS.
- 6 - Control reversal speed is higher if the aircraft is fitted with outboard ailerons which are locked-out as the aircraft accelerates; the inboard ailerons alone controlling the aircraft in roll at higher speeds.
 - a) All the above statements are correct.
 - b) 1, 2, 3 and 6.
 - c) 1, 2, 4 and 6.
 - d) 1, 3, 5 and 6.

12. V_{LO} is defined as:

- a) maximum landing gear operating speed.
- b) maximum landing gear extended speed.
- c) maximum leading edge flaps extended speed.
- d) maximum flap speed.

13. If flutter is experienced during flight, the preferable action would be:

- a) immediately increase speed beyond V_{MO} / M_{MO} , by sacrificing altitude if necessary.
- b) immediately close the throttles, deploy the speed brakes and bank the aircraft.
- c) rapidly pitch-up to slow the aircraft as quickly as possible.
- d) reduce speed immediately by closing the throttles, but avoid rapid changes in attitude and/or configuration.

ANSWERS;

1C, 2C, 3A, 4B, 5D, 6B, 7C, 8D, 9A, 10D, 11C, 12A, 13D.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/10
---	--	---	--

BÖLÜM 15

081 08 03 04 WINDSHEAR

08.03.04.01 WINDSHEAR

Kısa bir mesafede dikey yada yatay düzlemede Rüzgarın hızında veya yönünde meydana gelen ani değişimlere windshear denir. Şiddetli windshear hava süratinde 15 knottan fazla değişiklik yapan ani rüzgar yön veya şiddet değişikliği yada 500 FPM'den fazla şakuli sürat değişikliği demektir. Her ne kadar windshear tüm irtifalarda oluşsa da özellikle yer seviyesi ile 2000 feet mutlak irtifa arasında karşılaşılanlar tehlikelidir. Windshear uçağa ani aşağı, yukarı veya aşırı derecede yatay hız bileşenleri kazandırabilir. Uçuş yolunda büyük değişikliklere sebep olacaktır ve karşı koymak için büyük bir kontrol çabası gerekecektir.

Windshearın en önemli özelliği, modern ve güçlü uçakları uçuran tecrübeli pilotları dahi etkileyen dinamik bir olay oluşudur. Karşılaşıldığında alarma sebep olduğu gibi, iniş takımlarında tahribat, hatta bir kırılma dahi sebep olabilir,

EN ÖNEMLİ SAVUNMA, WİND SHEARDEN KAÇINMAKTIR.

Windshearın en güçlü örnekleri fırtınalarla (**CUMULONİMBUS BULUTLARI**) birlikte meydana gelir. Fakat düşük seviye sıcaklık değişimi veya cephe geçisi gibi meteorolojik olaylar sonucunda da görülebilir.

08.03.04.02 MICROBURST

Microburst olayı fırtına ile birlikte görülür ve windshear'ın en tehlikeli kaynağıdır. Microburst, aşağı doğru indikçe merkezinden tüm yönlerde doğru yayılan güçlü aşağı akımlarıdır. Bunlar hem yatay hem dikey windshear oluşturur ve bu da her boyuttaki uçak için özellikle yerden 1000 ft mesafeye kadar çok tehlikeli boyutlardadır.

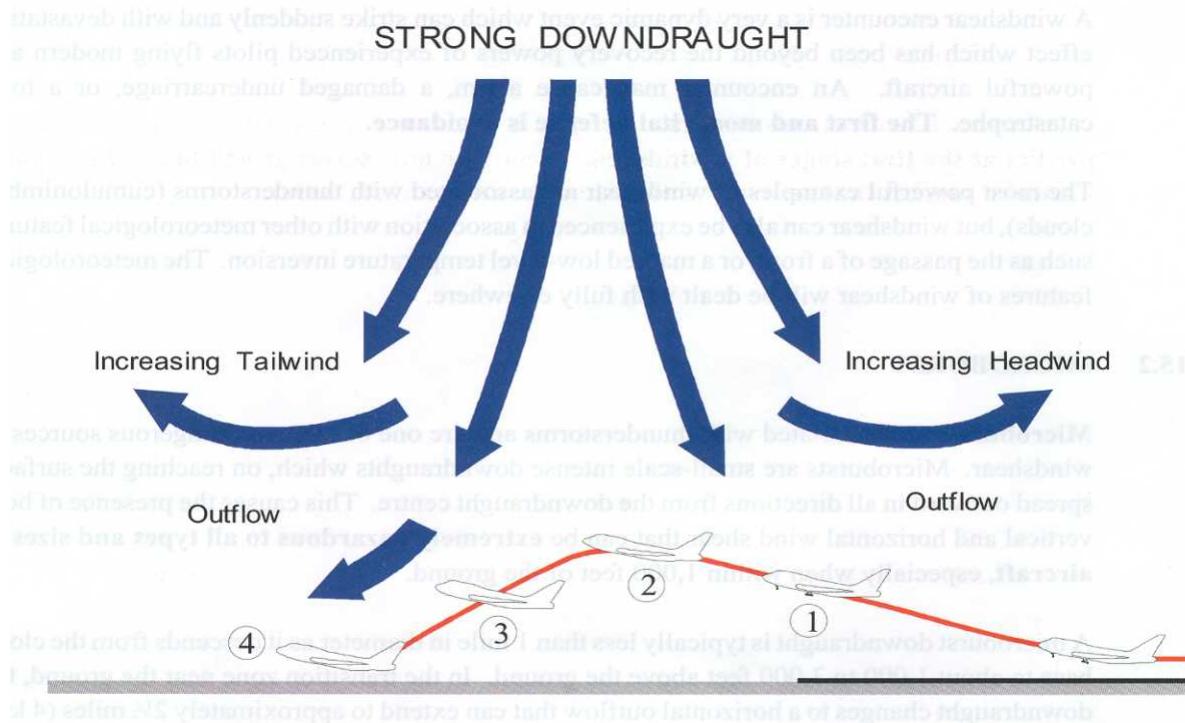
Bir microburst aşağı rüzgarı yerden 1000 ila 3000 ft yukarıdaki bulut tabakasına doğru inerken 1 milden daha az bir çapa sahiptir. Yere yakın geçiş bölgelerinde çapları 2½ mile kadar çıkabilir.

Gözlemler gök gürültülü yağmur fırtınalarının yüzde beşinin microburst oluşturduğunu göstermektedir. Microburst'larla birleşen aşağı akımların boyutları, özellikleri gereği birkaç yüz ile 3000 feet arasındadır. Bir microburst yerle temas ettiğinde merkezden dışa doğru açılan bir yelpaze şeklinde dağılarak 50 KT 'dan fazla baş ve kuyruk rüzgarı farkı oluşturur. Bu dışa doğru akış bölgesi 6000 ila 12.000 feet arasındadır (Şekil: 08.01).

Küçük ebatlarda olmaları nedeniyle çok çabuk ve dar alanda rüzgar paterninin değişmesine ve bunun sonucunda da çok şiddetli windshear'lara sebep olurlar. Bu nedenle çok tehlikelidirler. Microburst rüzgarların özelliği; yerle temas ettikten sonraki beş dakikalık zaman periyodunda etkilerini kaybetmeleridir. Anlatılan hadise çok kısa zamanda geliştiği için "benden önceki yaptı öyleyse bende yaparım" mantığı ve pilotların verdiği MTO bilgileri geçersizdir.

Microburst içinden uçarken, uçak sırası ile baş rüzgarına sonra güçlü ve aşağı sürükleme ve en son olarak kuyruk rüzgarı ile karşılaşır. Sıralanan olaylar uçağın süratinde şaşırtıcı düşмелere ve hücum açısından büyük azalmalara neden olur. Tüm bunlar çok yüksek alçalma varyosu demektir. Eğer shear yeteri kadar büyük ve yere yakınsa pilotun müdahalesine rağmen yere temas kaçınılmazdır. Birçok büyük uçak kazasının sebebi microburst windshear'a bağlanmıştır.

	THY A. O. UÇUŞ EĞİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/10
---	--	---	--



Şekil: 08.01

Şekil:08.01 incelenec olursa, uçak kalkıştan sonra (1) pozisyonunda açıda ve güçte değişim olmadan bir burun rüzgarına girmekte ve performansı artmaktadır. Bu (2) pozisyonunda azalan burun rüzgarı ve performans ile birlikte kuvvetli bir aşağı rüzgar ile devam eder. (3) konumuna gelindiğinde rüzgar arkadan gelmeye başlar ve performanstaki düşüş devam eder. En tehlikeli durumlar (2) ve (3) pozisyonları arasında olur. Uçak kontrol edilemeyen bir alçalma sonucu yere çarpabilir.

Bir microburst türü (ISLAK) yağmurlu fırtınalarla beraber oluşur ve çoğunlukla yoğun yağışın içinde olur. Diğer bir tip (KURU) çoğunlukla yoğun görülmeyen sahanak yağışların veya VİRGA bulutlarının altında oluşur. Her iki tip de çok küçük veya hiçbir işaret vermeden aşırı tehlikeli shear'lar üretirler. Ani değişen yapısı microburst'un özelliği olduğundan, verilen pilot MTO durumu, karşılaşılan windshear'ın şiddetini doğru tanımlayamayabilir.

- a) Aşağı akımlar dakikada 6000 feet olabilir,
- b) 45 knot luk yer rüzgarı, baş veya kuyruktan olabilecek 90 knot luk shear meydana getirebilir,
- c) Bu kuvvetli rüzgar yerden birkaç yüz feete kadar olabilir. Bir Microburst, yere ilk temasından sonra 15 dakika devam eder.

08.03.04.03 YAKLAŞMA ESNASINDA WİNSHEAR İLE KARŞILAŞMA

Güç ayarı ve süzülme açısını koruyacak dikey hız devamlı kontrol edilmelidir. Yaklaşma pozisyonu sabit tutulacak şekilde varyometre dikkatle gözlenmelidir. Herhangi bir windshear ile karşılaşılmışsa, normal güç ve alçalma hızında, normal süzülüş hattında kalmak zor olabilir. İnişin normal manevralar ile olacağı ve alçalma oranının mantıklı olduğuna dair en ufak bir şüphe varsa tam güç verilerek meydan turu veya pas geçme prosedürü uygulanmalıdır.

Windshear' lar etki ve büyülüğüne göre değişiklik gösterir. Bazıları diğerlerine göre çok şiddetli ve tehlikeli olabilirler.

Windshear' in etkileriyle karşılaşıldığı zaman en iyi yöntem, en kötü windshear ile karşılaşmış gibi hareket etmektir. Windshear' in ilk safhalarında windshear' in şiddetinin ne kadar olduğunu tahmin etmek imkansızdır. Bu durumda tavsiye edilen en kötü durumun olabileceğini düşünerek hareket etmektir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 3/10
---	--	---	--

WINDSHEAR		
	Baş rüzgarından, sakin veya arka rüzgara	Arka rüzgardan, sakin veya baş rüzgarına
GÖSTERGELER		
IAS	Azalır	Artar
Yunuslama Durumu	Düşer	Yükselir
Hava aracı	Çökmeye temayül eder	Yükselir
Yer Süresi	Artar	Azalır
HAREKETLER		
Güç	Arttır	Azalt
Uçuş	Süzülme açısının yukarısına	Süzülme açısının altına
Hazır ol	Gücü düşürmeye	Gücü artırmaya
Süzülüş hattında kalmak için	Alçalma oranını artttır (daha hızlı yer süratinden dolayı)	Alçalma oranını azalt (daha yavaş yer süratinden dolayı)

Şekil: 08.02 Yaklaşma esnasında windshear ile karşılaşıldığına dair göstergeler ve kurtarma hareketleri

Şekil: 08.02' incelendiğinde, tablonun dengeli bir iniş yaklaşmasında windshear ile karşılaşıldığından, windshear sonucu olabilecek belirtileri ve kurtulma hareketlerini verdiği görülmektedir. Bilinen Windshear şartlarında asla yaklaşmaya teşebbüs edilmez.

08.03.04.04 WINDSHEAR'IN ETKİLERİ

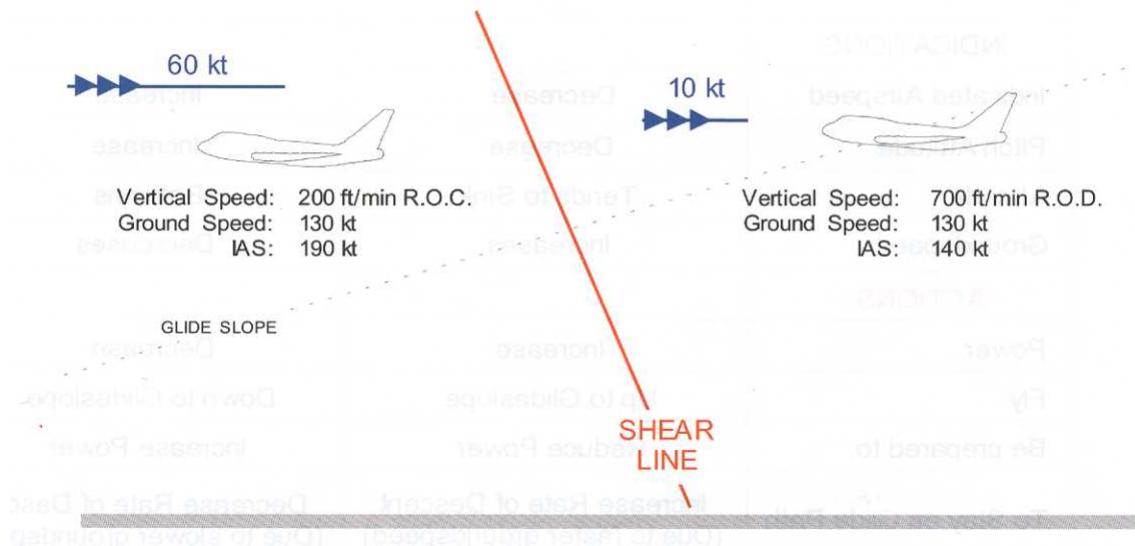
Hareket eden hava kütlesinden geçen bir uçakla iki referans arasındaki ilişki anlaşılmalıdır. Bu referanslardan biri hava kütlesi, diğeri ise yer'dır.

Kırılma (shear) hattı geçilirken hava süratinin değişikliği ani olacaktır fakat uçağın ataleti öncelikle onun yer hızının sabit kalmasına neden olacaktır. Rüzgar bir enerji şeklidir ve kırılmalarda eş miktarda enerji kazanılacak veya kaybedilecektir.

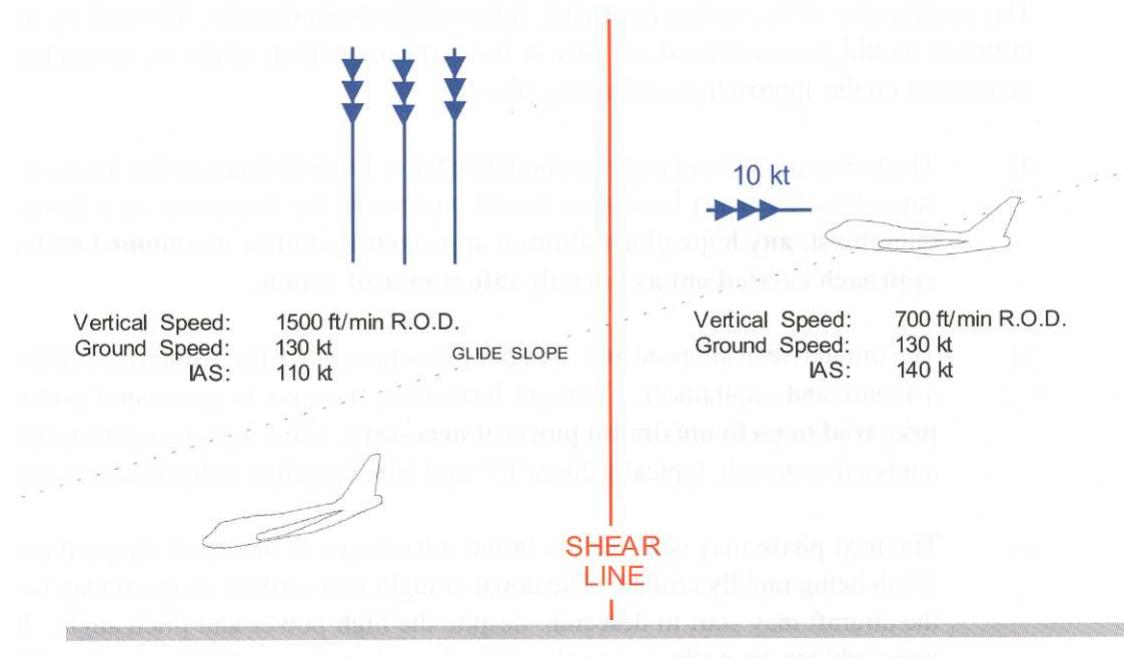
- Baş rüzgarındaki hızlı artış (veya kuyruk rüzgarının kaybı) enerji artışı sağlayacak ve geçici performans yükselişi olacaktır.
- Aşağı akımlar veya baş rüzgarındaki ani düşme (veya kuyruk rüzgarında artış) alçak irtifalardaki ana tehlikelidir. Çünkü şekil: 08.03, 08.04 ve 08.05'te görüldüğü gibi enerji kaybına yol açar.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/10
---	--	---	--

'ENERGY GAIN' - Rapid increase in headwind.

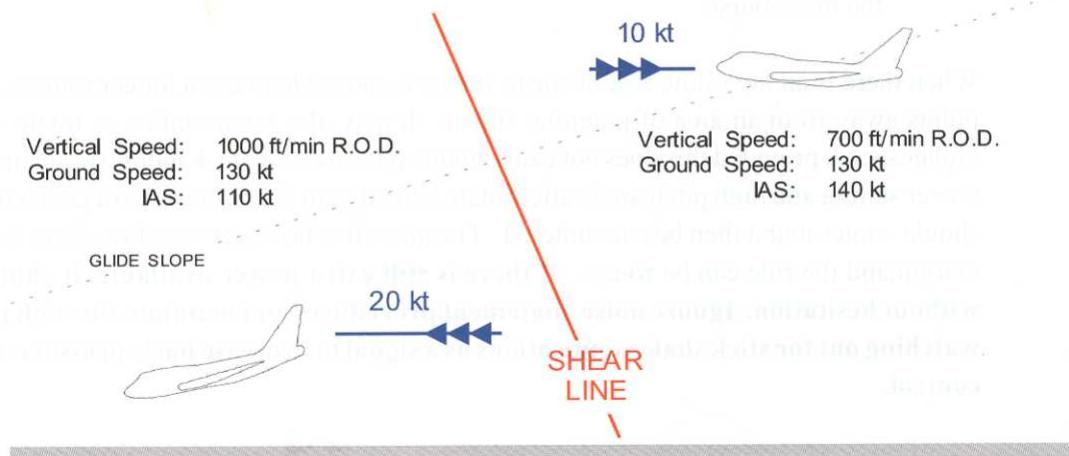
**Şekil: 08.03 Artan baş rüzgarında “ENERJİ KAZANCI”**

'ENERGY LOSS' - Effect of downdraught.

**Şekil: 08.04 Aşağı akımlarda “ENERJİ KAYBI”**

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 5/10
---	--	---	--

'ENERGY LOSS' - Loss of headwind.



Şekil: 08.05 Baş rüzgarında “ENERJİ KAYBI”

08.03.04.05 WİND SHEAR'DAN TİPİK KURTULMA YÖNTEMLERİ:

Artan baş rüzgarını takip eden aşağı akım ve ardından artan kuyruk rüzgarı yaklaşma veya kalkış sırasında karşılaşılacak microburstlarda görülen tipik bir kombinasyondur.

- Yağmur fırtınalarının mevcudiyeti bilinmelidir ve baş rüzgarının artması sonucunda sürat saatindeki artış, down-burst veya microburst'un habercisi olarak anlaşılmalıdır. Bu durumda yaklaşmadan kaçınarak pas geçme prosedürü uygulanmalıdır.
- Hava hızındaki ilk artış ve yaklaşma sırasındaki irtifa artışı bir avantajdır ve değerlendirilmesi gereklidir. Tereddüt etmeden, motor gücü pas geçmeye ayarlanarak, icap ederse tam güç kullanılarak, kullanılan hava aracının özelliğine uygun 15° civarında hücum açısı ile pas geçme başlatarak türbülansın bastırıcı özelliğinden kaçınılmalıdır.
- İkinci safhada başlangıçta hava hızındaki ve tırmanmadaki artış hızlı bir şekilde ortadan kalkar. Aşağı akımlar etkisini göstermeye başlar, gücün ve hücum açısının yükseltilmesine rağmen hava aracı, hava hızını ve irtifayı kaybetmeye başlayacaktır. Bu durumda verilmesi gereken hücum açısı elde edilemeyecek, hava aracı kontrollsüz bir şekilde uçacaktır.
- Aşağı akımların artan kuyruk rüzgarına dönüştüğü nokta en kritik safhadır. Alçalma hızı azaltılabilir fakat hava hızı azalmaya devam edecektir. irtifa kaybı sonucu, kritik engel kleransının altına düşülebilir. Bu durumda, şayet engel kleransı riski mevcut ise, maksimum güç zaten tatbik edilmişse, uçağın hücum açısını lövyede titreticisi hissedilene dek artırmak ve böylece tırmanmanın sağlanması gereklidir. Bu konfigürasyon microburst etkileri yok olana kadar muhafaza edilmelidir.

Shear'ın riskinin belirlenemediği veya tarifinin yapılamadığı zamanlarda, daha uzun veya o bölgedeki potansiyel tehlikeden kaçınılacak yöne doğru olan pistler tercih edilmelidir. Yüksek süratteki bir uçak idaresi sorun yaratmaz, oysaki düşük sürat ve alçak irtifada sorunlarla karşılaşılabilir. Şayet kalkıştan sonra yeterli gücünüz hala mevcut ise, tereddüt etmeden kullanılmalıdır. Böyle durumda ses sınırlamaları göz ardı edilebilir ve yüksek hücum açısı muhafaza edilmelidir.

Yaklaşma ve inişlerde hayatı öneme haiz durumlar:

- Mümkün olan en kısa zamanda maksimum gücü kullan.
- Hücum açısını yaklaşık 15° ye ayarla ve muhafaza et. Hava hızını düşürme.
- Hücum açısını muhafaza ederken veya artırırken lövyede titreticisini referans olarak kullan.

08.03.04.06 WİND SHEAR RAPORU :

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/10
---	--	---	--

Yaklaşma ve kalkışlarda windshear ile karşılaşıldığında trafik kontrolüne derhal rapor edilir. Önceden windshear ile ikaz edilen pilotlar yaklaşma veya kalkışlarda gereken önleme almalıdır. Raporda bildirilecek en iyi bilgi ise, hava hızındaki ve irtifadaki değişimleri bildirmektir. Eğer windshear belirli bir yöntemle rapor edilemez ise, windshear'ın hava aracına yaptığı etki rapor edilmelidir.

08.03.04.07 GÖRSEL İPUÇLARI:

Fırtınayı görebilir ve civarında windshear olabileceğini düşündüğünüzde veya ikaz edildiğinizde;

- a. Bulut tavanının, sis veya pusun yoğun olduğu yerler.
- b. Kuvvetli yağmur veya dolunun olduğu yerler ile kümülonimbus bulutların altı ve kuru havada buharlaşmanın olanı yerler.
- c. Çimler, ekinler veya ağaçların yatışından anlaşılabilen birleşik rüzgarlar.
- d. Toz ve dumanın yükseldiği yerler.

Yukarıdaki maddelerde sıralanan yerlerde windshear olasılığı oldukça kuvvetlidir. Bu etkilerin birkaç saniye önceden görülmesi bile doğru hareketler yapıldığı takdirde hayat kurtarıcı olabilir.

08.03.04.08 SONUÇ :

Birçok pilot, şiddeti ne olursa olsun zayıf veya kuvvetli windshear ile karşılaşmıştır. WS ile karşılaşan pilotlar, bilerek veya bilmeyerek, emniyetli uçuş için uçağa kurtarıcı kumandalalar vereceklerdir. Bazı pilotlar hiç görülmemiş tipte windshear'lar ile karşılaşarak bilgi ve yeteneklerini zorlayacaklardır. Küçük bir kısmı ise bilgi ve yeteneğinin yeterli olmadığını düşününecektir. Windshear'ın ne kadar şiddetli olduğu önceden bilinemeyeceği için yetenekleri test etmenin gereği yoktur.

WS özellikle fırtına ile birlikte oluştuğunda geçmişte birçok kazaya sebep oldukları gibi, gelecekte de benzer kazalara sebep olacaklardır. Ancak windshear önceden hissedildiği ve doğru hareket tarzı bilindiği takdirde kazadan kaçınılacağı da muhakkaktır. Yaklaşma sırasında karşılaşılan windsheardan kaçınmanın en emniyetli yolu en kısa zamanda pas geçme kararının alınmasıdır. Diğer şartlarda ise o şartlara uygun yöntemler uygulanmalı ve enerji kaybı, doğru tepki verilerek elimine edilmelidir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 7/10
---	--	---	--

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. Take-off EPR is being delivered by all engines and the take-off is proceeding normally, the undercarriage has just retracted. Which initial indications may be observed when a headwind shears to a downdraught?
 - a) Indicated Air Speed: constant. Vertical Speed: decreases. Pitch Attitude: decreases.
 - b) Indicated Air Speed: increases. Vertical Speed: decreases. Pitch Attitude: constant.
 - c) Indicated Air Speed: decreases. Vertical Speed: constant. Pitch Attitude: constant.
 - d) Indicated Air Speed: decreases. Vertical Speed: decreases. Pitch Attitude: decreases.
2. Maximum downdrafts in a microburst encounter may be as strong as
 - a) 6,000 ft/min.
 - b) 7,000 ft/min.
 - c) 8,000 ft/min.
 - d) 10,000 ft/min.
3. An aircraft that encounters a headwind of 45 knots, within a microburst, may expect a total shear across the micro burst of
 - a) 80 knots.
 - b) 40 knots.
 - c) 90 knots.
 - d) 45 knots.
4. What is the expected duration of an individual micro burst?
 - a) Two minutes with maximum winds lasting approximately 1 minute.
 - b) Seldom longer than 15 minutes from the time the burst strikes the ground until dissipation.
 - c) One micro burst may continue for as long as 2 to 4 hours.
 - d) For as long as 1 hour.
5. Which wind-shear condition results in a loss of airspeed?
 - a) Decreasing headwind or tailwind.
 - b) Increasing headwind and decreasing tailwind.
 - c) Decreasing headwind and increasing tailwind.
 - d) Increasing headwind or tailwind.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/10
---	--	---	--

6. Which performance characteristics should be recognized during takeoff when encountering a tailwind shear that increases in intensity?
- a) Loss of, or diminished climb ability.
 - b) Increased climb performance immediately after takeoff.
 - c) Decreased takeoff distance.
 - d) Improved ability to climb.
7. Which condition would INITIALLY cause the indicated airspeed and pitch to increase and the sink rate to decrease?
- a) Tailwind which suddenly increases in velocity.
 - b) Sudden decrease in a headwind component.
 - c) Sudden increase in a headwind component.
 - d) Calm wind which suddenly shears to a tailwind.
8. Which INITIAL cockpit indications should a pilot be aware of when a constant tailwind shears to a calm wind?
- a) Altitude increases; pitch and indicated airspeed decrease.
 - b) Altitude, pitch, and indicated airspeed increase.
 - c) Altitude, pitch, and indicated airspeed decrease.
 - d) Altitude decreases; pitch and indicated airspeed increase.
9. What is the recommended technique to counter the loss of airspeed and resultant lift from wind shear?
- a) Maintain, or increase, pitch attitude and accept the lower-than-normal airspeed indications.
 - b) Lower the pitch attitude and regain lost airspeed.
 - c) Avoid overstressing the aircraft, pitch to stick shaker, and apply maximum power.
 - d) Accelerate the aircraft to prevent a stall by sacrificing altitude.
10. Which of the following would be acceptable techniques to minimise the effects of a windshear encounter?
- 1 - To prevent damage to the engines, avoid the use of maximum available thrust.
 - 2 - Increase the pitch angle until the stick shaker activates, then decrease back pressure to maintain that angle of pitch.
 - 3 - maintain a constant airspeed.
 - 4 - Use maximum power available as soon as possible.
 - 5 - Keep to noise abatement procedures.
 - 6 - Wait until the situation resolves itself before taking any action.
- a) 1, 3, 5 and 6
 - b) 2, 3 and 5
 - c) 2, 3, 4, 5 and 6
 - d) 2 and 4

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/10
---	--	---	--

11. Which of the following statements about windshear is true?

- 1 - Windshear can subject your aircraft to sudden up-draughts, down draughts, or extreme horizontal wind components.
 - 2 - Windshear will cause abrupt displacement from the flight path and require substantial control action to counteract it.
 - 3 - Windshear only affects small single and twin engine aircraft. Large, modern, powerful, fast gas turbine engine powered aircraft will not suffer from the worst affects of a microburst.
 - 4 - Microbursts are associated with cumulonimbus clouds.
 - 5 - Windshear can strike suddenly and with devastating effect which has been beyond the recovery powers of experienced pilots flying modern and powerful aircraft.
- a) 1, 2, 3, 4 and 5
 - b) 1, 2 and 4
 - c) 1, 2, 4 and 5
 - d) 2, 3, 4 and 5

12. A microburst is one of the most dangerous sources of windshear associated with thunderstorms. They are:

- a) small-scale intense up-draughts, which suck warm moist air into the cumulonimbus cloud.
- b) small-scale shafts of violent rain, which can cause severe problems to gas turbine engines.
- c) large-scale, violent air, associated with air descending from the ‘anvil’ of a thunder cloud.
- d) small-scale (typically less than 1 mile in diameter) intense down-draughts which, on reaching the surface, spread outward in all directions from the down-draught centre.

13. Thrust is being managed to maintain desired indicated airspeed and the glide slope is being flown. Which of the following is the recommended procedure when you observe a 30 kt loss of airspeed and the descent rate increases from 750 ft/min to 2,000 ft/min?

- a) Increase power to regain lost airspeed and pitch-up to regain the glide slope - continue the approach and continue to monitor your flight instruments.
- b) Decrease the pitch attitude to regain airspeed and then fly-up to regain the glide slope.
- c) Apply full power and execute a go-around; report windshear to ATC as soon as practicable.
- d) Wait until the airspeed stabilises and the rate of descent decreases, because microbursts are quite small and you will soon fly out of it.

14. Which of the following statements are correct?

- 1 - A rapid increase in headwind is an ‘energy gain’.
 - 2 - A rapid loss of tailwind is an ‘energy gain’.
 - 3 - A shear from a tailwind to calm is an ‘energy gain’.
 - 4 - A shear from calm to a headwind is an ‘energy gain’.
 - 5 - A shear from headwind to calm is an ‘energy loss’.
- a) 1, 2 and 4
 - b) 1, 2, 3, 4 and 5
 - c) 1, 4 and 5
 - d) 4 and 5 only

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EGİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 10/10
---	--	---	---

15. Which of the following statements are correct?

- 1 - A downdraught is an ‘energy gain’.
 - 2 - A rapid loss of tailwind is an ‘energy loss’.
 - 3 - A shear from a tailwind to calm is an ‘energy loss’.
 - 4 - A shear from calm to a headwind is an ‘energy gain’.
 - 5 - A downdraught is an ‘energy loss’.
- a) 1, 3 and 4
 - b) 1, 2, 3 and 5
 - c) 1, 4 and 5
 - d) 4 and 5 only

16. Which of the following sequences might be encountered when flying into a microburst?

- a) Increased headwind, followed by down-draught, followed by increased tailwind on the approach, or following take-off.
- b) Increased headwind, followed by down-draught, followed by increased tailwind on the approach. Increased tailwind, followed by down-draught, followed by increased headwind following take-off.
- c) Increased headwind, followed by down-draught, followed by increased tailwind on take-off. Increased tailwind, followed by down-draught, followed by increased headwind on the approach.
- d) Increased tailwind, followed by down-draught, followed by increased headwind on take-off. Increased headwind, followed by down-draught, followed by increased tailwind on the approach.

17. Which of the following statements is correct when considering windshear?

- 1 - Recognise that windshear is a hazard to all sizes and types of aircraft.
 - 2 - Recognise the signs which may indicate its presence.
 - 3 - Avoid windshear by delaying departure or by diverting if airborne.
 - 4 - Prepare for the inadvertent encounter by a speed ‘margin’ if ‘energy loss’ windshear is suspected.
 - 5 - Know the techniques for recovery recommended for your aircraft and use them without any hesitation if windshear is encountered.
- a) 2, 4 and 5
 - b) 3, 4 and 5
 - c) 1, 2, and 5
 - d) 1, 2, 3, 4 and 5

ANSWERS

1D, 2A, 3C, 4B, 5C, 6A, 7C, 8B, 9C, 10D, 11C, 12D, 13C, 14B, 15D, 16A, 17D.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 1/13
---	--	---	--

16. BÖLÜM

081 07 01 00 PERVANELER

07.01.00 TAKDİM

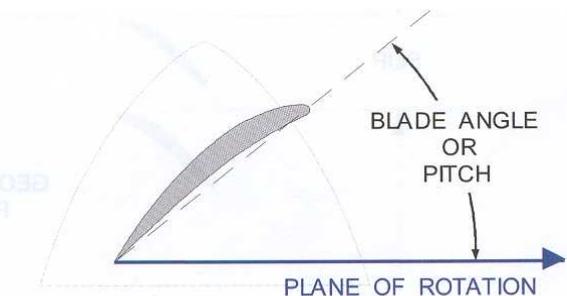
Pervane, motordan gelen şaft gücünü itkiye (thrust) dönüştürür. Bu işlemi hava kütlesini geriye doğru hızlandırarak yapar. Pervanenin ürettiği itki, arkaya itilen havanın kütlesinin, ivmesiyle çarpımına eşittir. Geriye hızlandırılan hava kütlesi eşit ve zıt tepki ile uçağı ileri iter.

07.01.01 TANIMLAR

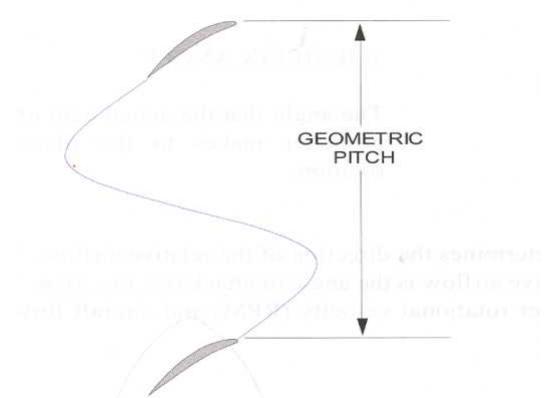
Pervane palleri bir aerodinamik profildir ve korda, bombe, kalınlık/korda oranı ve açılık oranı tanımları daha önce kanat için yapılan tanımların aynısıdır. İlave olarak aşağıdaki tanımlar dikkate alınmalıdır.

07.01.01.01 PAL AÇISI VEYA HATVE

Pal korda hattı ile pal dönüş sathı arasındaki açıdır. Pal açısı dipten uca doğru azalır (bükülür), çünkü palın dönüş hızı dipten uca doğru hızlanır. Referans amacı ile pal açısı, pal kökünden pal uzunluğunun %75'i mesafede ölçülür.



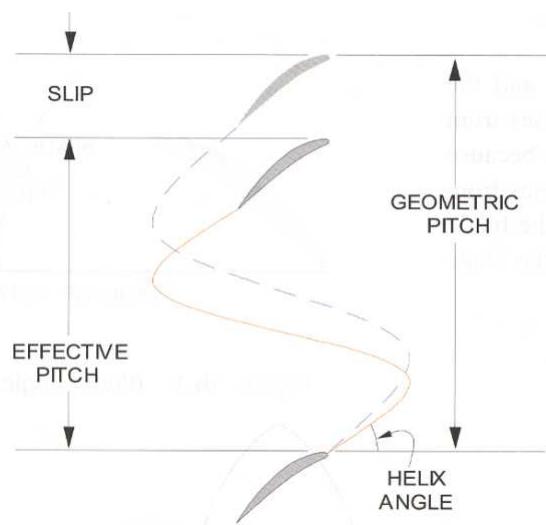
Şekil: 07.01



Şekil: 07.02

07.01.01.02 GEOMETRİK HATVE

Geometrik hatve, eğer pal hava içerisinde pal açısı ile hareket ediyor ise, palın bir tam dönüşünde ileri doğru gittiği mesafedir. Vida dışları, geometrik hatveyi hayal etmeye yardım edebilir.



Şekil: 07.03

07.01.01.03 PAL BÜKÜLMESİ :

Pervanenin ucuna doğru olan kısmı pervane şaftına daha uzun mesafededir ve daha büyük mesafe boyunca döner. Bu nedenle hızı da daha büyütür. Pal uzunluğu boyunca sabit geometrik hatve verebilmek için pal açısı, uca doğru azaltılmak zorundadır. Pal açısı pervanenin geometrik hatvesini belirler. Küçük pal açısı "ince hatve", geniş pal açısı "kalın hatve" (coarse pitch) olarak adlandırılır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 2/13
---	--	---	--

07.01.01.04 ETKİLİ HATVE :

Uçuşta pervane geometrik hatve boyunca ilerlemez, pervanenin bir turda ileriye doğru kat ettiği yol uçağın hızına bağlıdır. Pervanenin bir turda ileriye doğru aldığı gerçek mesafe “etkili hatve” veya “her tur için ilerleme” denir.

07.01.01.05 PERVANE KAYMASI:

Geometrik hatve ile etkili hatve arasındaki fark kayma olarak adlandırılır.

07.01.01.06 HELIX AÇISI:

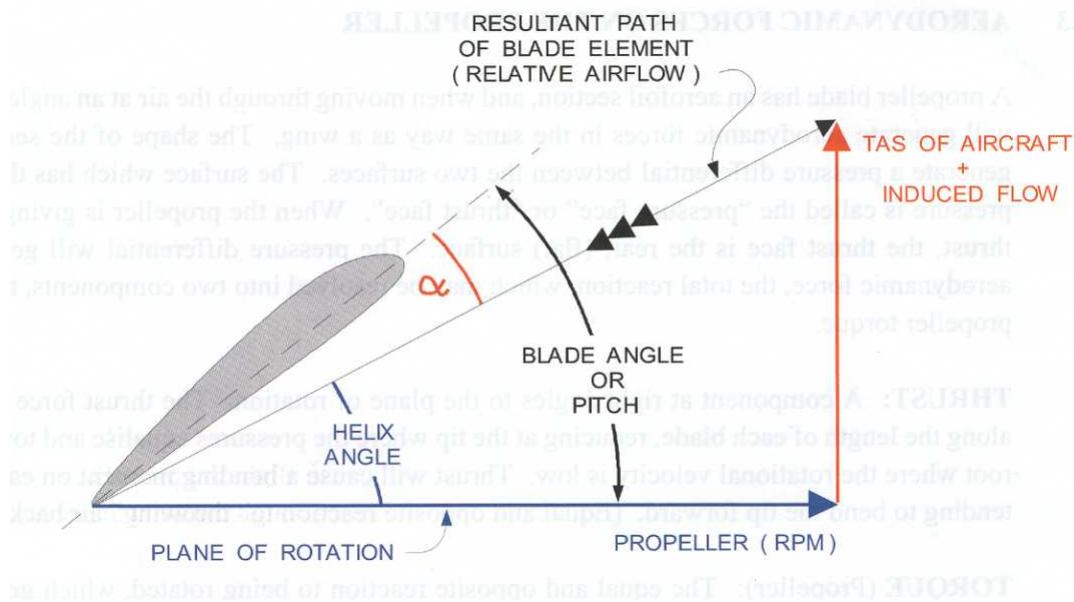
Pervanenin izlediği gerçek yolun dönüş düzlemiyle yaptığı açıya denir.

07.01.01.07 HÜCUM AÇISI:

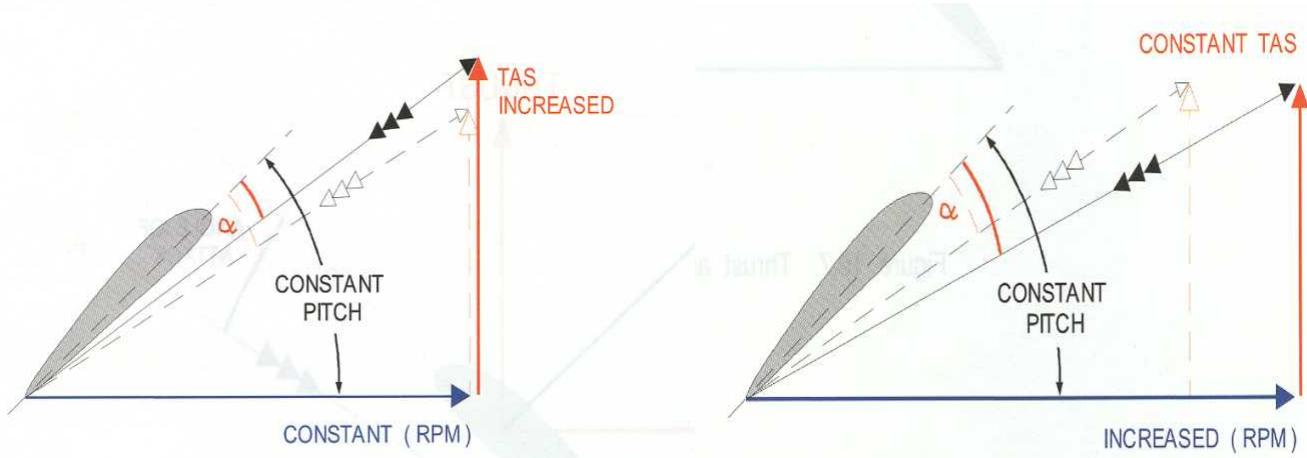
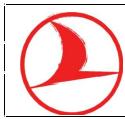
Pervaneye gelen nispi hava akışının yönünü belirleyen, hava içinde pervanenin izlediği yoldur. Pal korda hattı ile bu nispi hava akışı arasındaki açı hücum açısıdır, (α). (Şekil: 07.04). Hücum açısı, pervane dönüş hızının (RPM) ve uçak ileri hızının (TAS) neticesidir.

07.01.01.08 SABİT HATVELİ PERVANELER

Şekil: 07.05 sabit RPM'de dönen sabit hatveli (fixed pitch) bir pervaneyi göstermektedir. TASın artması hücum açısını azaltır. Şekil: 07.06 ise sabit TAS'da ilerleyen sabit hatveli bir pervaneyi göstermektedir. RPM'in artması hücum açısını da arttırır.



Şekil: 07.04 Hücum Açısı



Şekil: 07.05 Daha yüksek TAS ile hücum açısının azalması

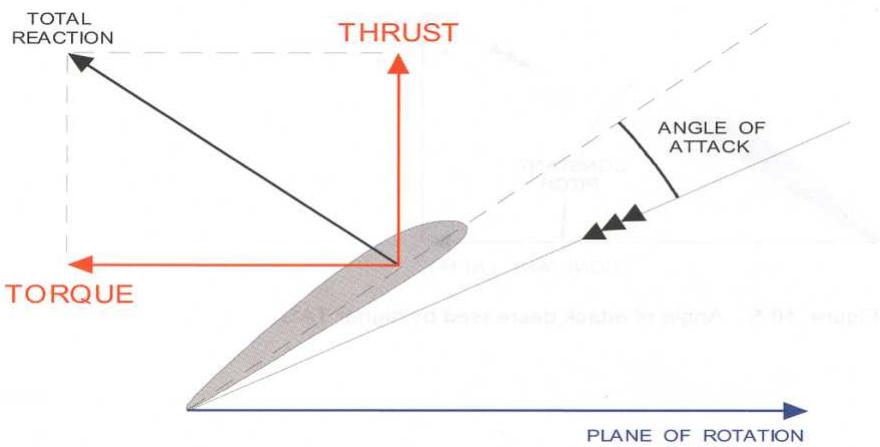
Şekil: 07.06 Daha yüksek RPM ile hücum açısının artması

07.01.02.01 PERVANE ÜZERİNDEKİ AERODİNAMİK KUVVETLER

Bir pervane palinin aerodinamik bir profili vardır ve hava içerisinde bir hücum açısı ile ilerlerken aynen kanatta olduğu gibi, aerodinamik kuvvetler üretir. Bu profili şeklindeki iki yüzey arasında basınç farkı meydana getirir. Daha büyük basınç sahip yüzeye "basınç yüzeyi" veya "itki yüzeyi" denir. Pervane ileri thrust veriyor ise, thrust yüzeyi arka taraftır, (düz yüzeydir). Basınç farkından olan toplam reaksiyon aerodinamik kuvvet üretecektir ve bu kuvvet itki ve pervane torku diye ikiye ayrılabilir.

İTKİ: Pervanenin dönüş yüzeyine dik açıda olan bileşendir. İtki kuvveti pallerin uzunluğu boyunca değişecektir. Basıncın eşitlendiği pal ucunda ve döilage hızının düşük olduğu pal kökünde itki az olacaktır. İtki, her palde bir bükülme momentine neden olur. Pal ucunu öne doğru bükmeye meyil eder. (Havayı geriye atmanın eşit ve zıt reaksiyonu).

TORK (pervane): Uçağın boylamsal eksene göre döilage momenti üreten, pervanenin dönmeye eşit ve zıt reaksiyondur. Pervane torku, pallere, pervanenin döilage sathına zıt istikamette, bükülme momenti de verir.



Şekil: 07.07 Thrust ve tork

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 4/13
---	--	---	--

07.01.04 PERVANE VERİMLİLİĞİ :

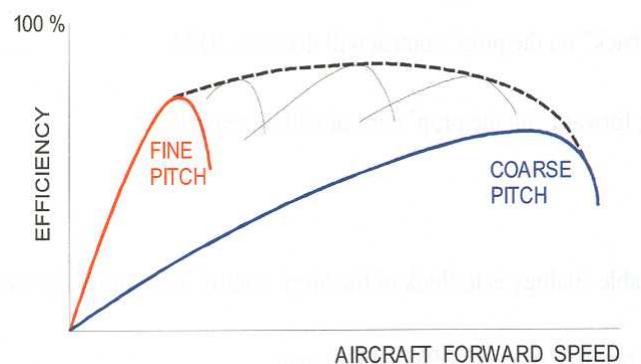
Pervane verimliliği, güç girişi ve çıkışı oranına göre ölçülebilir. Pervaneden elde edilen güç “itki gücü” Kuvvet (itki) x Hız (TAS) çarpımına eşittir. Pervaneye verilen güç ise “şaff gücü” yani motor torkudur ve (Kuvvet) x Dönme hızı (RPM) çarpımına eşittir. Pervanenin verimliliği aşağıdaki formülde görüldüğü gibi ifade edilebilir.

$$\text{Pervane verimliği} = \frac{\text{İtki gücü}}{\text{Şaff gücü}} = \frac{(\text{Thrust power})}{(\text{Shaft power})}$$

07.01.04.01 PERVANE VERİMLİLİĞİNİN HİZ İLE DEĞİŞMESİ

Şekil: 07.05 sabit bir RPM'de, sabit hatveli bir pervanede TAS'ın yükseltilmesinin, palin húcum açısını düşüreceğini göstermektedir. Bu itkiyi de düşürecekter. Bunun pervane verimliliğine etkisi aşağıdaki gibidir:

- a) Belli bir yüksek ileri hızda, pal sıfır taşıma húcum açısında olacak ve itki ile buna bağlı olan itki gücü sıfır olacaktır. Yukarıdaki denklemden de görülebileceği gibi bu durumda pervanenin verimliliği de sıfır olacaktır.
- b) Sabit hatveli bir pervanenin en verimli húcum açısında çalışacağı, pervane verimliliğini azamiye getiren tek bir hız olacaktır (Şekil:07.08).
- c) TAS azaldıkça, pal húcum açısı artacağından itki de artacaktır. Thrust çok büyük fakat TAS düşük olduğundan pervane verimliliği düşük olacaktır. Böylece, örneğin kalkış öncesi uçak frenli iken tam güç verildiğinde kullanılabilir iş yapılamaz. Sabit hatveli pervanenin verimliliği ileri hiza göre değişir.



Şekil: 07.08 Değişik pal açıları ile pervane verimliliği

Eğer TAS veya RPM değiştiğinde, pal açısı değiştirilebilir ise pervane, uçağın daha geniş çalışma koşullarında verimli olacaktır.

07.01.05 DEĞİŞKEN HATVELİ PERVANELER

Ayarlanabilir hatveli pervaneler: Palleri yerde, pervane göbeğinden (hub) mekaniki olarak ayarlanan pervanendir. Uçuşta sabit hatveli pervane gibi hareket eder.

İki hatveli pervaneler: İnce ve kalın olarak uçuşta seçilebilen hatve özelliğine sahip pervanelerdir. İnce hatve, kalkış, tırmanış ve süzülüş için seçilebilir, kalın hatve ise normal seyir için seçilebilir. Bu tip pervaneler genellikle kılıçlama pozisyonuna da sahiptir.

Değişken hatveli sabit hızlı pervaneler: Modern uçaklar, seçilen bir RPM'i muhafaza etmek için, hatve değişimini (pal açısı) otomatik olarak kontrol eden pervane sistemine sahiptirler. Değişken hatveli bir pervane daha geniş bir TAS alanında yüksek verimlilik alınmasını sağlayarak, gelişmiş kalkış ve tırmanma performansı ile seyir uçuşunda yakıt sarfiyatı sağlar.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 5/13
---	--	---	--

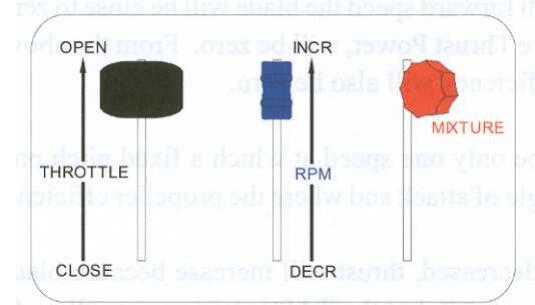
07.01.05.01 SABİT HİZLİ PERVANE

Şekil: 07.09 küçük bir değişken hatveli pervaneye sahip pistonlu motorlu uçak için motor ve pervane kontrol setini göstermektedir. Kalkış (tam ileri hareket) pozisyonunda gaz kolu, hatve ve yakıt karışımı gösterilmektedir.

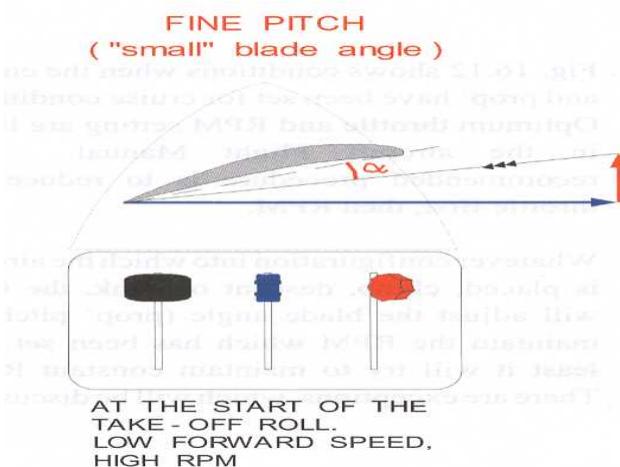
- Pervane kontrolünün geri çekilmesi, RPM'i azaltacaktır.
- Pervane kontrolünün ileri itilmesi RPM'i artıracaktır.

NOT: Pervane sonsuz değişkenlikte bir vitese benzetilebilir.

- İleri, (RPM'in yükselmesi) birinci vitestir.
- Geri, (RPM'in düşürülmesi) beşinci vitestir.

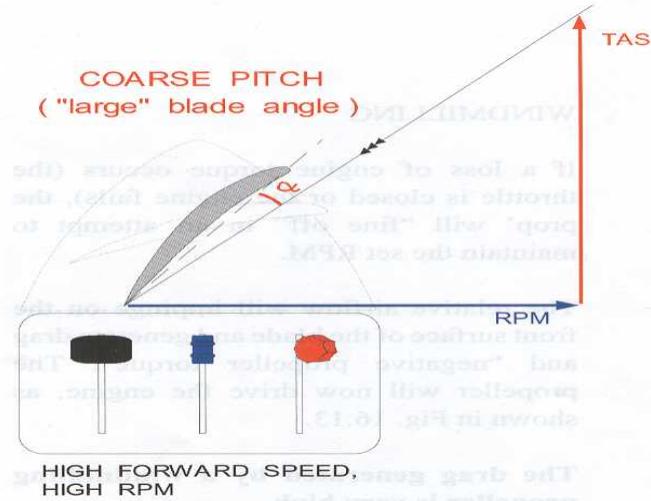


Şekil: 07.09



Şekil: 07.10 Düşük TAS, yüksek RPM

Şekil: 07.10 kalkış rulesinin ilk devrelerini göstermektedir. RPM azamiye ayarlanmıştır ve TAS düşüktür. Hüküm açısı en uygun pozisyondadır ve azami verimlilik alınmaktadır. Uçak hızlanmaya devam ettikçe TAS yükselsecek, pallerin hücum açısı azalacaktır. Böylece daha az itki ve pervane torku üretelecektir. Bu durum motor için daha az direnç verecek ve RPM yükselmeye meyil edecektir. Sabit hız ünitesi (CSU) RPM yükselmesini hissededecek ve pal hücum açısını sabit tutmak için hatveyi yükseltecektir.

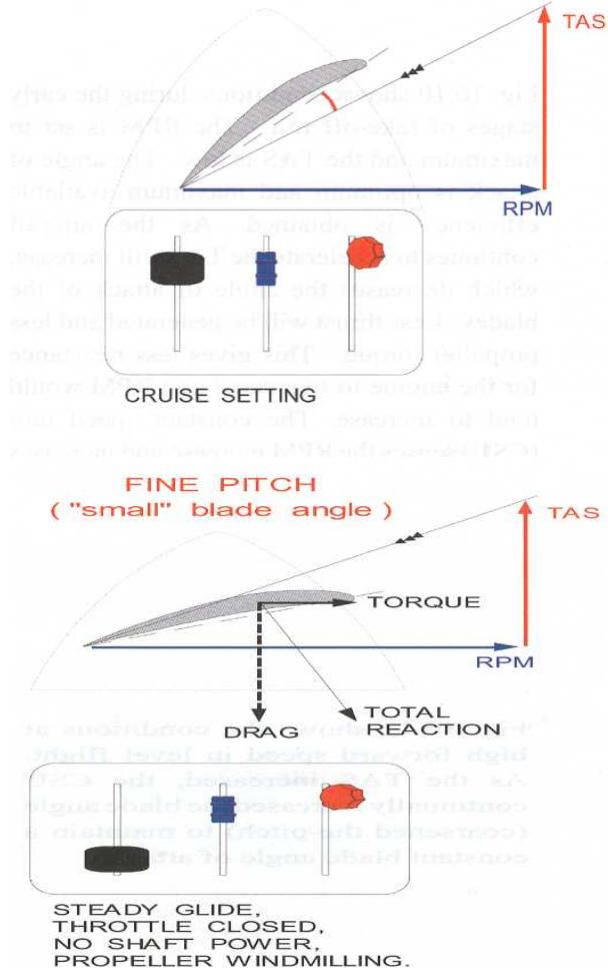


Şekil: 07.11 Yüksek TAS, yüksek RPM

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 6/13
---	--	---	--

Şekil: 07.12 motorun ve pervane hatvesinin düz ve ufki uçuş durumuna göre ayarlanmış durumunu göstermektedir. En optimum itki ve RPM ayarları uçağın uçuş manuelinde belirtilmiştir. Tavsiye edilen usul ilk önce gazı, daha sonra RPM'ı azaltmaktadır. Uçak hangi konfigürasyonda olursa olsun, tırmanış, sürümlü veya yatış, CSU pal açısını RPM'ı sabit tutacak şekilde ayarlar. İstisnalar daha sonraki bölümlerde verilecektir.

Şekil: 07.12



07.01.05.02 RÜZGARINA ÇEKME (WINDMILLING)

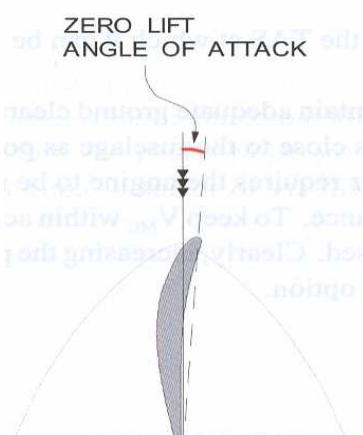
Motorda tork kaybı olursa (gaz kolunun kapatılması, motor arızası) RPM'i sabit tutabilmek için hatve azaltılır.

Nispi hava akışı pallerin ön yüzüne çarparak pervaneyi döndürür. Bunun sonucunda da "negatif pervane torku" ve parazit geri sürükleme kuvveti yaratır. Şekil: 07.13 te görüldüğü gibi, bu kez pervane motoru çalıştırır durumdadır.

Rüzgar çekmesi sonucu oluşan geri sürükleme kuvveti çok büyüktür.

Şekil: 07.13 Windmilling

07.01.05.03 PERVANE YELKENLEMESİ(FEATHERING)



Çift motorlu uçaklarda bir motor arızası, pervanenin rüzgar tarafından döndürülmesinden dolayı oluşan parazit sürükleme, tırmanış performansında ve menzilde ciddi bir düşüşe neden olacak ve arızalanan motorun neden olduğu sapma momenti kontrol edilebilirliği etkileyecektir. (daha önceki konularda detaylı bilgi verilmiştir). Bunun dışında hasarlı bir motorun pervanesini döndürmeye devam etmek, motor hasarı (yatak sarması) veya motorun alev alması sonucunu doğuracaktır.

Şekil: 07.14 te görüldüğü gibi, pervaneyi sıfır hücum açısına döndürmek pervanenin durmasına ve oluşturduğu geri sürüklemenin en aza inmesine neden olacaktır. Bu durum tırmanış performansını artıracaktır çünkü tırmanma kapasitesi, aerodinamik sürükleme dengelendikten sonra arta kalan fazla itkiye bağlıdır.

Şekil: 07.14 Feather

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 7/13
---	--	---	--

Rüzgar çekmesi sürüklemesi arızalı bir motorun sapma momentini oluşturan nedenlerden biridir. Arızalı motorun pervanesinin kılıçlanması aynı zamanda oluşan sapma momentini de düşürecek ve sonuç olarak, VMC yi de azaltacaktır.

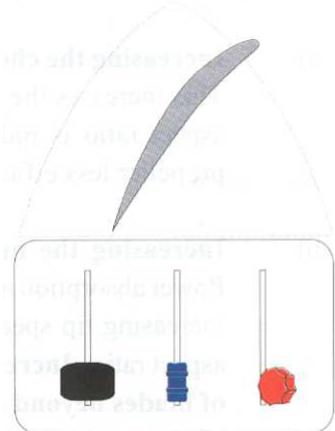
Şekil: 07.15

Sabit hızlı pervaneye sahip tek motorlu bir uçak, kılıçlama kabiliyetine sahip değildir. Buna rağmen, oluşan bir motor arızasını takiben, RPM kontrolü minimum pozisyonuna çekilerek kalın hatve elde edilmek sureti ile sürükleme en aza indirilebilir.

Gaz kolu kapatılmış şaft takatı olmayan bir motorla düz bir süzülüşte, eğer pervane kolu çekilerek hatve yükseltilir ise, uçağın taşıma/sürükleme oranı yükselecektir. Bu durum süzülüş oranını azaltacaktır. Negatif pervane torkundan dolayı RPM düşecektir.

Eğer pervane hatvesi düşürülür ise tam ters durum gözlenecektir.

COARSE PITCH
("large" blade angle)



STEADY GLIDE,
THROTTLE CLOSED
PROP' LEVER "PULLED - BACK"

07.01.06 TAKATIN EMİLMESİ

Bir pervane motor tarafından geliştirilen tüm şaft takatını emmeli ve motor gereken performans sahalarında azami verimlik ile çalışmalıdır. Kritik faktör pervane uç kısmının hızıdır. Eğer uç hızı çok yüksek olursa, pal ucu bögesel ses süratine ulaşacak ve sıkıştırılabilirlik etkisi itkiyi düşürerek dönüş sürtünmesini yükseltecektir.

Pal ucunun süpersonik hızza ulaşması pervane verimliliğini önemli ölçüde azaltacak ve pervanenin ürettiği gürültüyü oldukça artıracaktır.

Bu durum pervane çapına, RPM'ine ve kullanacağı TAS'a sınırlamalar getirir. Pervane çapı üzerindeki diğer sınırlamalar, yer ile yeteri kadar boşluğu sağlamak ve çok motorlu uçaklarda, gövdeye mümkün olduğunda yakın olacak şekilde kanatlara takılarak thrust kolunu aşağıya indirmektir. Pervane çapının artması, yeteri kadar pervane-gövde boşluğunun oluşabilmesi için motorla gövde arasındaki mesafeyi artıracaktır. V_{MC} 'yi kabul edilebilir sınırlar içinde tutabilmek için mevcut istikamet dümeni momenti artırılmalıdır. Açıkça örleniyor ki takatin emilmesini artırmak için pervane yarıçapını artırmak tercih edilen bir yöntem değildir.

07.01.06.01 PAL ALAN ORANI (SOLIDITY)

Takat emişini artırmak için pervanenin bir çok karakteristiği ayarlanabilir.

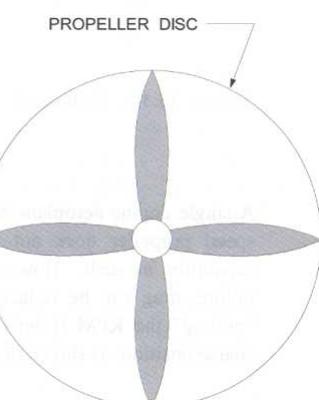
En yaygın metot, pervanenin pal alan oranını artırmaktır. Pal alan oranı, pallerin ön yüzey alanları toplamının pervane diskinin alanına oranıdır.

Şekil: 07.16'da görüldüğü gibi pal alan oranı;

a. Her palın kordo hattının arttırılması pal alan oranını artırr. Ancak pal açıklık oranını azaltır ve bu verimin düşmesine sebep olur.

Şekil: 07.16

b. Pal sayısını artırmak pal uç hızını arttırmadan ve açıklık oranını düşürmeden takat emilmesini artırır. Ancak pal sayısının artması belli bir sayıdan sonra (5 yada 6) verimi düşürecektr.



Havanın geriye itilmesi ile itki üretilir. Diskin pal alan oranının yüksek tutulması, pervane tarafından çekilerek hızlandırılacak hava kütlesini azaltır. Pal sayısını verimli bir şekilde artırmak için, aynı şaft üzerinde, zıt yönde dönen iki pervane kullanılır. Bunlar "Ters Dönen (Contra-Rotating) Pervane" olarak adlandırılır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 8/13
---	--	---	--

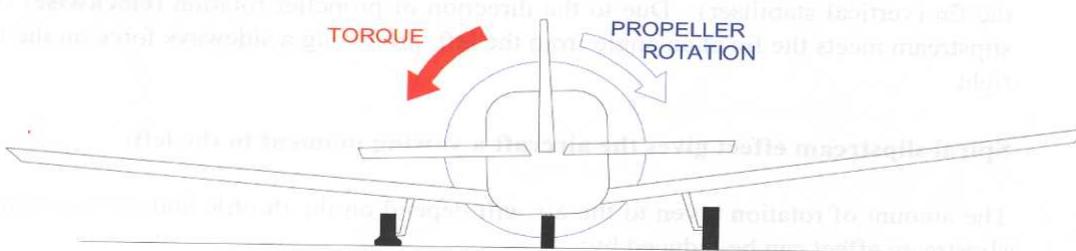
07.01.06.02 PERVANE TARAFINDAN ÜRETİLEN MOMENT VE GÜÇLER

Pervane dönmesi sonucu sapma, yatma ve yunuslama momentleri üretir. Bunlar birçok farklı nedenlere bağlıdır.

- a. Tork reaksiyonu,
- b. Jiroskopik yalpa,
- c. Spiral (Asimetrik) pervane rüzgarı etkisi,
- d. Asimetrik pal etkisi.

NOT: Modern motorların çoğunuğuna arkadan bakıldığından saat istikametine dönen pervane takılmıştır. Bunlara "sağ el" pervaneler denir. Küçük iki pistonlu motora sahip uçaklarda ise istisnai olarak, sağ motor pervanesi "kritik motor" dezavantajını gidermek için saat istikameti aksine dönerler. Bazı eski uçaklardaki sistemler de istisna oluşturur.

07.01.06.03 TORK REAKSİYONU



Şekil: 07.17

Pervane saat istikametinde döndüğü için, boylamsal eksene göre, eşit ve zıt yöndeki reaksiyon (tork) uçağa saat istikametin tersi yönünde yatış momenti verir. Kalkış esnasında bu durum sol tekere daha fazla yük bindirir. Şekil: 07.17'de görüleceği gibi, sol tekerlekte sola yatıştan dolayı daha fazla yuvarlanma direnci oluşur ve uçak sol tarafa doğru sapma yapmak ister. Uçuş esnasında da tork reaksiyonu uçağı sol tarafa yatış yapmaya zorlar. Tork reaksiyonu yüksek güç, düşük hız (IAS) durumlarında en yüksek seviyededir. Düşük IAS, tork nedeni ile oluşan dönme momentini kontrol edecek kontrol yüzeylerinin karşı koyma gücünü azaltır.

Tork reaksiyonu, zıt dönüslü pervaneler kullanılarak giderilebilir. Aynı şaft üzerinde zıt yönde dönen iki pervanenin ürettiği tork birbirini elimine eder. Pervaneleri aynı yönde dönen küçük çift motorlu uçaklar bir motor arızalanana kadar tork reaksiyonu vermezler. Arıza durumunda ise sola dönüş eğilimi olur. Küçük çift motorlu uçakların zıt istikamette dönen pervaneleri motor arızası durumunda oluşacak tork reaksiyonunu azaltır.

07.01.06.04 JİROSKOPİK ETKİ

Dönen bir pervane jiroskopik özellikler gösterir. Jiroskopik etki üreten karakteristik presiyondur. Jiroskopik presiyon dönen bir diskin kenarına bir kuvvet tatbik edildiği zaman elde edilen reaksiyondur. Bir pervanenin kenarına kuvvet tatbik edildiğinde, dönüş istikametine 90° açıda bir reaksiyonunu gösterir. Aynı şekilde, bir uçağa aşağı veya yukarı yunuslama veya sağa veya sola sapma hareketi yaptırıldığında, dönen pervane diskinin kenarına bir kuvvet tatbik edilmiş olur.

NOT: Jiroskopik etki, uçakların sadece yunuslama ve/veya sapma hareketinde meydana gelir.

Örneğin; saat yönünde dönen pervaneli bir uçağa, burun yukarı yunuslama hareketi yaptırılırsa, ileri bir kuvvetin pervane diskinin alt kısmına tatbik edildiği etki ortaya çıkacaktır. Bu kuvvet dönüş istikametine dik açıda bir kuvvet oluşturacak yani sağa sapma hareketi olacaktır. Jiroskopik etki, pervane diski üzerine uygulanan kuvvetin uygulanma noktası ve yönü dikkate alındığında kolayca anlaşılabılır.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 9/13
---	--	---	--

Pitch aşağı – İleri kuvvet tepede, kuvvet 90° saat dönü istikametinde, sola sapma.

Sola sapma – İleri kuvvet sağda, kuvvet 90° saat dönü istikametinde, yukarı yunuslama.

Sağ sapma – İleri kuvvet solda, kuvvet 90° saat dönü istikametinde, aşağı yunuslama.

Zıt dönüşlü pervaneler varsa bunların yarattığı jiroskopik etkiler birbirini iptal edecektir.

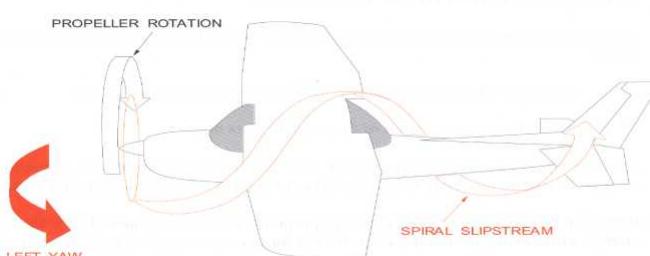
07.01.06.05 SPIRAL SLIPSTREAM ETKİSİ (ŞEKİL: 07.18)

Pervane dönerken geriye doğru hava akımı üretir, buna "slipstream" denir. Bu hava akımı şekil:07.18'de görüldüğü gibi uçak etrafında hareket eder. Bu spiral şeklindeki hava akımı dikey stabilize çevresindeki akışta değişiklik yaratır. Pervanenin dönüş yönünden dolayı (saat yönü) spiral hava akışı dikey stabilizeye soldan etki edecek bu da dikey stabilize üzerinde sağa doğru bir kuvvet yaratacaktır.

Spiral slipstream etkisi uçağa, sola sapma hareketi verir.

Havaya verilen dönü miktarı, motorun gaz ve RPM ine bağlıdır. Spiral slipstream etkisini azaltmak için,

- Zıt yönde dönen pervaneler kullanmak,
- Dikey stabilize üzerinde küçük bir fletner,
- Motor çekiş hattını çok hafif sağa verme,
- Dikey stabilizeye küçük bir miktar ayar vermek.



Şekil: 07.18 Spiral slipstream etkisi

07.01.06.06 ASİMETRİK PAL ETKİSİ

Genelde, pervane şaftı uçağın hückum açısına bağlı olarak uçuş istikametine nazaran yukarı doğrudur. Bu durum sonucunda aşağı doğru giden pervane palleri yukarı doğru gidenlere oranla daha büyük etkili hückum açısında olurlar. Sonuç olarak da aşağı doğru giden pal daha fazla itki sağlar. Pervane diskinin iki tarafındaki çekiş farkı, saat istikametindeki dönülü ve burun yukarı durumdaki pervanelerde sola doğru bir sapma momenti oluşturur.

Asimetrik pal etkisi tam güçte ve düşük hızda (yüksek hückum açısında) en büyütür.

İki motorlu uçaklarda, şayet her iki pervane de aynı istikamette dönüyorrsa, her iki motorun itki kolları farklıdır. Her iki motorun dönü istikameti saat dönü istikametinde ise, sağ motorun çekiş kolu daha büyütür ve buda sol motoru "kritik motor" yapar.

07.01.06.07 ATMOSFERİK ŞARTLARIN ETKİLERİ

Atmosferik basınç ve sıcaklığın değişmesi hava yoğunluğunun değişmesine neden olur. Bu durum;

- Belli bir güç pozisyonunda motor tarafından üretilen gücü,
- Pervane dönüşünün oluşturduğu dirence etki eder.

Yoğunluğun artması, motor gücünü ve pervane sürüklemesini artırır. Motor gücündeki değişiklik, pervane sürüklemesinden daha belirgindir.

Motora ve pervaneye yapılan etkiler birlikte düşünülürse, motor gücü değişimi neticeyi belirleyecektir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 10/13
---	--	---	---

Sabit hatveli pervanenin motoru için;

- a. Yoğunluk yükseldikçe, RPM yükselecek,
- b. Yoğunluk düştükçe, RPM düşecektir.

Şayet pervanelerden üretilen şaft gücü düşünüldüğünde, sadece pervane torkunun dikkate alınmasına ihtiyaç olacaktır. Sabit hatveli pervanelerde RPM' i muhafaza etmek için;

- a) Yoğunluk yükseliyorsa, gücü yükseltmek gerekektir,
- b) Yoğunluk düşüyorsa, gücü düşürmek gerekektir.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 11/13
---	--	---	---

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. As a result of gyroscopic precession, it can be said that:
 - a) any pitching around the longitudinal axis results in a yawing moment
 - b) any yawing around the normal axis results in a pitching moment
 - c) any pitching around the lateral axis results in a rolling moment
 - d) any rolling around the longitudinal axis results in a pitching moment
2. A propeller rotating clockwise as seen from the rear, creates a spiralling slipstream that tends to rotate the aeroplane to the:
 - a) right around the normal axis, and to the left around the longitudinal axis
 - b) right around the normal axis, and to the right around the longitudinal axis
 - c) left around the normal axis, and to the left around the longitudinal axis
 - d) left around the normal axis, and to the right around the longitudinal axis
3. The reason for variations in geometric pitch (twisting) along a propeller blade is that it:
 - a) prevents the portion of the blade near the hub from stalling during cruising flight.
 - b) permits a relatively constant angle of attack along its length when in cruising flight.
 - c) permits a relatively constant angle of incidence along its length when in cruising flight.
 - d) minimises the gyroscopic effect.
4. The Geometric Pitch of a propeller is:
 - a) the distance it would move forward in one revolution if there were no slip.
 - b) the angle the propeller shaft makes to the plane of rotation.
 - c) the distance the propeller actually moves forward in one revolution.
 - d) the angle the propeller chord makes to the relative airflow.
5. Propeller 'slip' is:
 - a) the air stream in the wake of the propeller.
 - b) the amount by which the distance covered in one revolution falls short of the geometric pitch.
 - c) the increase in rpm which occurs during take-off.
 - d) the change of blade angle from root to tip.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 12/13
---	--	---	---

SELF ASSESSMENT QUESTIONS

1. As a result of gyroscopic precession, it can be said that:
 - a) any pitching around the longitudinal axis results in a yawing moment
 - b) any yawing around the normal axis results in a pitching moment
 - c) any pitching around the lateral axis results in a rolling moment
 - d) any rolling around the longitudinal axis results in a pitching moment
2. A propeller rotating clockwise as seen from the rear, creates a spiralling slipstream that tends to rotate the aeroplane to the:
 - a) right around the normal axis, and to the left around the longitudinal axis
 - b) right around the normal axis, and to the right around the longitudinal axis
 - c) left around the normal axis, and to the left around the longitudinal axis
 - d) left around the normal axis, and to the right around the longitudinal axis
3. The reason for variations in geometric pitch (twisting) along a propeller blade is that it:
 - a) prevents the portion of the blade near the hub from stalling during cruising flight.
 - b) permits a relatively constant angle of attack along its length when in cruising flight.
 - c) permits a relatively constant angle of incidence along its length when in cruising flight.
 - d) minimises the gyroscopic effect.
4. The Geometric Pitch of a propeller is:
 - a) the distance it would move forward in one revolution if there were no slip.
 - b) the angle the propeller shaft makes to the plane of rotation.
 - c) the distance the propeller actually moves forward in one revolution.
 - d) the angle the propeller chord makes to the relative airflow.
5. Propeller 'slip' is:
 - a) the air stream in the wake of the propeller.
 - b) the amount by which the distance covered in one revolution falls short of the geometric pitch.
 - c) the increase in rpm which occurs during take-off.
 - d) the change of blade angle from root to tip.

	THY A. O. UÇUŞ EGİTİM AKADEMİ MÜDÜRLÜĞÜ EĞİTİM DÖKÜMANI	Doküman No Revizyon Tarihi Sayfa No	ED.72.UEA.HHD 01 24.04.2008 13/13
---	--	---	---

17. If engine rpm is to remain constant on an engine fitted with a variable pitch propeller, an increase in engine power requires:

- a) a decrease in blade angle.
- b) a constant angle of attack to be maintained to stop the engine from overspeeding.
- c) an increase in blade angle.
- d) the prop control lever to be advanced.

ANSWERS

No	A	B	C	D	REF
1		B			
2				D	
3		B			
4	A				
5		B			
6		B			
7			C		
8		B			
9	A				
10			C		
11		B			
12	A				
13			C		
14	A				
15		B			
16			C		
17			C		