Principle of flight

Dr / mohamed saad

fppt.com

Introduction

Introduction

Stability is the tendency of an aircraft to return to a steady state of flight without any help from the pilot, after being disturbed by an external force.

An aircraft must have the following qualities:

- Adequate stability to maintain a uniform flight condition.
- The ability to recover from various disturbing influences.
- Sufficient stability to minimize the workload of the pilot.
- Proper response to the controls so that it may achieve its design performance with adequate manoeuvrability.

There are two broad categories of stability, **static** and **dynamic**. Dynamic stability will be considered later.

fppt.com

STATIC Stability

Static Stability

An aircraft is in a state of equilibrium (trim) when the sum of all forces is zero **and** the sum of all moments is zero; there are no accelerations and the aircraft will continue in steady flight. If equilibrium is disturbed by a gust, or deflection of the controls, the aircraft will experience accelerations due to an unbalance of moments or forces.

The type of **static stability** an aircraft possesses is defined by its **initial tendency**, following the removal of some disturbing force.

- **Positive static stability** (or static stability) exists if an aircraft is disturbed from equilibrium and has the tendency to return to equilibrium.
- **Neutral static stability** exists if an aircraft is subject to a disturbance and has neither the tendency to return nor the tendency to continue in the displacement direction.
- **Negative static stability** (or static instability) exists if an aircraft has a tendency to continue in the direction of disturbance.

ppt.com

Dynamic Stability

Positive Dynamic Stability:

The aircraft oscillations reduce over time, eventually returning to equilibrium.

Neutral Dynamic Stability:

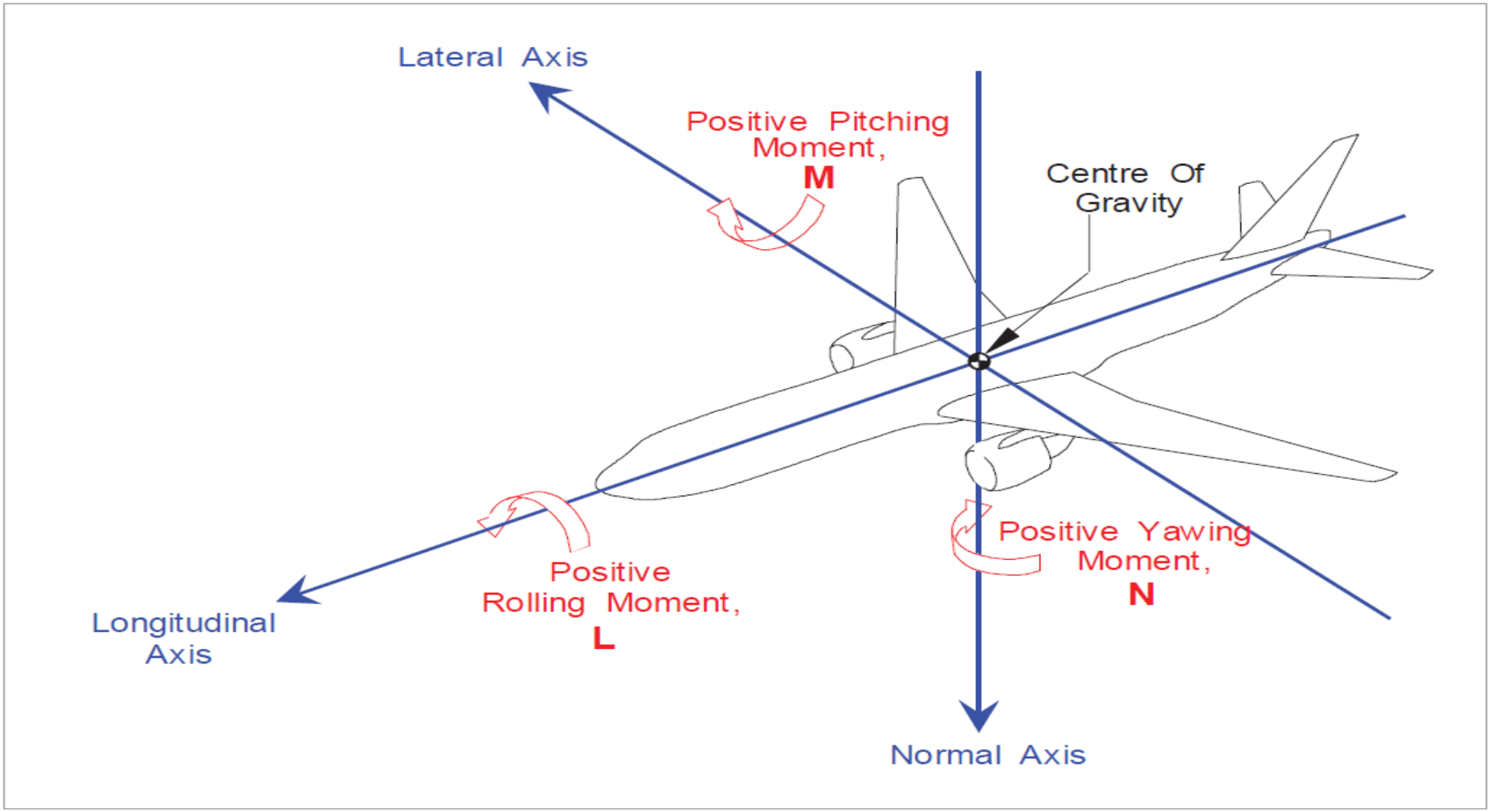
The oscillations continue indefinitely at the same magnitude.

Negative Dynamic Stability:

The oscillations grow over time, leading to loss of control.

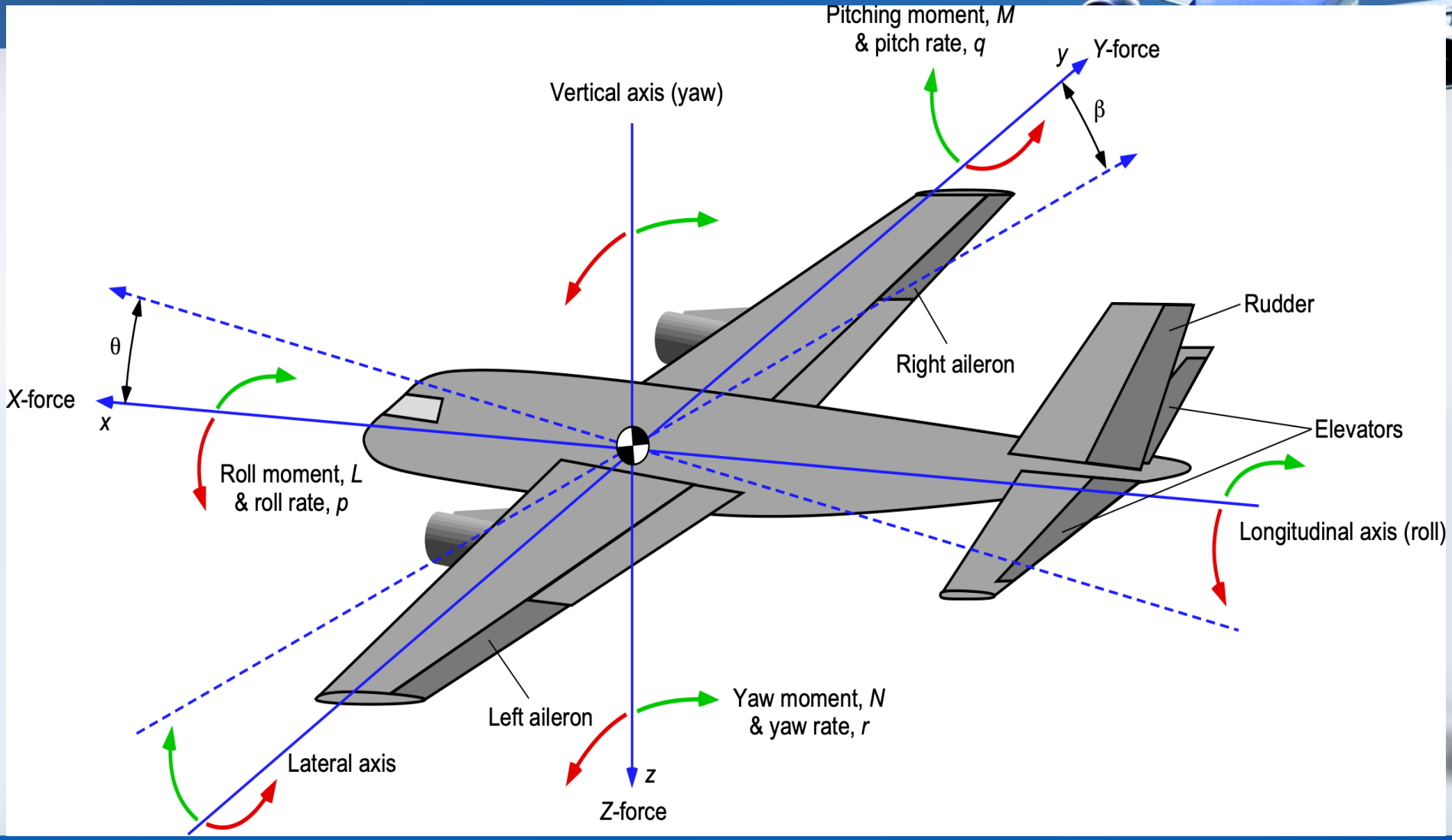
fppt.com

AXES ON AIRCRAFT



fppt.com

AXES ON AIRCRAFT



fppt.com

Stability Types in Different Axes

Longitudinal Stability (Pitch Stability)

– Controlled by the horizontal stabilizer, ensuring stability in the nose-up/nose-down motion.

Lateral Stability (Roll Stability)

– Managed by wing dihedral, sweepback, and keel effect, preventing uncontrolled rolling.

Directional Stability (Yaw Stability)

– Provided by the vertical stabilizer, ensuring the aircraft remains aligned with the flight path.

fppt.com

Static Longitudinal Stability

يتعلق **بقدرة الطائرة على المحافظة أو العودة إلى وضع الاتزان حول محور الميل الطولي Pitch Axis** بعد حدوث اضطراب مثل زيادة أو نقصان **زاوية الهجوم Angle of Attack**

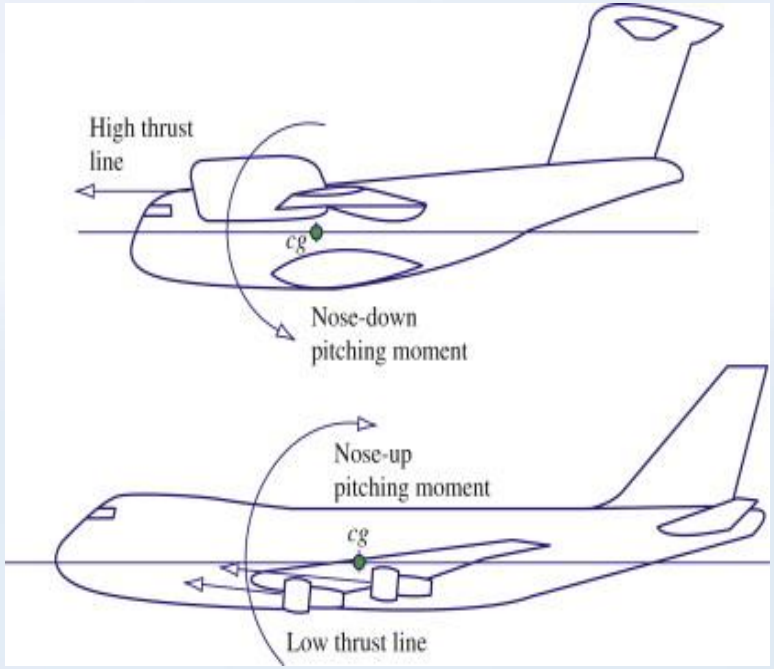
ينقسم إلى **ثلاثة أنواع رئيسية**:

- **Positive Longitudinal Stability**
- Neutral Longitudinal Stability
- Negative Longitudinal Stability

fppt.com

Positive Longitudinal Stability

هو الحالة التي تميل فيها الطائرة للعودة تلقائياً إلى وضع الاتزان الأصلي بعد الاضطراب.



الفكرة

إذا حدث اضطراب أدى إلى زيادة زاوية الهجوم:

- يتولد عزم خافض للمقدمة (Nose-Down Moment)
- فتعود الطائرة إلى زاوية الهجوم الأصلية.

وإذا انخفضت زاوية الهجوم:

- يتولد عزم رافع للمقدمة (Nose-Up Moment)
- فترجع الطائرة أيضًا إلى وضع الاتزان.

الخصائص

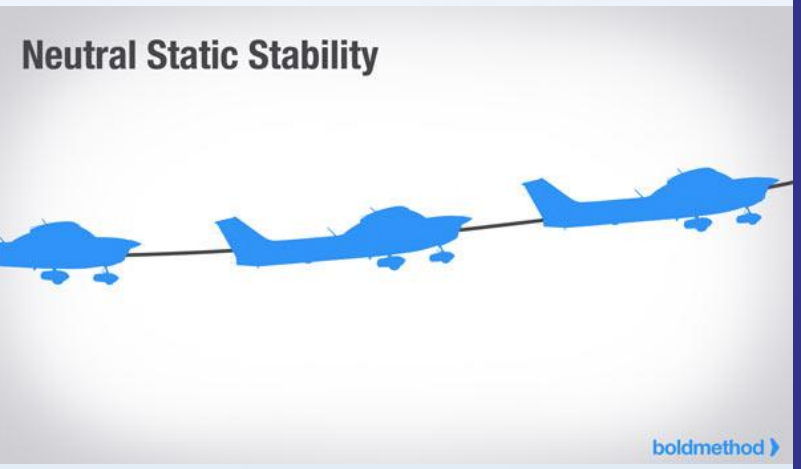
- الطائرة مستقرة وسهلة التحكم.
- يحتاج الطيار قوة أكبر لتغيير وضع الطائرة.
- يستخدم في الطائرات التدريبية والنقل.

مثال

- معظم الطائرات المدنية مثل Boeing وAirbus مصممة بدرجة استقرار موجب.

fppt.com

Neutral Longitudinal Stability



في هذه الحالة لا تميل الطائرة للعودة إلى وضعها الأصلي ولا للابتعاد عنه بعد حدوث اضطراب.

الفكرة

عند تغير زاوية الهجوم:

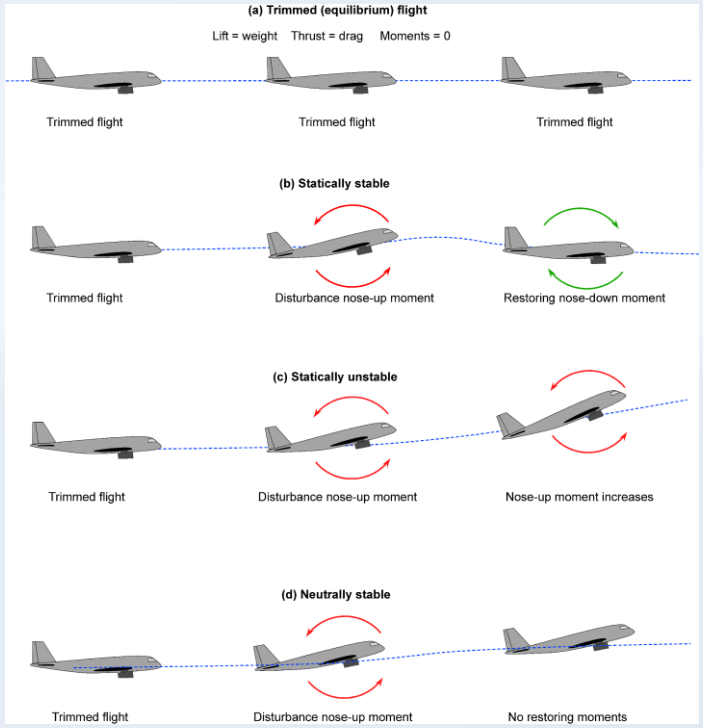
- لا يتولد عزم يعيد الطائرة
- تبقى الطائرة في الوضع الجديد.

الخصائص

- الطائرة محايدة الاستقرار.
- تحتاج تدخل الطيار للحفاظ على الوضع المطلوب.
- تعتبر حالة حدية بين الاستقرار وعدم الاستقرار.

fppt.com

NEGATIVE Longitudinal Stability



في هذه الحالة **تبتعد الطائرة أكثر عن وضع الاتزان بعد حدوث الاضطراب.**

الفكرة

إذا زادت زاوية الهجوم:

- يتولد **عزم رافع للمقدمة (Nose-Up Moment)**
- فتزداد زاوية الهجوم أكثر.

وإذا انخفضت:

- يتولد **عزم خافض للمقدمة**
- فتستمر في الابتعاد عن الوضع الأصلي.

الخصائص

- **الطائرة غير مستقرة طبيعيًا.**
- تحتاج **نظام تحكم إلكتروني مستمر.**
- تعطي **قدرة مناورة عالية جدًا.**

مثال

- كثير من **الطائرات المقاتلة الحديثة** مثل:
  - F-16
  - Rafale
  - Eurofighter

تستخدم **الاستقرار السالب مع نظام Fly-by-Wire** لزيادة المناورة.

fppt.com

STATIC MARGIN

Static Margin :

Static Margin هو أهم مؤشر يستخدمه مهندسو الطيران لقياس **درجة الاستقرار الطولي**.

التعريف

هو المسافة بين:

- **Neutral Point**
- **Center of Gravity**

كنسبة من **Mean Aerodynamic Chord (MAC)**.

المعادلة

$$Static\ Margin = \frac{X_{NP} - X_{CG}}{MAC}$$

حيث:

الرمز	المعنى
X_{NP}	موقع Neutral Point
X_{CG}	موقع مركز الثقل
MAC	متوسط الوتر الهوائي للجناح

fppt.com

STATIC MARGIN

تفسير النتائج

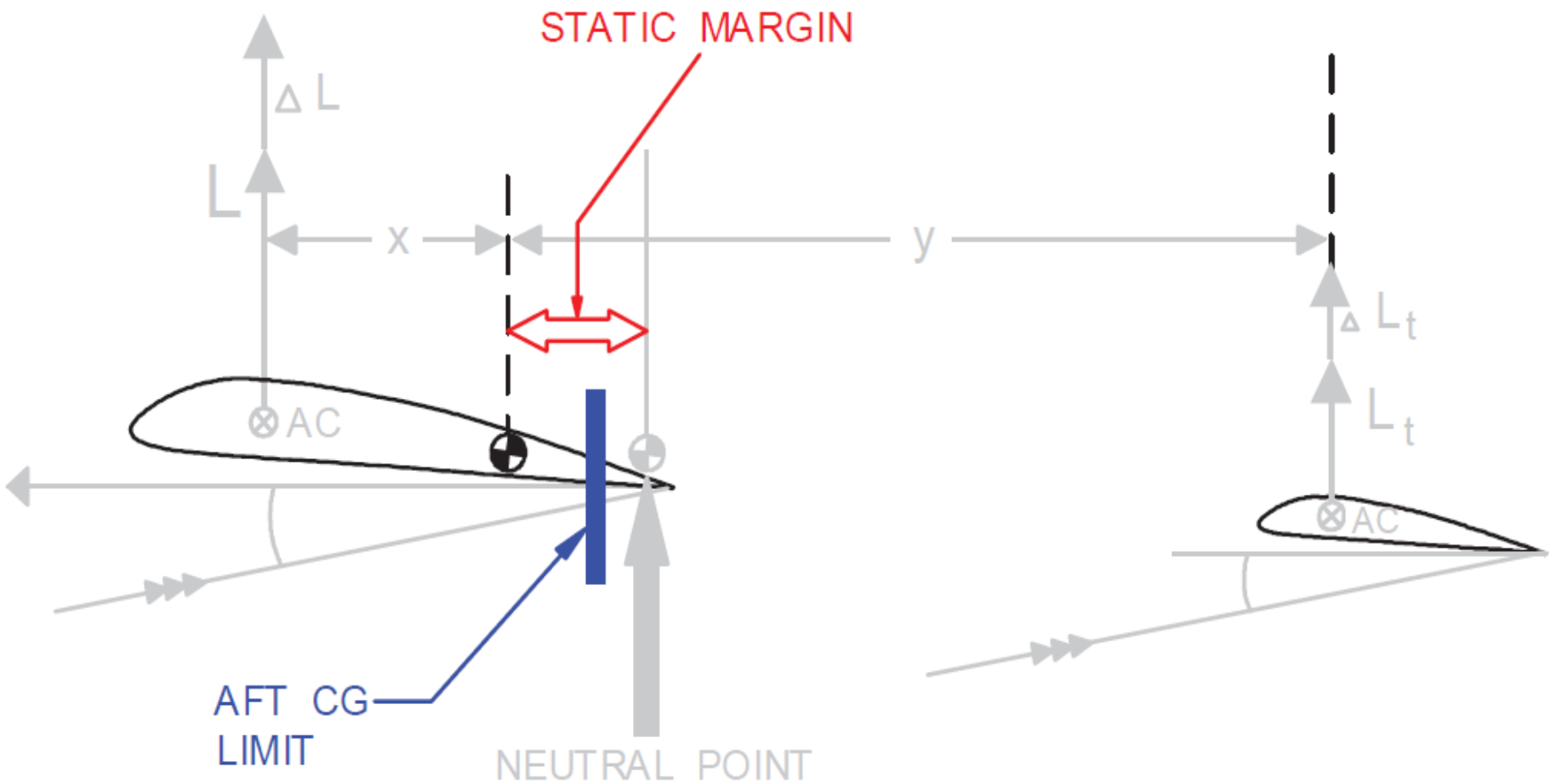
Static Margin	حالة الطائرة
موجب	الطائرة مستقرة
صفر	استقرار متعادل
سالب	الطائرة غير مستقرة

القيم المعتادة

نوع الطائرة	Static Margin
طائرات نقل مدني	15% – 5%
طائرات تدريب	20% – 10%
طائرات مقاتلة	0% إلى -5%

fppt.com

STATIC MARGIN



fppt.com

NEUTRAL POINT

Neutral Point هي:

> تصبح الطائرة ذات **استقرار طولي متعادل** (CG) النقطة على طول جسم الطائرة التي إذا وُضع عندها **مركز الثقل** **(Neutral Longitudinal Stability)**.

بمعنى آخر:

فإن الطائرة **لن تعود إلى وضعها الأصلي ولن تبتعد عنه** بل **(Angle of Attack)** عند حدوث اضطراب يغير **زاوية الهجوم** تبقى في الوضع الجديد.

الفكرة الفيزيائية لنقطة التعادل

في الطائرة يوجد **مصدران رئيسيان للعزم الطولي**:

1. **الجناح (Wing)**
2. **الذيل الأفقي (Horizontal Tail)**

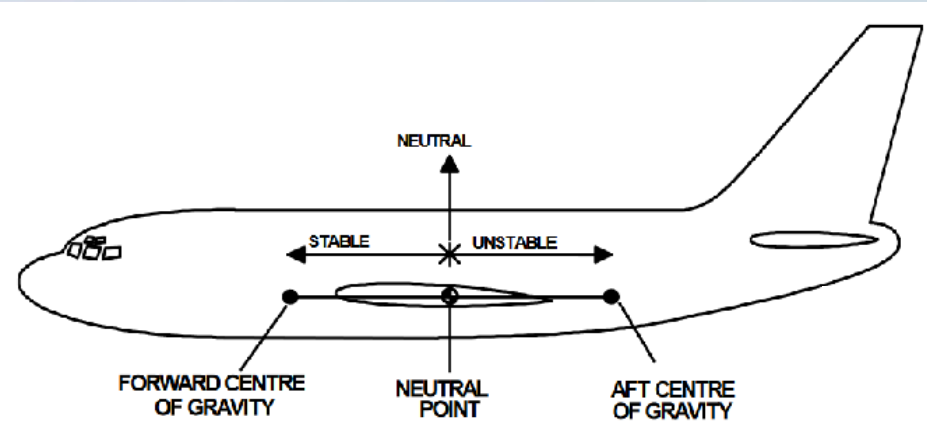
كل منهما يولد **عزم** **Pitch Moment** حول مركز الثقل.

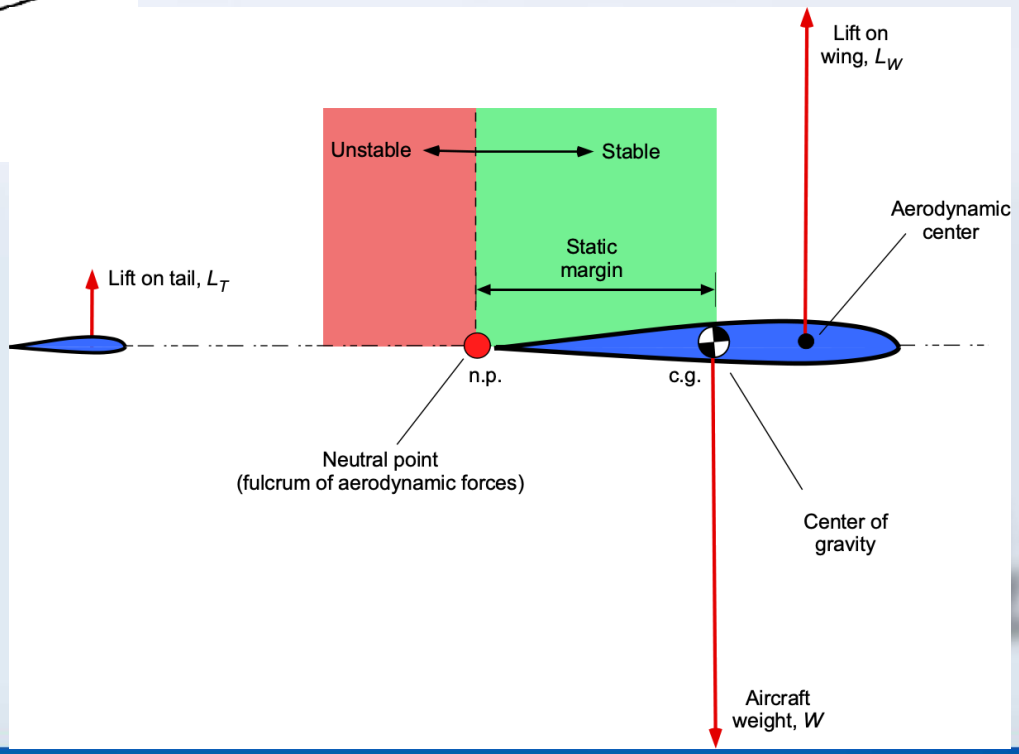
عند **Neutral Point**:

- تأثير الجناح والذيل **يتوازن تمامًا**.
- التغير في زاوية الهجوم **لا ينتج عنه عزم يعيد الطائرة**.

fppt.com

NEUTRAL POINT





fppt.com

NEUTRAL POINT

معادلة Neutral Point للطائرة

المعادلة المستخدمة في تصميم الطائرات هي:

$$X_{NP} = X_{AC_w} + \frac{a_t}{a_w} V_H (1 - \epsilon)$$

ثالثاً: تفسير رموز المعادلة

الرمز	المعنى
X_{NP}	موقع نقطة التعادل
X_{AC_w}	موقع المركز الهوائي للجناح
a_w	ميل منحنى الرفع للجناح
a_t	ميل منحنى الرفع للذيل
V_H	معامل حجم الذيل الأفقي
ϵ	معامل تأثير Downwash

معامل حجم الذيل الأفقي (Tail Volume Ratio)

يُحسب من العلاقة:

$$V_H = \frac{S_t L_t}{S_w MAC}$$

حيث:

الرمز	المعنى
S_t	مساحة الذيل الأفقي
S_w	مساحة الجناح
L_t	المسافة بين CG والذيل
MAC	متوسط الوتر الهوائي

fppt.com

المعادلة توضح أن **موقع Neutral Point** يعتمد على أربعة عوامل رئيسية:

1 موقع المركز الهوائي للجناح

غالباً يكون:

$$25\% MAC$$

أي عند **ربع الوتر الهوائي**.

---

2 قوة الذيل الأفقي

كلما كان:

- الذيل أكبر
- أو أبعد عن الجناح

← يزيد تأثيره على الاستقرار.

---

3 Downwash Effect

الجناح يولد تيار هوائي متجه للأسفل يسمى:

Downwash

وهذا يقلل زاوية الهجوم الفعلية على الذيل.

ولهذا يظهر العامل:

4 نسبة كفاءة الذيل إلى الجناح

المعامل:

$$\frac{a_t}{a_w}$$

يمثل **كفاءة الذيل مقارنة بالجناح**.

fppt.com

NEUTRAL POINT

نفترض:

المعطى	القيمة
X_{AC_w}	MAC 0.25
a_t/a_w	0.9
V_H	0.8
ϵ	0.3

المعادلة:

$$X_{NP} = 0.25 + (0.9 \times 0.8 \times (1 - 0.3))$$

$$X_{NP} = 0.25 + (0.9 \times 0.8 \times 0.7)$$

$$X_{NP} = 0.25 + 0.504$$

$$X_{NP} = 0.754MAC$$

أي أن Neutral Point تقع عند 75% من الوتر الهوائي.

fppt.com

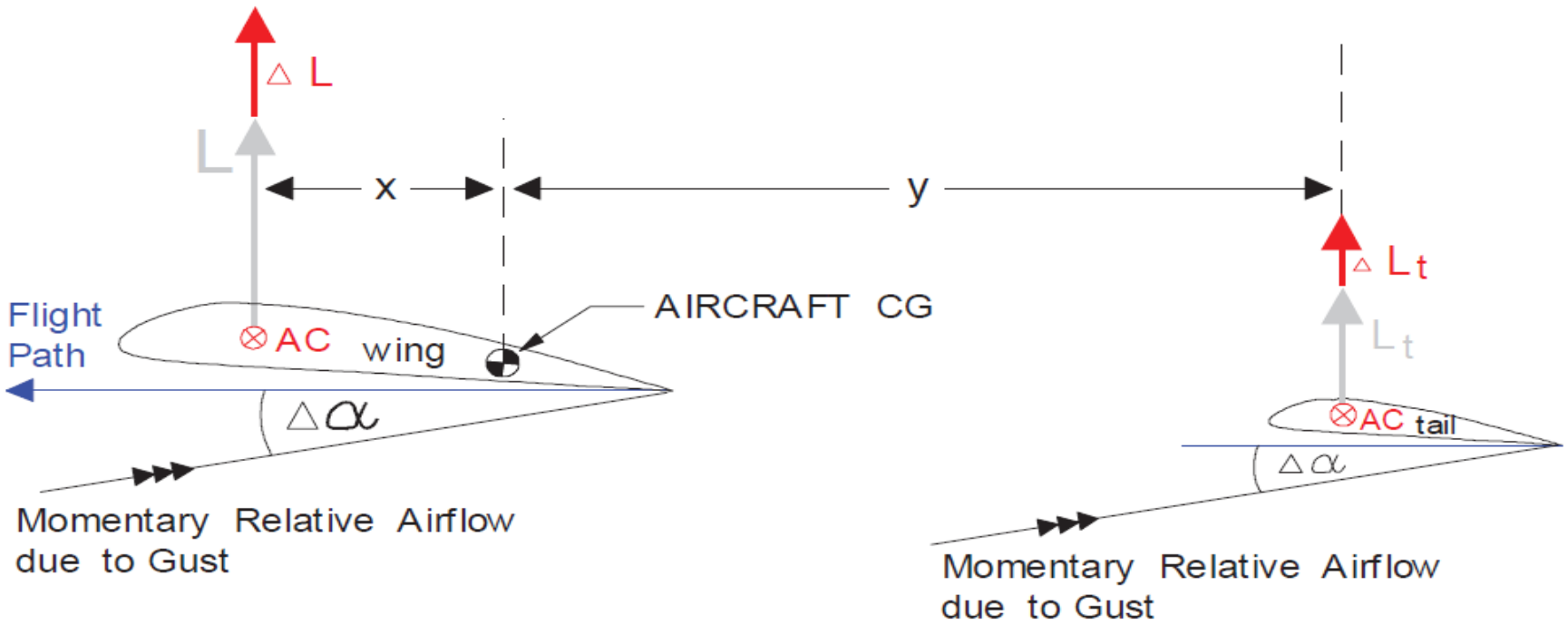
الحالة	النتيجة
CG أمام NP	الطائرة مستقرة
CG عند NP	استقرار متعادل
CG خلف NP	الطائرة غير مستقرة

ثالثاً: الفرق الأساسي بين CP و AC

الخاصية	Center of Pressure	Aerodynamic Center
التعريف	نقطة تأثير الرفع الكلي	نقطة يكون عندها العزم ثابت
الحركة	يتحرك مع زاوية الهجوم	ثابت تقريباً
الاستخدام	مفهوم فيزيائي	يستخدم في التصميم والتحليل
الموقع	يتغير	≈ 25% من الوتر

fppt.com

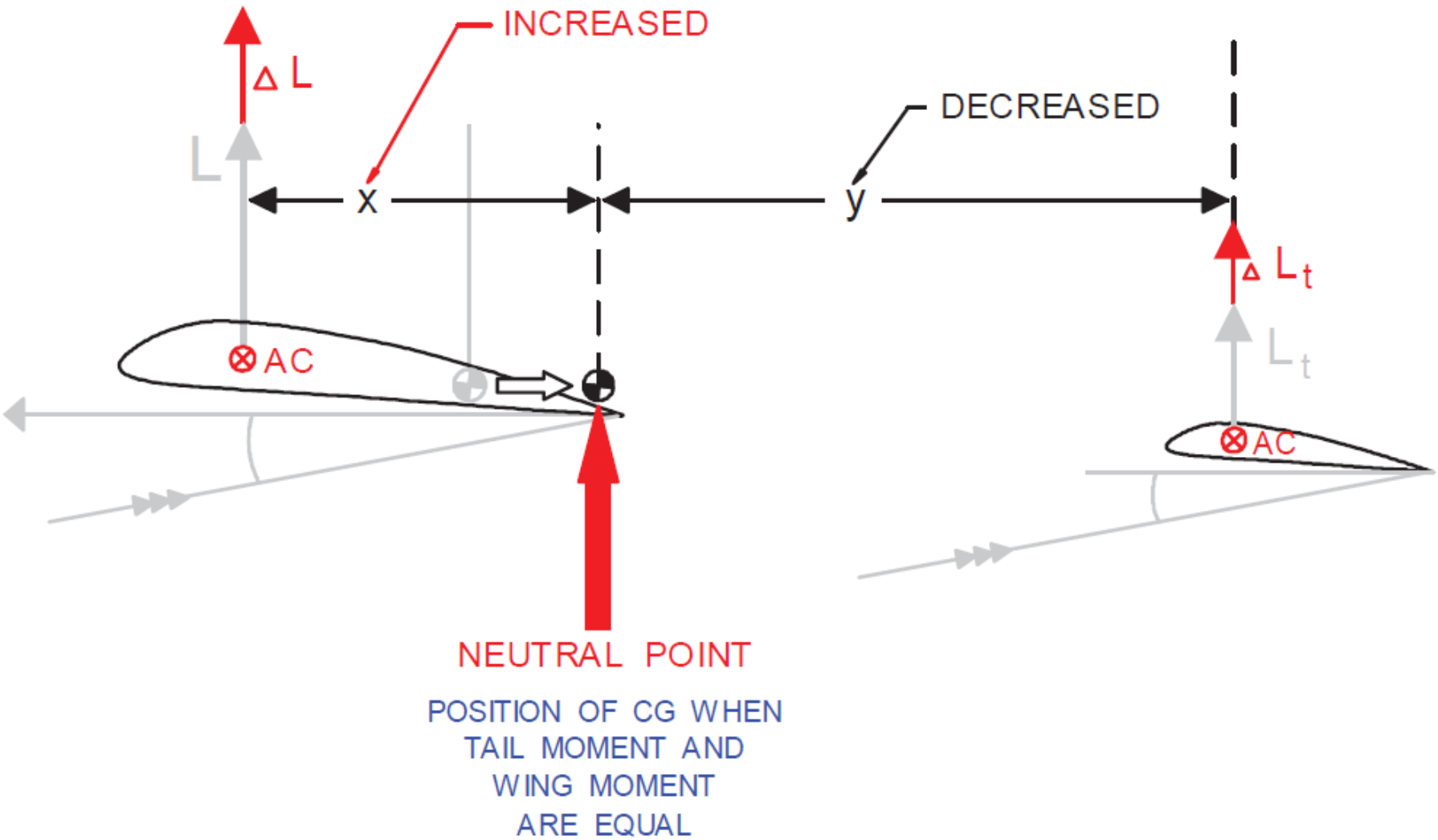
Longitudinal Stability



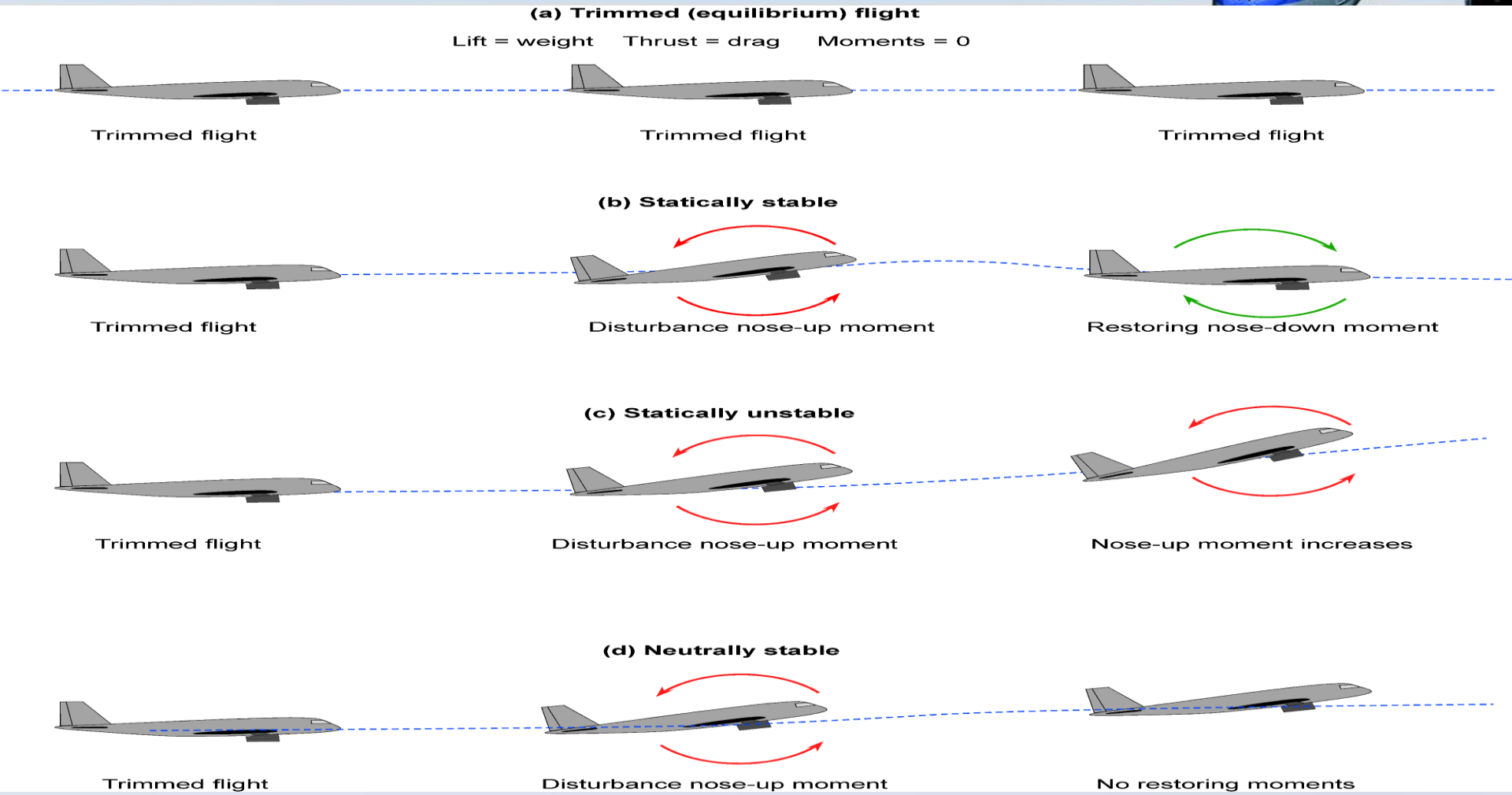
△α	=	Change in angle of attack due to gust	L_t	=	Tailplane lift
AC	=	Aerodynamic Centre	$\triangle L_t$	=	Change in tailplane lift
L	=	Wing lift	x	=	Arm from wing AC to aircraft CG
△ L	=	Change in wing lift	y	=	Arm from tailplane AC to aircraft CG

fppt.com

Longitudinal Stability



ippt.com


(a) Trimmed (equilibrium) flight
Lift = weight Thrust = drag Moments = 0
Trimmed flight
Trimmed flight
Trimmed flight
(b) Statically stable
Trimmed flight
Disturbance nose-up moment
Restoring nose-down moment
(c) Statically unstable
Trimmed flight
Disturbance nose-up moment
Nose-up moment increases
(d) Neutrally stable
Trimmed flight
Disturbance nose-up moment
No restoring moments

fppt.com

DYNAMICE STABILITY

تعريف الاستقرار الديناميكي (Dynamic Stability)

الاستقرار الديناميكي هو:

قدرة الطائرة على العودة إلى حالة الاتزان مع مرور الزمن بعد تعرضها لاضطراب، مع دراسة كيفية تغير حركة الطائرة مع الزمن.

بمعنى آخر:

هو **سلوك الطائرة مع الزمن بعد حدوث اضطراب** مثل هبة هواء أو حركة مفاجئة في زاوية الطيران.

فإذا تعرضت الطائرة لاضطراب وبدأت في التذبذب حول وضع الاتزان، فإن الاستقرار الديناميكي يحدد **هل ستقل هذه التذبذبات أم تبقى ثابتة أم تزداد مع الزمن.**

fppt.com

الاستقرار الديناميكي للطائرة (Dynamic Stability) ✈

الاستقرار الديناميكي يختلف عن الاستقرار الساكن.

فبينما يهتم **الاستقرار الساكن (Static Stability)** بالاستجابة الأولية للطائرة بعد تعرضها لاضطراب، فإن **الاستقرار الديناميكي (Dynamic Stability)** يهتم **بكيفية تطور حركة الطائرة مع الزمن بعد هذا الاضطراب**.

تعريف الاستقرار الديناميكي

الاستقرار الديناميكي هو **وصف حركة الطائرة مع مرور الزمن بعد خروجها من حالة الاتزان**.

أي أنه يدرس:

- كيف تتحرك الطائرة بعد الاضطراب.
- هل تعود إلى حالة الاتزان أم تبتعد عنها.
- كيف يتغير مقدار الاهتزاز أو الحركة مع الزمن.

الفكرة الأساسية

إذا تعرضت الطائرة لاضطراب (مثل هبة هواء أو تغيير مفاجئ في زاوية الهجوم)، فإنها ستتحرك بطريقة معينة مع الزمن
تاريخ الحركة مع الزمن (Time History of Motion) هو الذي يحدد نوع الاستقرار الديناميكي.

الاستقرار الديناميكي الموجب (Positive Dynamic Stability)

تُعتبر الطائرة ذات **استقرار ديناميكي موجب** عندما:

- تقل **سعة الحركة أو الاهتزاز (Amplitude)** تدريجيًا مع الزمن.
- تعود الطائرة تدريجيًا إلى حالة الاتزان.

بمعنى أن الحركة **تتلاشى تدريجيًا حتى تستقر الطائرة مرة أخرى**.

fppt.com

DYNAMICE STABILITY

(Positive Dynamic Stability)

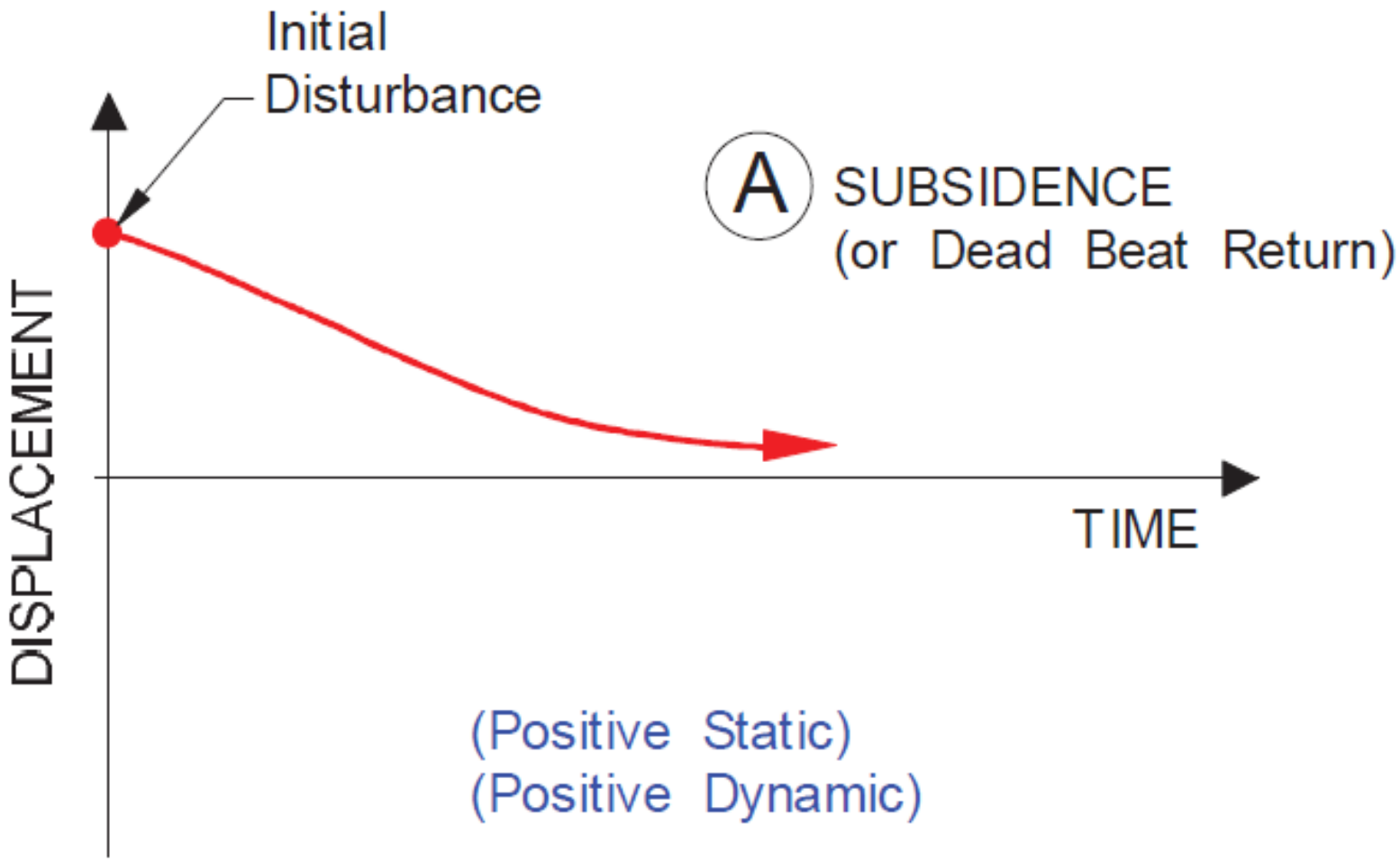
خصائصه:

- تقل سعة التذبذب تدريجياً مع الزمن.
- تعود الطائرة في النهاية إلى حالة الاتزان.

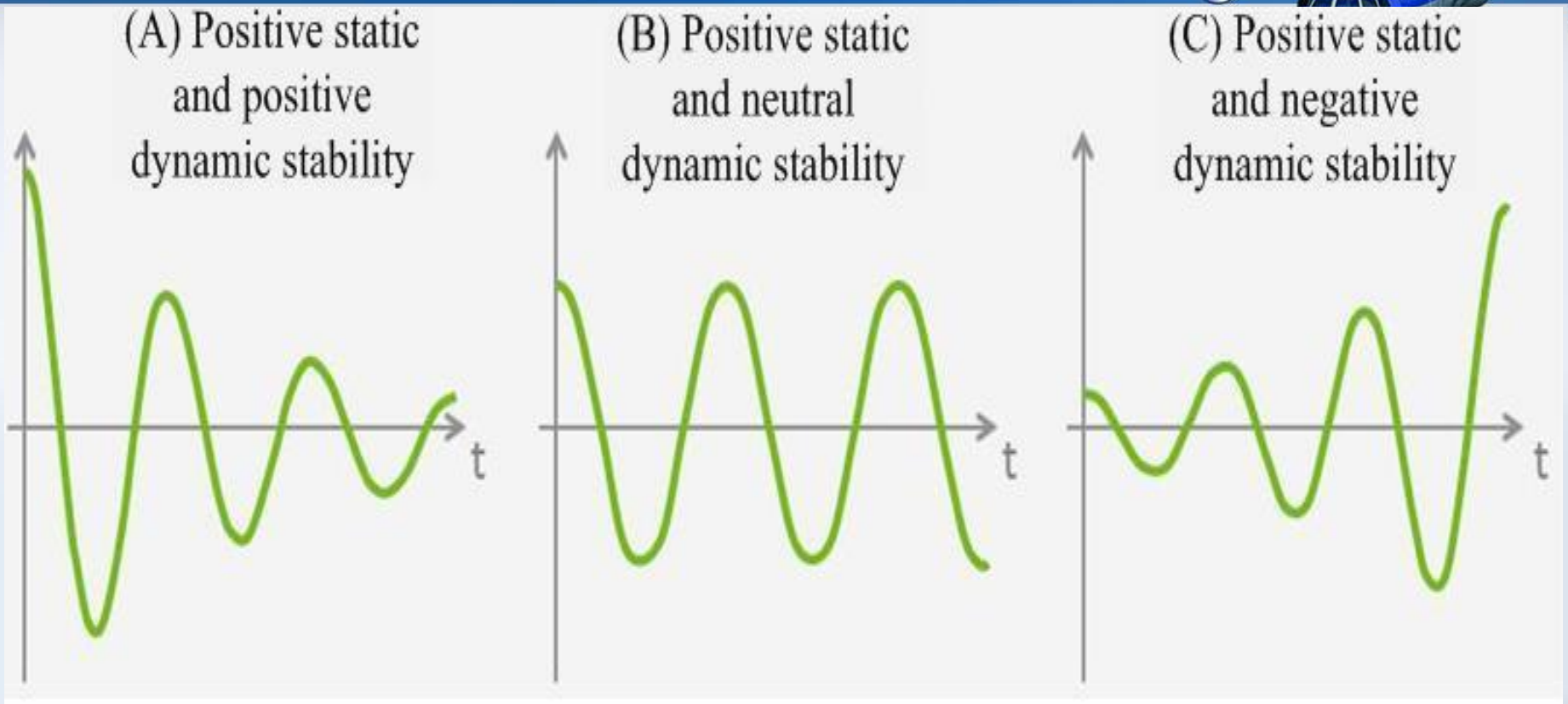
مثال:

إذا ارتفعت مقدمة الطائرة ثم بدأت بالاهتزاز، فإن هذه الاهتزازات **تتناقص تدريجياً حتى تستقر الطائرة**.

fppt.com


Initial
Disturbance
A
SUBSIDENCE
(or Dead Beat Return)
DISPLACEMENT
TIME
(Positive Static)
(Positive Dynamic)

fppt.com


(A) Positive static and positive dynamic stability
t
(B) Positive static and neutral dynamic stability
t
(C) Positive static and negative dynamic stability
t

fppt.com

DYNAMICE STABILITY

(Neutral Dynamic Stability)

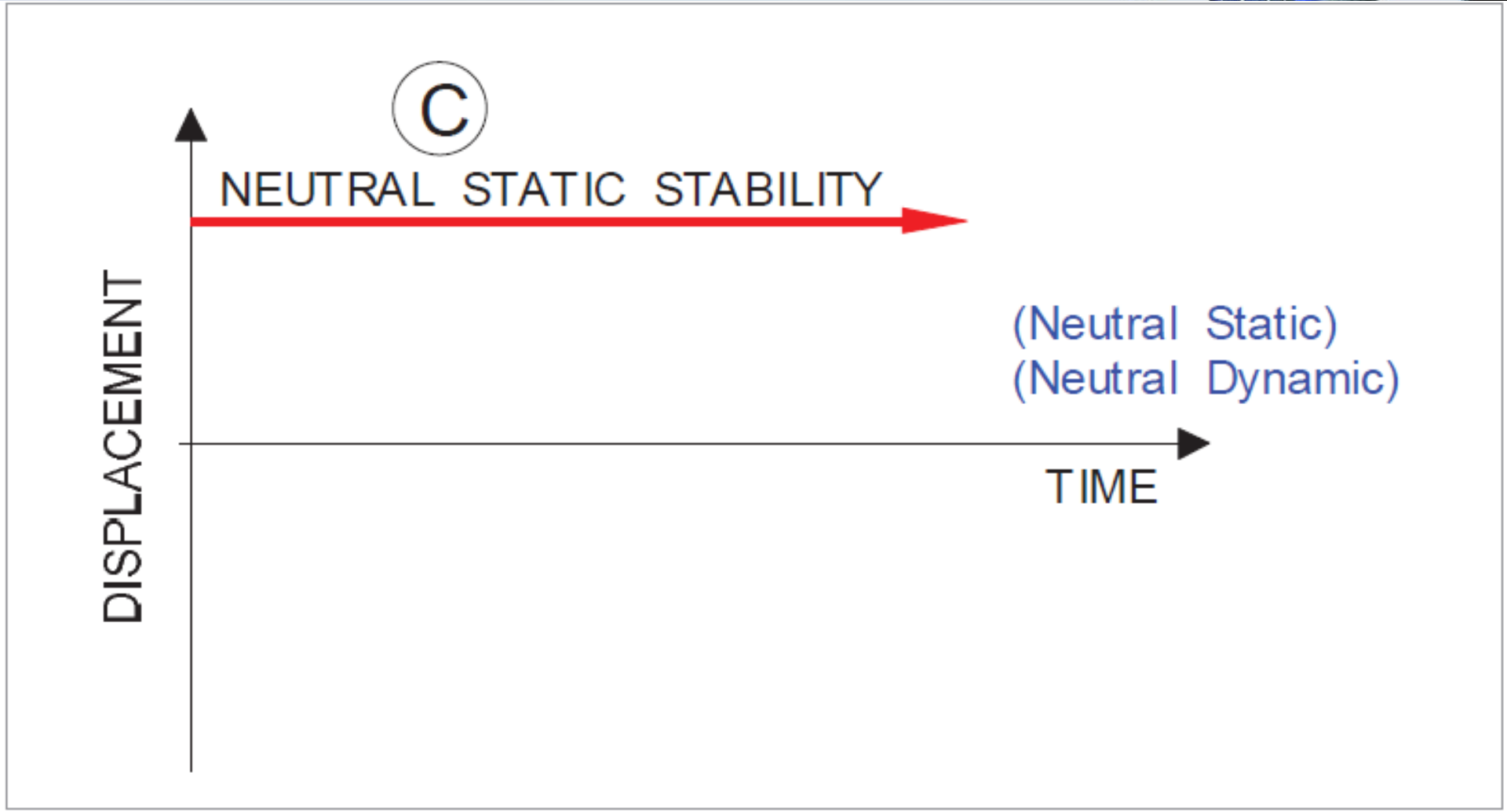
خصائصه:

- تبقى سعة التذبذب **ثابتة مع الزمن**.
- الطائرة لا تعود إلى وضع الاتزان ولا تبتعد عنه.

مثال:

تستمر الطائرة في التذبذب **بنفس السعة دون زيادة أو نقصان**.

fppt.com


C
NEUTRAL STATIC STABILITY
(Neutral Static)
(Neutral Dynamic)
DISPLACEMENT
TIME

fppt.com

DYNAMICE STABILITY

(Negative Dynamic Stability)

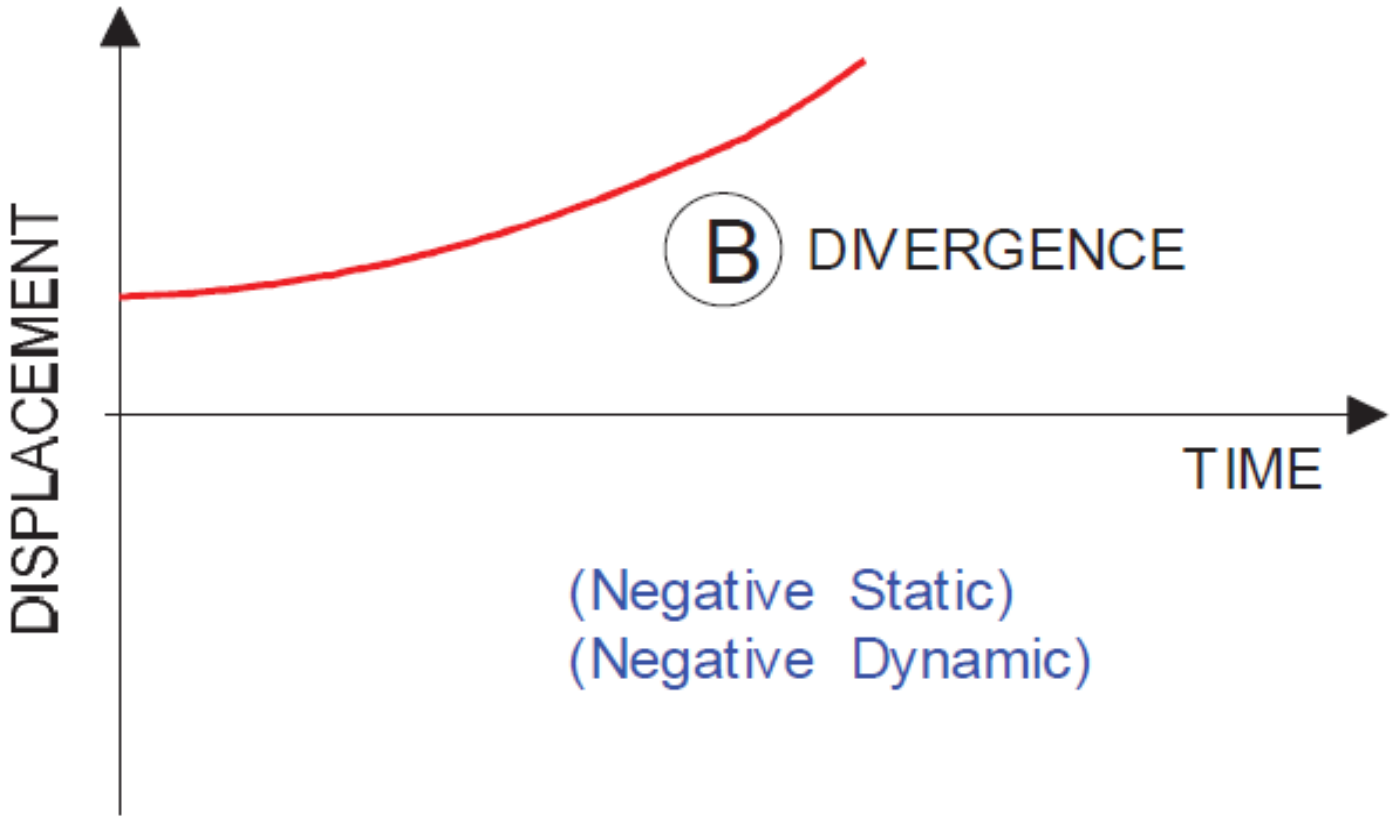
خصائصه:

- تزداد سعة التذبذب مع الزمن.
- تبتعد الطائرة تدريجياً عن حالة الاتزان.

مثال:

بعد الاضطراب تبدأ الاهتزازات **بالازدياد حتى تصبح الطائرة غير مستقرة**.

fppt.com


DISPLACEMENT
B DIVERGENCE
TIME
(Negative Static)
(Negative Dynamic)

fppt.com

العوامل التي تؤثر على الاستقرار الديناميكي للطائرة Dynamic Stability

الاستقرار الديناميكي للطائرة يتأثر بعدة عوامل تصميمية وأيروديناميكية تؤثر على **سلوك الطائرة مع الزمن بعد حدوث اضطراب**. أهم هذه العوامل هي:

Center of Gravity – CG

يعد **موقع مركز الثقل** من أهم العوامل المؤثرة في الاستقرار.

- **تقدم CG للأمام**
  - يزيد الاستقرار الديناميكي.
  - يقلل من قابلية التحكم بالطائرة.
- **رجوع CG للخلف**
  - يقلل الاستقرار.
  - قد يجعل الطائرة غير مستقرة

fppt.com

العوامل التي تؤثر على الاستقرار الديناميكي للطائرة Dynamic Stability

(Horizontal Tail Size)

الذيل الأفقي مسؤول عن **استقرار الطائرة حول محور.Pitch**

- كلما **زاد حجم الذيل الأفقي**
- زادت قدرة الطائرة على تصحيح وضعها.
- زاد الاستقرار الديناميكي

(Tail Moment Arm)

وهي المسافة بين:

مركز الثقل CG والذيل الأفقي

كلما **زادت هذه المسافة**:

- زادت فعالية الذيل
- زاد الاستقرار الديناميكي للطائرة.

fppt.com

العوامل التي تؤثر على الاستقرار الديناميكي للطائرة Dynamic Stability

ثالثاً: خصائص الجناح الإيروديناميكية

الجناح يؤثر مباشرة على سلوك الطائرة بعد الاضطراب.

أهم الخصائص

1. ميل منحنى الرفع
Lift Curve Slope

كلما كان الميل أكبر
← زادت حساسية الطائرة للتغير في زاوية الهجوم.

2. شكل الجناح
- Wing Sweep
- Aspect Ratio
- Wing Taper

هذه العوامل تؤثر على:
- الاستقرار الجانبي
- الاستقرار الاتجاهي

3. موقع الجناح بالنسبة للجسم
- High Wing
يزيد الاستقرار الجانبي.
- Low Wing
يقلل الاستقرار الجانبي نسبيًا.

fppt.com

العوامل التي تؤثر على الاستقرار الديناميكي للطائرة Dynamic Stability

العامل	التأثير
موقعCG	العامل الأهم في الاستقرار الطولي
حجم الذيل الأفقي	يزيد عزم الاستقرار
خصائص الجناح	تؤثر على الاستقرار الجانبي والطولي
Aerodynamic Damping	يقلل الاهتزاز
توزيع الكتلة	يؤثر على التردد والاستجابة
سرعة الطيران	تغير القوى الإيروديناميكية
الذيل الرأسي	يحسن الاستقرار الاتجاهي
أنظمة التحكم	تزيد والاستقرار damping

fppt.com

Longitudinal dynamic stability

Longitudinal Dynamic Stability

تتعلق دراسة **الاستقرار الديناميكي الطولي** بالاستجابة الزمنية للطائرة بعد تعرضها لاضطراب، أي **كيف يتغير مقدار الانحراف (سعة الحركة) مع الزمن بعد حدوث الاضطراب.**

وفقًا للتعريف السابق

- يوجد **استقرار ديناميكي (Dynamic Stability)** عندما **تتناقص سعة الحركة مع الزمن.**
- يوجد **عدم استقرار ديناميكي (Dynamic Instability)** عندما **تزداد سعة الحركة مع الزمن.**

يجب أن تُظهر الطائرة **استقرارًا ديناميكيًا موجبًا** بالنسبة للحركات الطولية الرئيسية.

بالإضافة إلى ذلك، يجب أن تمتلك الطائرة **درجة معينة من الاستقرار الطولي** بحيث **تقل سعة الحركة بمعدل معين مع الزمن.**

عادة يتم تحديد درجة الاستقرار الديناميكي المطلوبة بواسطة **الزمن اللازم لانخفاض سعة الحركة إلى نصف قيمتها الأصلية**، ويسمى ذلك:

زمن التخميد إلى نصف السعة

(Time to Damp to Half-Amplitude)

fppt.com

Longitudinal dynamic stability

المتغيرات الرئيسية في الحركة الطولية للطائرة

المتغيرات الأساسية التي تتحكم في الحركة الطولية هي:

1. **زاوية وضع الطائرة (Pitch Attitude)**

   وهي زاوية ميل جسم الطائرة بالنسبة للأفق.

2. **زاوية الهجوم (Angle of Attack)**

   وهي الزاوية بين اتجاه الهواء القادم ومحور الجناح.

   وتختلف عن زاوية الميل بمقدار **زاوية مسار الطيران (Flight Path Angle)**.

3. **السرعة الحقيقية للطائرة**

   True Airspeed (TAS)

fppt.com

Longitudinal dynamic stability

أنماط الاستقرار الديناميكي الطولي للطائرة

Longitudinal Dynamic Stability Modes

عند دراسة **الحركة الطولية للطائرة** يظهر نمطان أساسيان من الاهتزازات الديناميكية، وهما:

1. الاهتزاز طويل الدورة (Phugoid Mode)
2. الحركة قصيرة الدورة (Short Period Mode)

كلاهما يمثل استجابة الطائرة بعد اضطراب في الحركة الطولية.

fppt.com

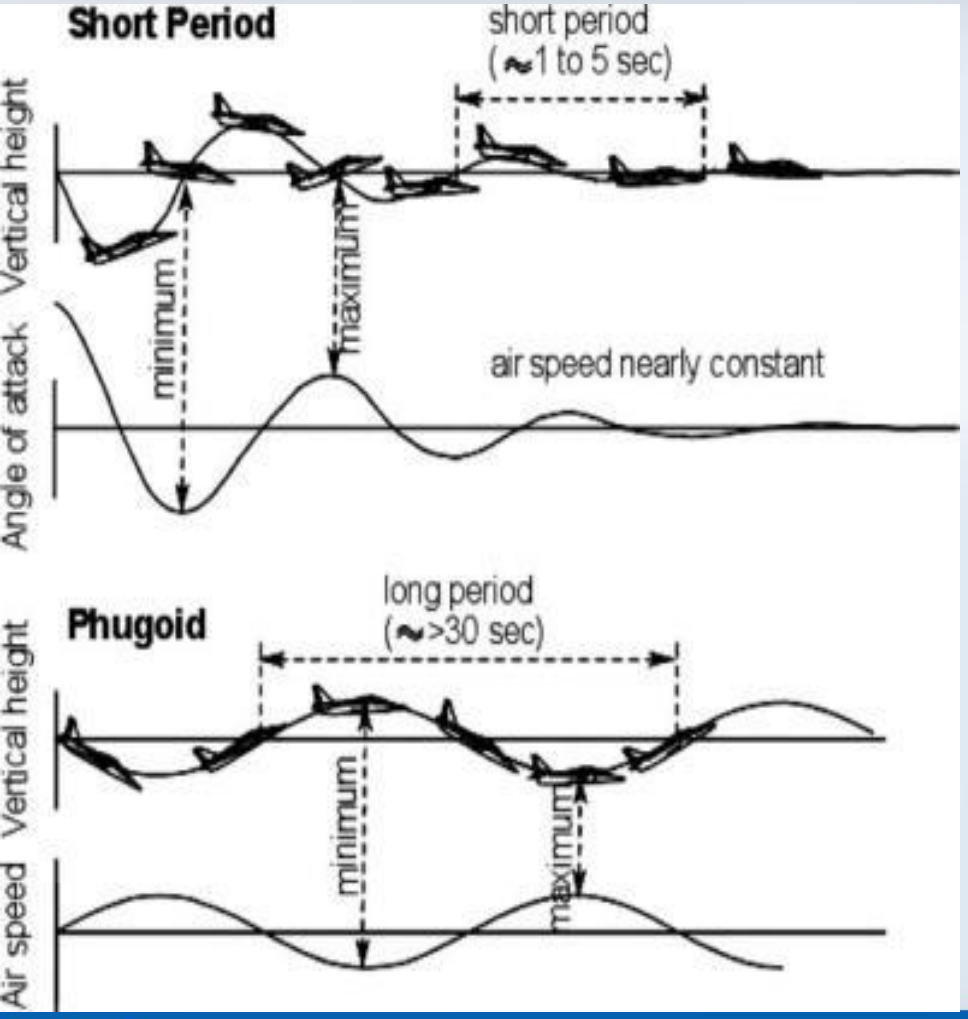
Longitudinal dynamic stability

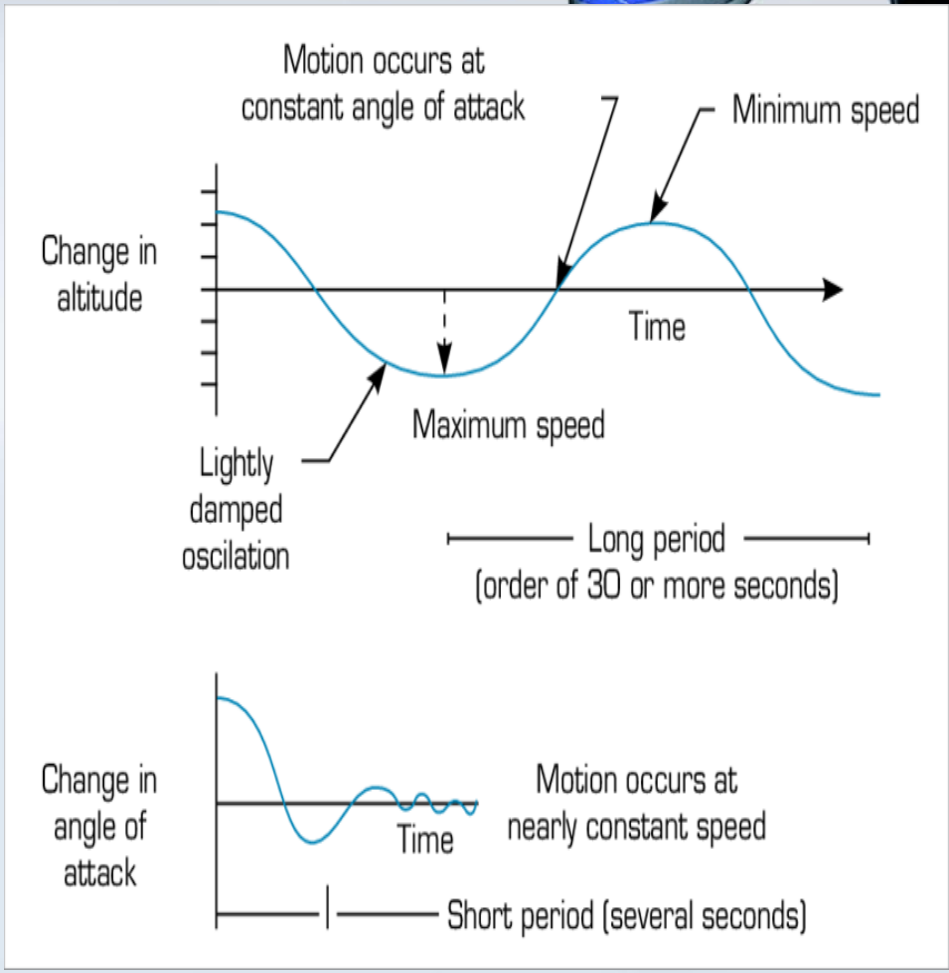
الحركة الطولية للطائرة تتكون غالبًا من **مزيج بين النمطين:**

- **Phugoid Mode** → حركة بطيئة بين **السرعة والارتفاع.**
- **Short Period Mode** → حركة سريعة في **زاوية الهجوم والميل.**

fppt.com

أولاً: الاهتزاز طويل الدورة Phugoid Mode





fppt.com

أولاً: الاهتزاز طويل الدورة Phugoid Mode

هو **اهتزاز طويل وبطيء** يحدث نتيجة **تبادل الطاقة بين الارتفاع والسرعة**.

أي أن الطائرة:

- تزيد سرعتها
- ثم ترتفع
- ثم تقل سرعتها
- ثم تهبط

ويستمر هذا التبادل بشكل دوري.

الخاصية	الوصف
الفترة الزمنية	طويلة (٣٠ ثانية إلى عدة دقائق)
التغير في السرعة	كبير
التغير في الارتفاع	كبير
التغير في زاوية الهجوم	صغير

خصائص حركةPhugoid

كيف يحدث؟

الطائرة تتعرض لاضطراب يزيد سرعتها.

السرعة الزائدة تتحول إلى **ارتفاع**.

أثناء الصعود تقل السرعة.

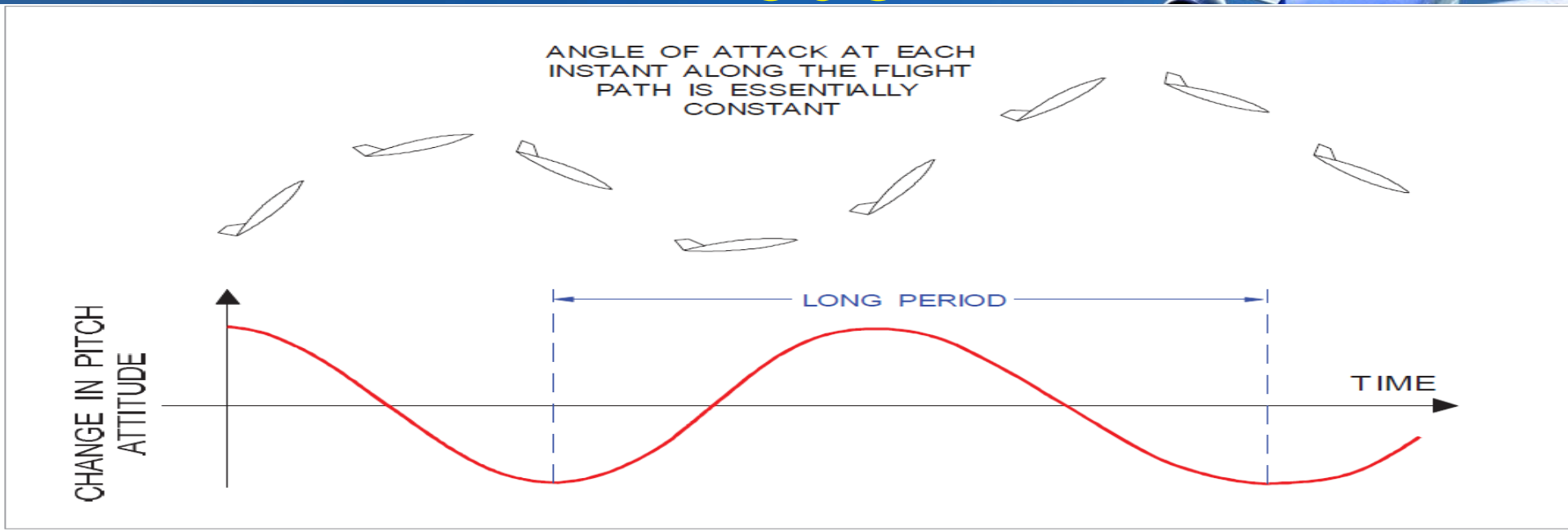
عندما تقل السرعة تبدأ الطائرة بالهبوط.

أثناء الهبوط تزيد السرعة مرة أخرى.

وهكذا يحدث **تذبذب دوري بين السرعة والارتفاع**.

fppt.com

أولاً: الاهتزاز طويل الدورة Phugoid Mode



- **long period oscillation is easily controlled by the pilot**. Due to the nature of the phugoid, it is not necessary to make any specific aerodynamic provisions to counteract it.

fppt.com

ثانياً: الحركة قصيرة الدورة Short Period Motion

الخاصية	الوصف
الفترة الزمنية	قصيرة (١ – ٥ ثواني)
التغير في زاوية الهجوم	كبير
التغير في السرعة	صغير
التغير في الارتفاع	صغير

كيف تحدث؟

يحدث اضطراب في **Angle of Attack.**

يزداد الرفع فجأة.

الطائرة ترتفع.

الذيل الأفقي يولد عزمًا يعيد الطائرة للاتزان.

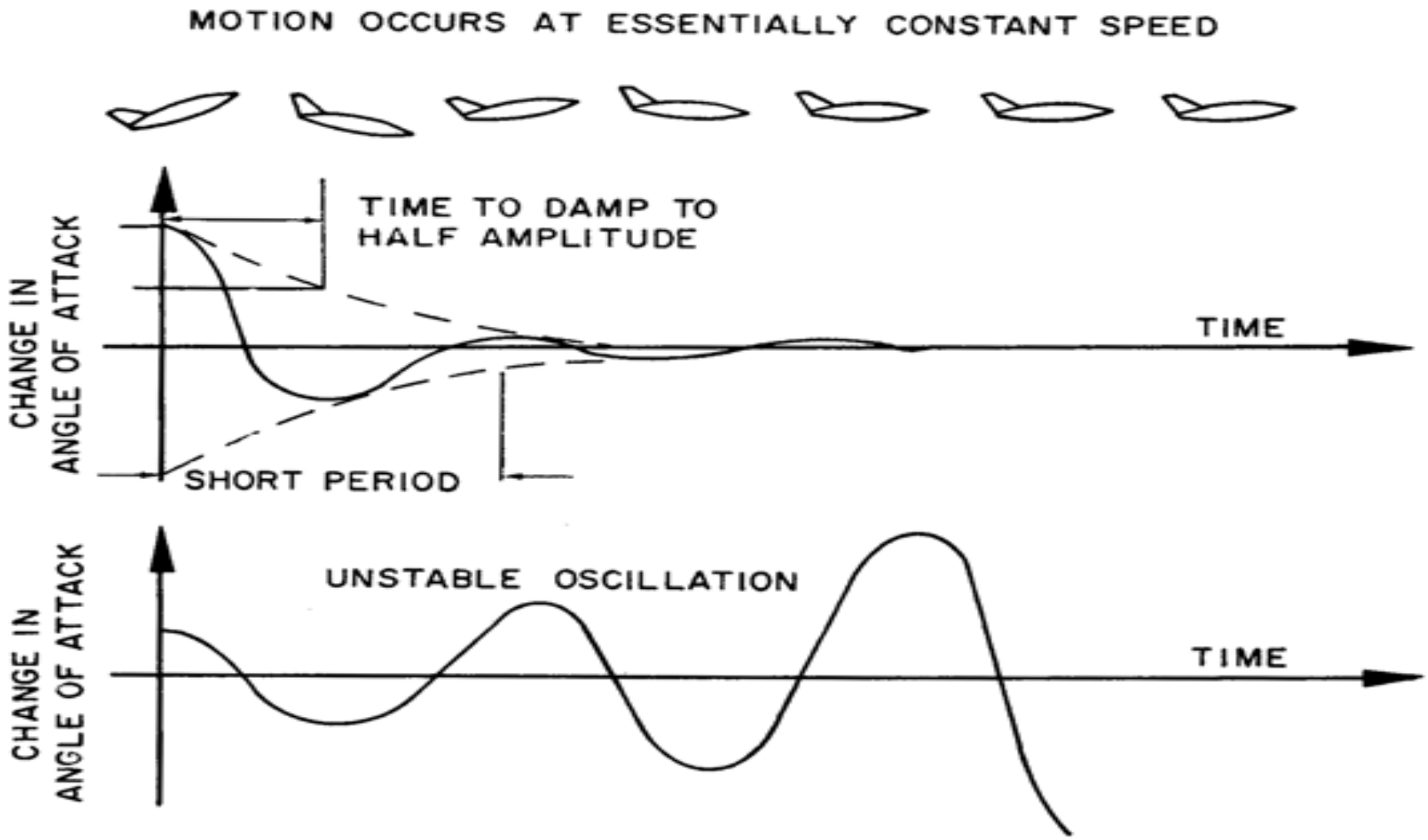
يحدث تذبذب سريع حتى تختفي الحركة.

العامل الرئيسي المؤثر

- **الذيل الأفقي**
- موقع مركز الثقل **CG**
- معامل **Pitch Damping**

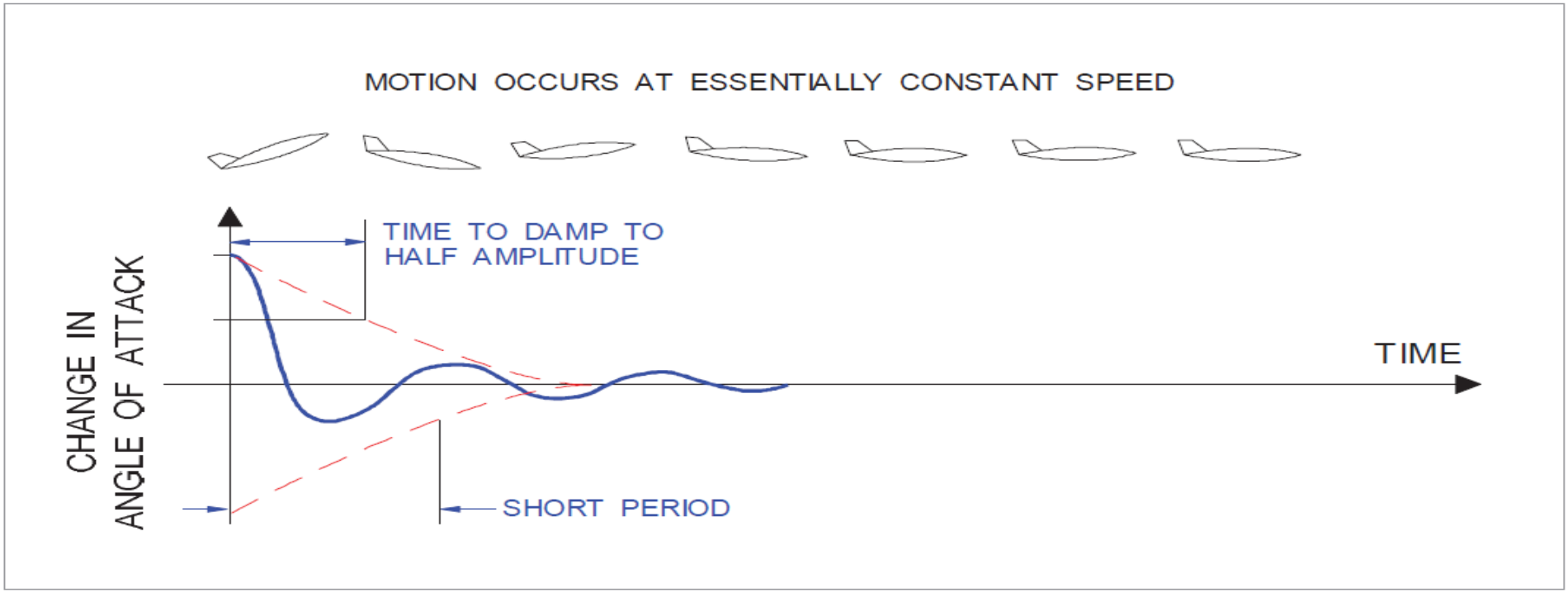
fppt.com

ثانياً: الحركة قصيرة الدورة Short Period Motion



fppt.com

ثانياً: الحركة قصيرة الدورة Short Period Motion



Short period oscillation is not easily controlled by the pilot.

fppt.com

العنصر	Phugoid Mode (الاهتزاز طويل الدورة)	Short Period Mode (الحركة قصيرة الدورة)
نوع الحركة	اهتزاز طويل وبطيء	اهتزاز سريع
الفترة الزمنية	طويلة (٣٠ ثانية إلى عدة دقائق)	قصيرة (١ – ٥ ثواني تقريبًا)
التغير في السرعة	كبير	صغير
التغير في الارتفاع	كبير	صغير
التغير في زاوية الهجوم	صغير	كبير
التغير في زاوية الميل Pitch	صغير نسبيًا	كبير
طبيعة الحركة	تبادل الطاقة بين السرعة والارتفاع	تذبذب سريع حول زاوية الهجوم
سبب الحركة	تحويل الطاقة الحركية إلى طاقة وضع والعكس	تغير الرفع والعزم حول مركز الثقل
العامل المؤثر الرئيسي	وقوى الرفع Drag	الذيل الأفقي وموقع CG
إحساس الطيار بالحركة	بطيء وغالبًا غير ملحوظ بسرعة	واضح للطيار ويؤثر على التحكم
التخميد الطبيعي	ضعيف نسبيًا	قوي وسريع
أهمية التصميم	أقل تأثيرًا على التحكم المباشر	مهم جدًا لراحة الطيار والسيطرة

fppt.com

Summary
Self Study

Stability is the inherent quality of an aircraft to correct for conditions that may disturb its equilibrium and to return to, or continue on its original flight path. An aircraft can have two basic types of stability: **static** and **dynamic**, and three condition of each type: **positive**, **neutral**, and **negative**.

Static stability describes the initial reaction of an aircraft after it has been disturbed from equilibrium about one or more of its three axes.

Positive static stability is the condition of stability in which restorative forces are set-up that will tend to return an aircraft to its original condition anytime it's disturbed from a condition of equilibrium. If an aircraft has an initial tendency to return to its original attitude of equilibrium, it has **positive static stability**. (statically stable).

An aircraft with **neutral static stability** produces forces that neither tend to return it to its original condition, nor cause it to depart further from this condition. If an aircraft tends to remain in its new, disturbed state, it has **neutral static stability**. (statically neutral).

If an aircraft has **negative static stability**, anytime it is disturbed from a condition of equilibrium, forces are set up that will tend to cause it to depart further from its original condition. Negative static stability is a highly undesirable characteristic as it can cause loss of control. When an aircraft continues to diverge, it exhibits **negative static stability**. (statically unstable).

Most aeroplanes have positive static stability in pitch and yaw, and are close to being neutrally statically stable in roll.

When an aircraft exhibits positive static stability about any of its three axes, the term "**dynamic stability**" describes the long term tendency of the aircraft.

When an aircraft is disturbed from equilibrium and then tries to return, it will invariably overshoot the original ATTITUDE (due to its momentum) and then start to return again. This results in a series of oscillations.

Positive dynamic stability is a condition in which the forces of static stability decrease with time. Positive dynamic stability is desirable. If oscillations become smaller with time, an aircraft has **positive dynamic stability**. (dynamically stable).

Neutral dynamic stability causes an aircraft to hunt back and forth around a condition of equilibrium, with the corrections getting neither larger or smaller. (dynamically neutral). Neutral dynamic stability is undesirable.

If an aircraft diverges further away from its original attitude with each oscillation, it has **negative dynamic stability**. Negative dynamic stability causes the forces of static stability to increase with time. (dynamically unstable). Negative dynamic stability is extremely undesirable.

The overall design of an aircraft contributes to its **stability** (or lack of it) about each of its three axes of motion.

The vertical stabilizer (**fin**) is the primary source of **directional stability** (yaw).

The horizontal stabilizer (**tailplane**) is the primary source of **longitudinal stability** (pitch).

The **wing** is the primary source of **lateral stability** (roll).

CG location also affects stability.

If the CG is close to its aft limit, an aircraft will be less stable in both pitch and yaw.
As the CG is moves forward, stability increases.

Even though an aeroplane will be less stable with an aft CG, it will have some desirable aerodynamic characteristics due to reduced aerodynamic loading of the horizontal tail surface. This type of an aeroplane will have a slightly lower stall speed and will cruise faster for a given power setting.

Manoeuvrability is the quality of an aircraft that permits it to be manoeuvred easily and to withstand the stresses imposed by those manoeuvres.

Controllability is the capability of an aircraft to respond to the pilot's control, especially with regard to flight path and attitude.

An aircraft is longitudinally stable if it returns to a condition of level flight after a disturbance in pitch, caused by either a gust or displacement of the elevator by the pilot. The location of the CG and the effectiveness of the tailplane determines the longitudinal stability, and thus the controllability of an aircraft.

Increasing stability about any axis:

- decreases manoeuvrability and controllability, and
- increases stick (or pedal) forces.

Phugoid oscillation is a long-period oscillation in which the pitch attitude, airspeed and altitude vary, but the angle of attack remains relatively constant. It is a gradual interchange of potential and kinetic energy about some equilibrium airspeed and altitude. An aircraft experiencing longitudinal phugoid oscillation is demonstrating positive static stability, and it is **easily controlled by the pilot**.

An aircraft will return towards wing level after a wing drop if it has **static lateral stability**.

The wing of most aircraft has a positive geometric dihedral angle (dihedral). This is the angle produced by the wing tips being higher than the wing root. If the left wing drops in flight, an aircraft will momentarily begin to slip to the left, and the effective angle of attack of the left wing will increase and the effective angle of attack of the right wing will decrease. The change in angle of attack of both wings will cause the wing to return back towards a level attitude.

Sweepback also has a "dihedral effect". This is a by-product. A wing is swept-back to give an aircraft a higher M_{CRIT}. An aircraft with a swept-back wing will not require as much geometrical dihedral as a straight wing.

Some aircraft have the wing mounted on top of the fuselage for various reasons. Also as a by-product, a high mounted wing will give a "dihedral effect" due to the direction of airflow around the fuselage and wing during a sideslip. An aircraft with a high mounted wing does not require as much geometric dihedral.

An aircraft which has a high mounted, swept-back wing will have so much lateral stability that the wing is usually given anhedral (negative dihedral).

Too much static lateral stability could result in dynamic instability - Dutch roll.

Static directional stability is the tendency of the nose of an aircraft to yaw towards the relative airflow. It is achieved by the keel surface behind the CG being larger than that in front of the CG.

A swept-back wing also provides a measure of static directional stability.

Too much static directional stability could result in dynamic instability - Spiral Instability.

Interaction between static lateral stability and static directional stability. If a wing drops and the aircraft begins to slip to the side, directional stability will cause the nose to yaw into the relative airflow.

"Dihedral effect" tends to roll an aircraft when a wing drops, and directional stability causes the nose to yaw into the direction of the low wing.

These two forces interact (coupled motion):

- An aircraft with strong static directional stability and weak "dihedral effect" will have a tendency towards **spiral instability**.
  - When a wing drops, the nose will yaw toward the low wing and the aeroplane will begin to turn. The increased speed of the wing on the outside of the turn will increase the angle of bank, and the reduction in the vertical component of lift will force the nose to a low pitch angle. This will cause the aircraft to enter a descending spiral.
- An aircraft with strong "dihedral effect" and weak directional stability will have a tendency towards dutch roll instability.

A Mach trim system maintains the required stick force gradient at high Mach numbers by adjusting the longitudinal trim. The Mach trim system only operates at high Mach numbers.

جدول ملخص الاستقرار والتحكم في الطائرة

العنصر	التعريف	الخصائص
Stability (الاستقرار)	قدرة الطائرة على العودة إلى حالة الاتزان أو الاستمرار في مسار الطيران بعد حدوث اضطراب	يعتمد على تصميم الطائرة وتوزيع الكتلة والأسطح الإيروديناميكية
Static Stability (الاستقرار الساكن)	الاستجابة الأولية للطائرة مباشرة بعد الاضطراب	يحدد اتجاه الحركة الأولى للطائرة
Dynamic Stability (الاستقرار الديناميكي)	سلوك الطائرة مع الزمن بعد الاضطراب	يحدد ما إذا كانت الاهتزازات تقل أو تزيد

حالات الاستقرار

نوع الاستقرار	التعريف	النتيجة
Positive Stability	الطائرة تميل للعودة إلى حالة الاتزان	حالة مرغوبة
Neutral Stability	الطائرة تبقى في الوضع الجديد بعد الاضطراب	غير مرغوبة عادة
Negative Stability	الطائرة تبتعد أكثر عن حالة الاتزان	خطيرة وغير مرغوبة

fppt.com

أنواع الاستقرار حسب محاور الطائرة

المحور	نوع الاستقرار	السطح المسؤول
Pitch	الاستقرار الطولي Longitudinal	الذيل الأفقي
Roll	الاستقرار الجانبي Lateral	الجناح
Yaw	الاستقرار الاتجاهي Directional	الذيل الرأسي

تأثير موقع مركز الثقل CG

موقع CG	التأثير
CG للأمام	يزيد الاستقرار
CG للخلف	يقلل الاستقرار
CG قريب من الحد الخلفي	يقل الاستقرار في Pitch وYaw

لكن CG الخلفي يعطي:

- سرعة طيران أعلى
- سرعة Stall أقل.

العلاقة بين الاستقرار والمناورة

زيادة الاستقرار	النتيجة
تقل المناورة	الطائرة تصبح أقل قدرة على المناورة
تقل قابلية التحكم	يحتاج الطيار قوة أكبر للتحكم
تزيد قوة عصا التحكم	Stick Force يزيد

fppt.com

أنماط الحركة الديناميكية للطائرة

النمط	المحور	الوصف
Phugoid	Pitch	اهتزاز طويل بين السرعة والارتفاع
Short Period	Pitch	اهتزاز سريع في زاوية الهجوم
Dutch Roll	Yaw + Roll	اهتزاز جانبي واتجاهي
Spiral Mode	Roll + Yaw	دخول الطائرة في دوران حلزوني
Roll Subsidence	Roll	انخفاض تدريجي في التدحرج

مصادر الاستقرار في الطائرة

الجزء	نوع الاستقرار
Vertical Stabilizer	Directional Stability
Horizontal Stabilizer	Longitudinal Stability
Wing	Lateral Stability

عوامل زيادة الاستقرار الجانبي

العامل	التأثير
Dihedral Angle	يزيد الاستقرار الجانبي
Sweepback Wing	يعطي تأثير ديهدرا إضافي
High Wing	يزيد الاستقرار الجانبي

حالات عدم الاستقرار

الحالة	السبب
Dutch Roll	زيادة الاستقرار الجانبي مع ضعف الاتجاهي
Spiral Instability	زيادة الاستقرار الاتجاهي مع ضعف تأثير الديهدرا

fppt.com

حالة عدم الاستقرار	السبب الرئيسي	الوصف
Dutch Roll	**ضعف الاستقرار الاتجاهي (Directional Stability)** مع **تأثير ديهدرا قوي (Lateral Stability)**	يحدث اهتزاز متناوب بين **Yaw و Roll**، حيث تنحرف مقدمة الطائرة يمينًا ويسارًا مع تذبذب الأجنحة.
Spiral Instability	**استقرار اتجاهي قوي** مع **تأثير ديهدرا ضعيف**	عندما ينخفض أحد الأجنحة يبدأ أنف الطائرة في الانحراف نحو الجناح المنخفض، فتدخل الطائرة في **منحنى متزايد يؤدي إلى هبوط حلزوني** إذا لم يصححه الطيار.

يعتمد استقرار الطائرة على:

- تصميم الطائرة
- موقع مركز الثقل
- الأسطح الإيروديناميكية
- توزيع الكتلة
- شكل الجناح والذيل

والهدف من التصميم هو تحقيق **توازن مناسب بين الاستقرار، المناورة، وقابلية التحكم.**

fppt.com

Example

المسألة 1

طائرة لها المعطيات التالية:

- مساحة الجناح $S_w = 30\,m^2$
- متوسط الوتر الإيروديناميكي $MAC = 2.5\,m$
- مساحة الذيل الأفقي $S_t = 8\,m^2$
- ذراع الذيل $l_t = 6\,m$
- معامل كفاءة الذيل $\eta = 0.9$
- ميل منحنى الرفع للجناح $a_w = 5.5$
- ميل منحنى الرفع للذيل $a_t = 4.5$

احسب **Neutral Point** كنسبة من MAC.

$$h_n = h_{ac} + \eta \frac{a_t}{a_w} \frac{S_t}{S_w} \frac{l_t}{c}$$

حيث:

h_{ac} = مركز الضغط للجناح ≈ **0.25**

التعويض:

$$h_n = 0.25 + 0.9 \times \frac{4.5}{5.5} \times \frac{8}{30} \times \frac{6}{2.5}$$

الحساب:

$$\frac{4.5}{5.5} = 0.818$$

$$\frac{8}{30} = 0.267$$

$$\frac{6}{2.5} = 2.4$$

$$h_n = 0.25 + (0.9 \times 0.818 \times 0.267 \times 2.4)$$

$$h_n = 0.25 + 0.472$$

$$h_n = 0.722$$

النتيجة

$$NP = 72.2\%\, MAC$$

fppt.com

Example

المسألة 2

طائرة لها:

- $NP = 0.65\ MAC$
- موقع مركز الثقل $CG = 0.45\ MAC$

احسب **Static Margin**.

الحل

$$Static\ Margin = NP - CG$$

$$SM = 0.65 - 0.45$$

$$SM = 0.20$$

النتيجة

$$SM = 20\%\ MAC$$

وهذا يدل على **استقرار طولي جيد**.

fppt.com

Example

إذا كان:

- $MAC = 2\,m$
- $NP = 0.55MAC$
- موقع CG = $0.9\,m$

احسب **Static Margin**.

الحل

أولاً نحول NP إلى متر

$$NP = 0.55 \times 2$$

$$NP = 1.1\,m$$

ثم:

$$SM = NP - CG$$

$$SM = 1.1 - 0.9$$

$$SM = 0.2\,m$$

كنسبة:

$$SM = 10\%MAC$$

ippt.com

fppt.com

fppt.com

fppt.com