

ATA2 飞行原理补充笔记

Edited: 2026.2.11- [查看最新版本](#)

Contents

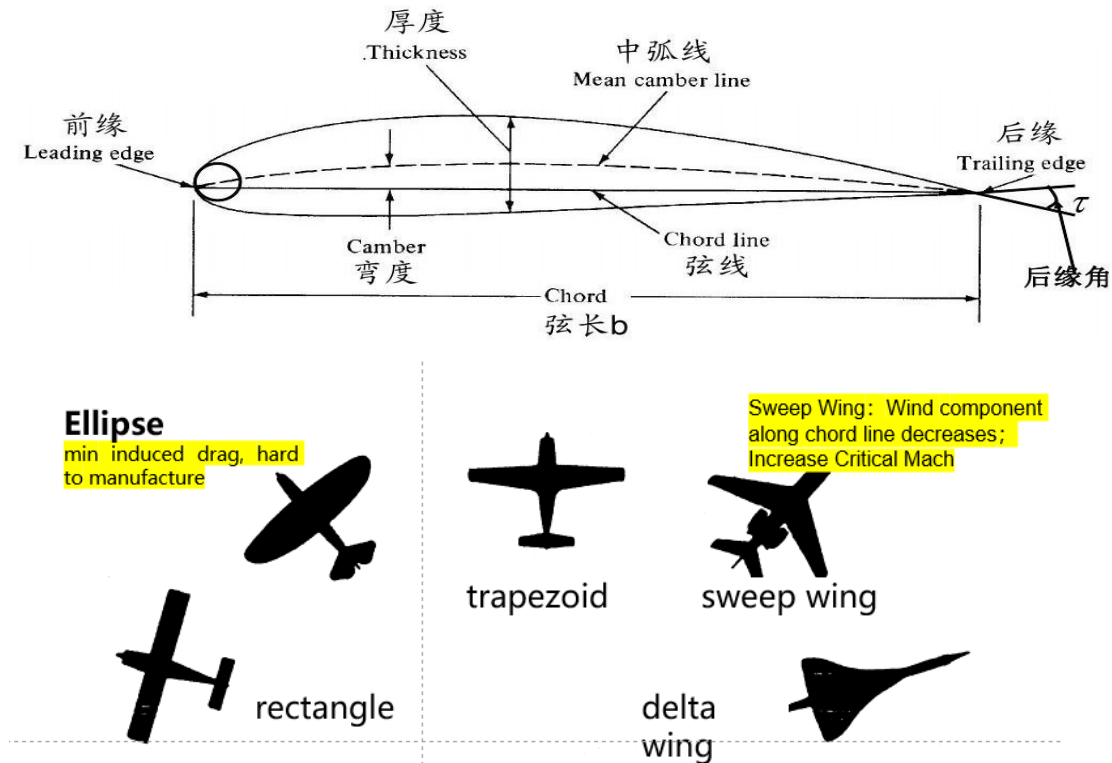
低速空气动力学	2
高速空气动力学	12

第一部分，低速空气动力学，和商照学习内容重合，考的没商照细。其中稳定性是重点和难点。

主要复习英语理解。基础部分可结合商照笔记复习。

第二部分，高速空气动力学，重点，全新内容。学习跨音速和超音速飞行的特性。

低速空气动力学



Mean Aerodynamic Chord, MAC

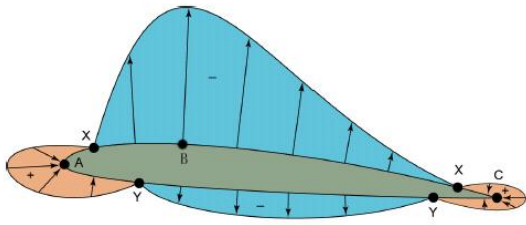
The hypothetical rectangular wing has the same wing area, aerodynamic and pitch moment characteristics as the original wing

重心的前后位置，常用重心在 MAC 上的投影到该翼弦前端的距离，占该翼弦的百分数来表示。重心必须在其前后极限范围内。The front-to-back position of the center of gravity is usually expressed as a percentage of the distance from the projection of the center of gravity on the MAC to the front end of the wing string. The center of gravity must be within its forward and backward limit range.

$$CG - \text{Leading Edge} / \text{Chord line} * 100\%$$

机翼升力的着力点，称为压力中心(Center of Pressure),对于非对称翼型，在迎角小于临界迎角的范围内，迎角增大，压力中心前移；迎角大于临界迎角时，迎角增大，压力中心后移。

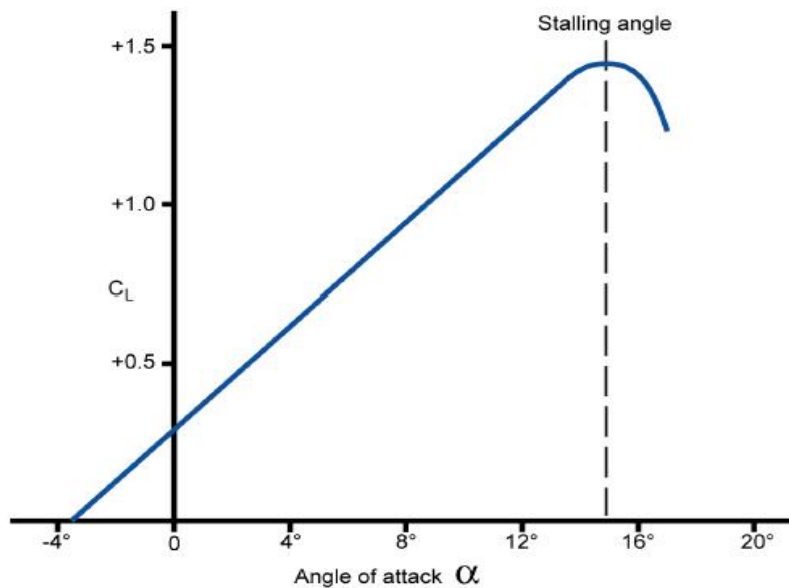
For asymmetric airfoils, within the range where the Angle of attack is less than the critical Angle of attack, as the Angle of attack increases, the pressure center moves forward. When the Angle of attack is greater than the critical Angle of attack, the Angle of attack increases and the pressure center shifts backward.



Point A, known as the **stationary point**, is the point with the greatest positive pressure, located near the leading edge of the wing, where the airflow velocity is zero.

Point B, known as the **lowest pressure point**, is the point with the greatest negative pressure on the upper surface of the wing.

The generation of wing lift mainly relies on the **suction force on the upper surface of the wing, accounting for 60% to 80%** of the total lift, especially in the front section of the upper surface. Rather than mainly relying on the **positive pressure from the lower surface, which is only 20% to 40%**.



当 $\alpha < \alpha_{\text{临界}}$, $\alpha \uparrow$ —— $C_L \uparrow$ 、CP forwards

当 $\alpha = \alpha_{\text{临界}}$, C_L 最大,

当 $\alpha > \alpha_{\text{临界}}$, $\alpha \uparrow$ —— $C_L \downarrow$ 、CP backwards

【Max C_L 发生在 AOA 大约 16° 左右, 而 Max $K=L/D$ (Lift to Drag ratio) 发生在大约 4° 】

Drag

废阻力 Parasite Drag: caused by **viscosity** of air

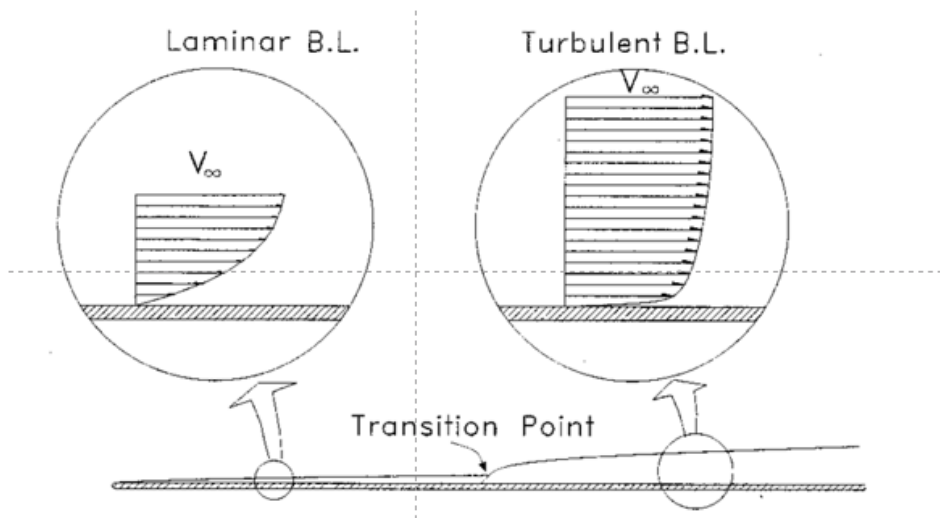
Skin Friction Drag

Form/Pressure Drag

Interference Drag

诱导阻力 Induced Drag: **byproduct of lift**

boundary layer 附面层的形成是受到 **viscosity** 的影响。



附面层分为 laminar 层流附面层和 turbulent 紊流附面层，层流在前，紊流在后。层流与紊流之间的过渡区称为转捩点 transition point。

thickness 厚度：层流附面层小于紊流附面层

friction 阻力：层流附面层小于紊流附面层

Kinetic energy of air 空气动能：层流附面层小于紊流附面层

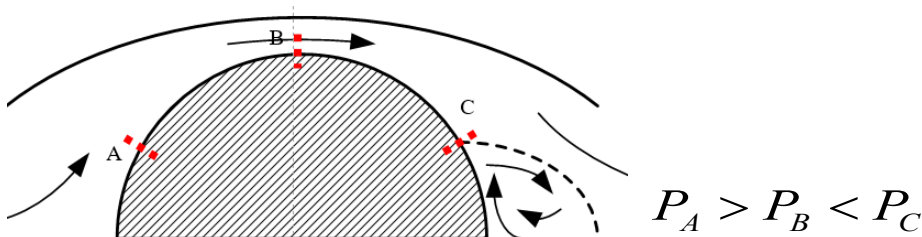
顺压梯度与逆压梯度

顺压 favorable pressure gradient: A 到 B, 沿流向压力逐渐减小, 如机翼上表面前段。

逆压 adverse pressure gradient: B 到 C, 沿流向压力逐渐增加, 如机翼上表面后段。

在逆压梯度作用下, 附面层底层出现倒流, 与上层顺流相互作用, 形成漩涡脱离物体表面的现象。附面层分离的内因是空气的粘性, 外因是因物体表面弯曲而出现的逆压梯度。

The internal cause of the separation of the boundary layer is the **viscosity of the air**, and the external cause is the **reverse pressure gradient** resulting from the bending of the object's surface



压差阻力 Form Drag

总的来说，飞机压差阻力与迎风面积、形状和迎角有关。迎风面积大，压差阻力大。迎角越大，压差阻力也越大。Overall, the form drag of an aircraft is related to its windward area, shape and Angle of attack. The windward area is large, and the form drag is also high. The larger the Angle of attack, the greater form drag

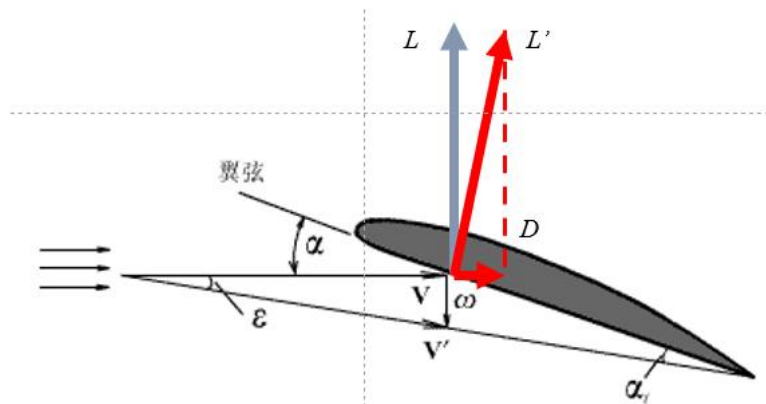
干扰阻力 Interference Drag

飞机各部件之间的平滑过渡和整流蒙皮，可以有效地减小干扰阻力的大小。Smooth transitions and rectifying skins between various components of an aircraft can effectively reduce the magnitude of interference resistance.

诱导阻力 Induced Drag

产生原因：Lift \rightarrow spanwise flow \rightarrow Wingtip Vortex \rightarrow Downwash \rightarrow Lift tilted

Downwash 下洗速度的存在，改变了流经机翼的气流方向，使流过翼型的气流向下倾斜，这个向下倾斜的气流称为下洗流，下洗流与相对气流之间的夹角称为下洗角 ϵ 。



影响诱导阻力的因素

机翼平面形状：椭圆形 ellipse 机翼的诱导阻力最小。

Aspect ratio 越大，诱导阻力越小

升力越大，诱导阻力越大

平直飞行中，诱导阻力与飞行速度平方成反比(因与 AOA 成正比)

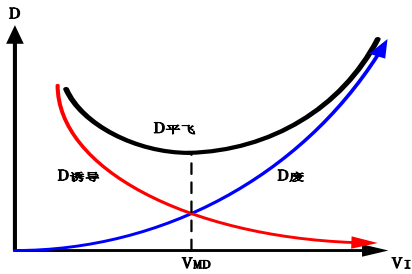
Wingtip winglets 可以减小诱导阻力

Drag is a force which acts in the same direction as the relative wind.

Drag is not necessarily opposite to thrust.

At higher airspeeds, total drag increases because of increasing parasite drag.

At lower airspeeds, induced drag increases which increases the total drag.



As gross weight increases, induced drag increases more than parasite drag increases.

The amount of parasite drag is a function(函数) of indicated airspeed.

The amount of induced drag is a function(函数) of angle of attack.

升阻比 lift-drag ratio

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = K$$

1g 失速速度比 FAR 失速速度大一些，通常， $V_S = 0.94 \times V_{S1g}$

V_{s0} ：着陆构型下的失速速度；

V_{s1} ：特定构型下的失速速度，可指起飞构型，也可以指光洁构型下的失速速度；

V_s ：一般失速速度的泛指

飞机迎角改变时附加升力的着力点称为飞机的焦点 Aerodynamic Center。

迎角增加，附加升力为正；

迎角减小，附加升力为负。

由于飞机迎角改变引起附加升力的着力点称为焦点。飞机焦点位置不随迎角改变而改变。

只有焦点的位置在飞机的重心之后飞机才具有俯仰稳定性，焦点距离重心越远，俯仰稳定性越强。

俯仰稳定力矩

- 产生原理：受扰— $\Delta\alpha$ —飞机附加升力 ΔL —作用在焦点上，焦点位于重心之后——俯仰力矩力图恢复飞机的原迎角—— $M_{z \text{ 稳}}$
- 作用：力图恢复原迎角。
- 方向：指向平衡位置。
- 条件： $\Delta\alpha$ 、焦点位于重心之后
- 大小：与焦点与重心距离、 V^2 成正比。

俯仰阻尼力矩

俯仰阻尼力矩主要由平尾产生

- 产生原理：俯仰转动— ω_z —平尾 $\Delta V_{\text{尾}}$ — $\Delta L_{\text{尾}}$ —俯仰力矩阻止俯仰转动—— $M_{z \text{ 阻}}$
- 作用：阻止俯仰转动。
- 方向：与转动方向相反。
- 条件： ω_z 。
- 大小：与 ω_z 、 V （一次方）成正比。

【机翼升力方向是向上的(正升力) 附加升力的方向可能向上(正升力)，也可能向下(负升力)。】

方向稳定力矩的产生

方向稳定力矩主要是在飞机出现侧滑时由垂尾产生的。

The side force generated by the change of **the airflow velocity** on the vertical tail after disturbed provides directional damping moment.

飞机的方向稳定性只能保持侧滑角，而不能保持飞机的航向不变，因此也称风标稳定性。

其他方向稳定力矩的产生

上反角和后掠角的设计等也能够使机翼产生方向稳定力矩。

【飞翼:anhedral，作为名词，是上反角，作为形容词，是下反角的。dihedral 是 上反角。

考试出现 inverted dihedral 和 anhedral，则 **inverted dihedral 才是下反角**】

方向阻尼力矩的产生

方向阻尼力矩主要由垂尾产生。飞机转动的过程中，垂尾处出现附加的侧向气流速度分量，导致垂尾出现侧力，侧力形成的力矩起到阻碍转动的作用，称方向阻尼力矩。

	稳定力矩	阻尼力矩	
俯仰稳定性	主要由机翼和水平尾翼产生	水平尾翼	
方向稳定性	垂直尾翼	垂直尾翼	合称侧向稳定性，横侧稳定性过强，产生飘摆Dutch roll；
横侧稳定性	机翼的上反角和后掠角； <i>上单翼和垂尾</i>	机翼	方向稳定性过强，产生螺旋不稳定spiral instability。
稳定力矩正比于 V^2 ，阻尼力矩正比于 V 但都和dynamic pressure 正相关			

影响稳定性的因素

一、重心位置

- 1、重心位置靠前，飞机的俯仰稳定性越强。
- 2、重心位置靠前，飞机的方向稳定性有所增加，但不明显。
- 3、重心位置前后移动，对横侧稳定性无影响（可忽略）。

二、飞行速度

飞行速度增加，飞机的稳定性增强。原因是阻尼力矩变大了（ V 大了）。

三、飞行高度

飞行高度增加，飞机的稳定性减弱。原因是阻尼力矩变小了（ V 大了但 air density 小了）。飞机在高空 dynamic pressure 是变小的，靠 AOA 增大来 compensate，增大 TAS 受 thrust 限制

- （如何理解：本来在原轨迹上，不要让它偏离->damping moment;
- 偏离之后返回->stabilizing moment)

四、大迎角下飞行

大迎角飞行：在大迎角或接近临界迎角飞行时，飞机可能丧失横侧操纵性，出现横侧反操纵现象。

五、消除横侧反操纵（飞翼上又叫它反效 aileron reversal）的关键在于消除大迎角下压盘导致

的机翼阻力差，可以使用差角副翼、阻力副翼、开缝副翼等。

【机翼自转、横侧反操纵和副翼反效的区别 (Yohann 的理解)】

副翼反向偏转/横侧反操纵——大阻力差导致偏转：原因是 **adverse yaw**

副翼反效——压盘反向滚转：原因是副翼下偏导致超过 **critical AOA**

机翼自转——横向阻尼力矩反效：原因是机翼下沉导致超过 **critical AOA**

“机翼自转” (Wing Rock) 是什么？

机翼自转 = Wing Rock = 机翼左右反复摇摆、并逐渐加剧的滚转振荡。

表现为：

- 飞机在高迎角时 不自觉开始左右滚转；
- 开始幅度小，但如果不及时修正，会像摆动一样 左右越来越大；
- 最终可能一翼大幅下沉甚至进入失速滚转。

它不是人为操纵造成的，而是 空气动力自身耦合造成的自发滚转振荡。

典型发生在：

- 高迎角或接近临界迎角
- 主翼进入部分失速状态
- 流场开始强烈非对称、不可预期

在高 AoA,

- 小幅度迎角变化会导致 非线性失速/涡脱落
- 上升侧机翼可能因为进入更深的失速，升力反而增加
- 下降侧机翼因迎角减小，反而恢复附着，升力反而减少

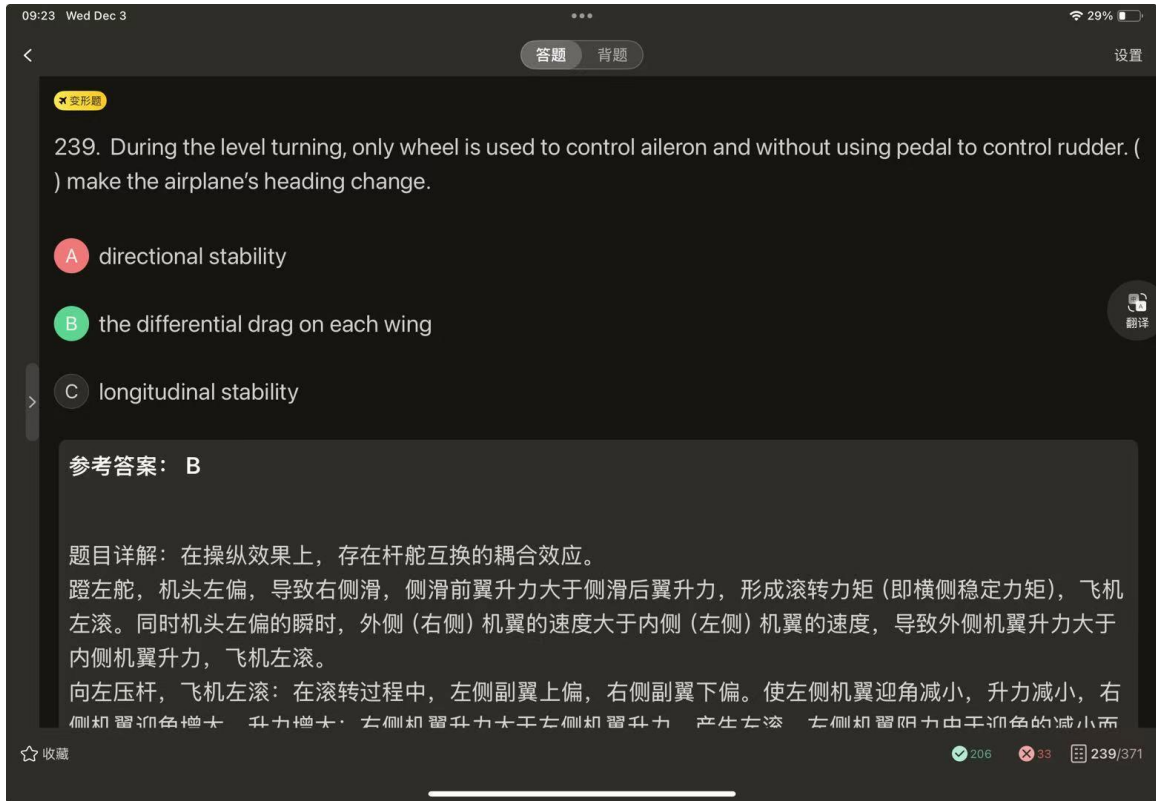
这样就会出现：

滚转阻尼力矩变成助推滚转的力矩（符号反转）

这叫 负阻尼 (negative damping)。

Maneuverability

1. Speed increases: increases
2. Height increases: decreases
3. CG moves forward: pitch controllability decreases
4. High AOA: might lateral reversal(drag difference induced adverse yaw)



When the problem states:

“During a level turn, *only wheel* is used (ailerons only), and *no rudder*.”

This describes a *typical, immediate* response when the pilot first rolls the airplane with ailerons but **fails to coordinate with rudder**.

The *very first* yawing motion the airplane produces is **adverse yaw**, not slip-induced yaw.

大型运输飞机的配平装置叫做可配平水平安定面 (THS, Trimmable Horizontal Stabilizer)。

可配平水平安定面 THS 的作用

大型运输机使用可配平水平安定面的主要目的是 **为了在重心移动时始终获得良好的操纵性, 并非为了减小杆力。**

可配平水平安定面 THS 的操纵

配平手轮拨动的方向与飞行员推拉杆的操作方向一致。重心靠前时需要拉杆, 就应当向后拨动配平手轮; 重心靠后时需要推杆, 就应当向前拨动配平手轮。

地面效应

上下翼面压差增加, 从而使升力系数增加。

地面阻碍使下洗流减小, 使诱导阻力减小, 阻力系数减小。

下洗角减小, 使平尾迎角减小, 出现附加下俯力矩 (低头力矩)

HIGH-LIFT DEVICES

Device	CL at same AOA	CLmax	Critical AOA
Leading-edge Slat	Slightly ↓ or ≈ clean	↑↑	↑↑↑ (much higher)
Leading-edge Flap/Krueger/droop	↑	↑	↓ (geometric)

影响因素	Vmc
功率减小	减小
温度增大	减小
压强减小	减小
密度高度增加	减小
顺桨（抑制风车效应）	减小
重心向前	减小
重量重	减小
襟翼放	减小
非关键发	减小
地面效应区	Ground Effect 中 Vmca 减小

高速空气动力学

空气的压缩性 Compressibility

空气的压缩性是空气的压力 P 、温度 T 等条件改变而引起密度 ρ 变化的属性

■ Low speed 低速飞行(马赫数 $M < 0.4$)

空气密度 air density 基本不随速度而变化

■ High speed 高速飞行(马赫数 $M > 0.4$; 亚音速)

空气密度随速度增加而减小, 正比于 M^2

[Temp -> speed of sound ----(Mach number)-> compressibility]

$$\frac{dp}{d\rho} = Kc\rho^{k-1} = K \frac{p}{\rho} = KRT$$

—— c 为常数, k 为比热比, R 为气体常数, $R=287 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$ 。

上式表明, 随着温度的升高, $dp/d\rho$ 增大, 空气将变得难以压缩; 反之, 温度降低, 空气将变得容易压缩。

空气压缩性与音速 a 的关系

$$a = 39\sqrt{t + 273} \quad \text{节}$$

$$a = 20.1\sqrt{t + 273} \quad \text{米/秒}$$

音速与传输介质的可压缩性相关, 在空气中, 音速大小唯一取决于空气的温度:

温度越低, 空气越易压缩, 音速越小。

温度越高, 空气越难压缩, 音速越大。

空气压缩性与马赫数 Mach number 的关系

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

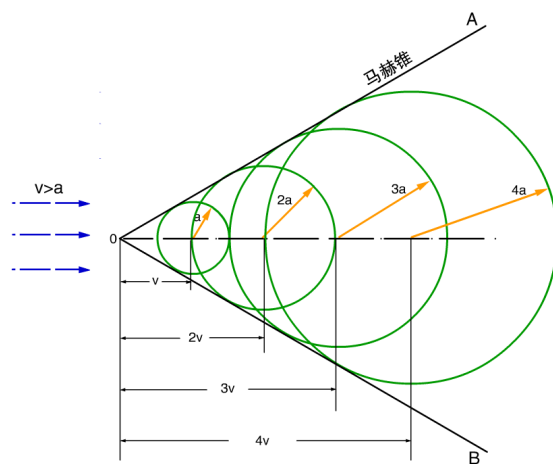
飞行马赫数 M ——飞行真速/飞行高度音速; 【用来指示速度】

局部马赫数——局部真速/局部音速; 【比如可用来确定 Critical Mach number】

表 飞行速度划分

速度范围	密度变化	来流 / 飞行	局部	存在速度区域
低速	不可压缩, 密度不变	$0 < M_{\infty} < 0.4$	—	低速区
亚音速	可压缩, 密度变化	$0.4 < M_{\infty} < M_{cr}$	$M < 1$	亚音速区
跨音速	可压缩, 密度变化	$M_{cr} < M_{\infty} < 1.2$	—	亚音速、音速、超音速区
超音速	可压缩, 密度变化	$1.2 < M_{\infty} < 5$	$M > 1$	超音速区
高超音速	可压缩, 密度变化	$M_{\infty} > 5$	—	高超音速区

【 M_{cr} (临界马赫数), 局部马赫数达到 1 时, 此时飞行马赫数仍小于 1】



母线 OA 称为马赫线, 锥顶半角称为马赫角, 用 μ 表示, 其大小为:

$$\mu = \arcsin \frac{1}{M}$$

可见, M 越小—— μ 越大。

当 $M=1$, μ 最大, $\mu=\pi/2$;

$M < 1$ 时——不存在马赫波, 马赫角。

Mach Angle: $\sin \mu = a / TAS$ 【考试要算】

气流速度与流管截面积的关系

$$\rho VA = \text{const}$$

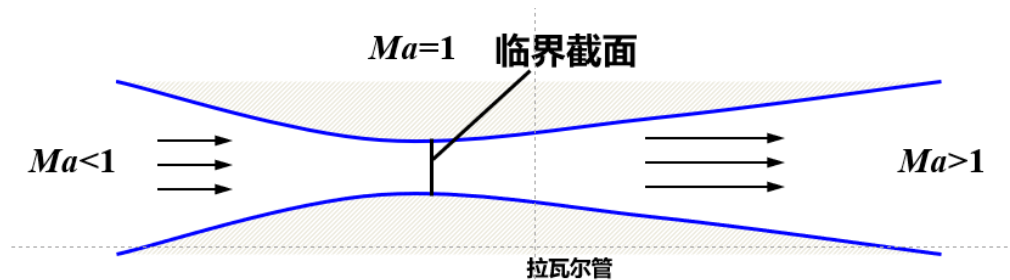
$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dV}{V} + \frac{dA}{A} = 0$$

亚音速时，密度的减小量小于速度的增加量，故加速时要求截面积减小。流量一定，流速快则截面积减小；流速慢则截面积增大。At subsonic speeds, the decrease in density is less than the increase in speed, so a reduction in cross-sectional area is required during acceleration. When the flow rate is constant, a faster flow velocity will reduce the cross-sectional area. A slower flow rate increases the cross-sectional area.

在超音速时，密度的减小量大于速度的增加量，故加速时要求截面积增大。

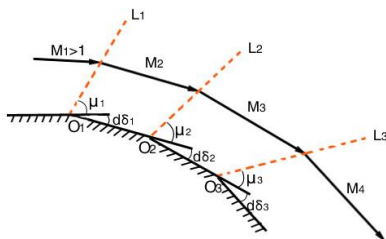
At supersonic speed, the decrease in density is greater than the increase in speed, so an increase in cross-sectional area is required during acceleration.

laval nozzle 拉瓦尔管



Conclusion: In subsonic flight, the cross-sectional area of the flow tube decreases and the flow velocity increases; When flying at supersonic speed, due to the dominant change in density, the direction of change in the cross-sectional area of the flow tube and the flow velocity is the same.

膨胀波 (Expansion Wave)



超音速气流绕凸角流动时，气流将产生膨胀。如果壁面有几个转折，则后一道波的马赫角将小于第一道波的马赫角。如果这些转折点无限接近，形成了一个有限大的转折角，这些膨胀的马赫波将组成一个以某一点为中心的扇形膨胀波束，称为膨胀波。

机翼表面是一个外凸的曲面，包含了一系列微小的外凸角——产生无数道膨胀波——速度不断增加， M 数增大，压力、密度、温度都连续地减小——升力增大。

一、激波特性

激波是一种强压缩波。

二、激波前后的气动参数改变

超音速气流流过激波面后，流速降低，温度升高、压强增大。

三、激波的种类

正激波，激波面与运动方向垂直的激波。经过正激波后，流速降低为亚音速，方向不变。

斜激波，激波面与运动方向不垂直的激波。经过斜激波后，流速可能降低为亚音速，也可能仍为超音速，方向会发生偏转。

正激波较斜激波强度大。

激波所在的直线与远前方来流之间所夹的锐角，如果垂直，叫正激波 **normal shock wave**。如果不垂直，叫斜激波 **oblique shock wave**。相对气流与激波之间的夹角叫做激波角。

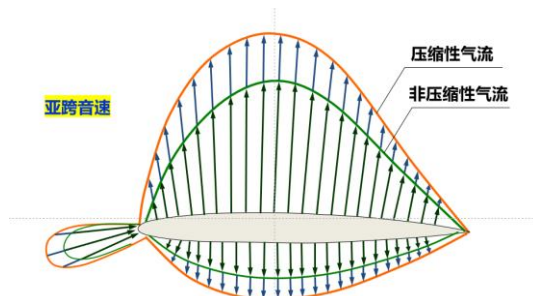
超声速气流流过激波后气流参数的变化

流过正激波： $V \downarrow$ 至小于 a （音速）， $P \uparrow$ ， $\rho \uparrow$ ， $T \uparrow$

流过斜激波： $V \downarrow$ （小于 a 或大于 a ）， $P \uparrow$ ， $\rho \uparrow$ ， $T \uparrow$

亚音速的定义：飞行 M 数大于 0.4，流场内各点的 M 数都小于 1。(Flight Mach number 0.4-0.8)

翼型的亚跨音速气动特性



考虑空气密度随速度的变化，则翼型压力系数基本按同一系数放大，体现出“吸处更吸，压处更压”的特点。因此，升力系数增大，逆压梯度增大，压力中心前移，临界迎角减小，阻力系数基本不变。Considering the variation of air density with velocity, the airfoil pressure coefficient is basically amplified by the same coefficient, demonstrating the feature of "more suction at

suction points and more pressure at compression points". Therefore, as the lift coefficient increases, the reverse pressure gradient increases, the pressure center moves forward, the critical Angle of attack decreases, and the drag coefficient remains basically unchanged.

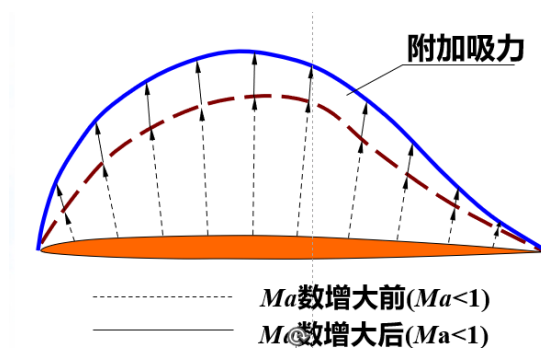
Yohann 重要提示:

【注意区分 ADA 中的题目说的研究对象是“翼型——airfoil”还是“飞机——aeroplane”作为一个整体；考虑翼型时默认 AOA 不变，无论速度变化；考虑飞机时默认速度增加 AOA 减小以平衡重力，维持平飞】

翼型 airfoil(not airplane)的亚音速升力特性

飞行 M 数增大,升力系数和升力系数斜率增大

飞行 M 数增大, 最大升力系数和临界迎角减小



飞行 M 数增大, 机翼上表面的额外吸力增加, 但各点额外吸力增加的数值却不同。在最低压力点附近, 因流速增加得多, 密度减小得多, 额外吸力增加得就多; 而在上表面后缘部分, 额外吸力增加得少。于是, 随 M 数增大, 后缘部分的压力比最低压力点处的压力大得更多, 逆压梯度增大 reverse pressure gradient increases, 导致附面层空气更容易倒流 The air in the boundary layer is more likely to flow back。这就有可能在比较小的迎角下, 出现严重的气流分离, 使飞机的临界迎角和最大升力系数一般要随之降低。The critical Angle of attack and the maximum lift coefficient generally need to decrease accordingly

翼型的压力中心位置的变化

随飞行 M 数的增大, 压力中心就会逐渐向前移动。As the number of flight M increases, the pressure center will gradually move forward.

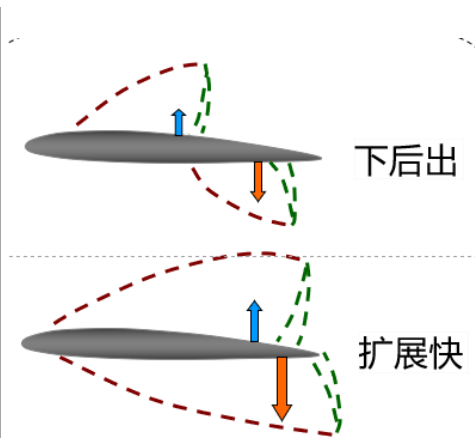
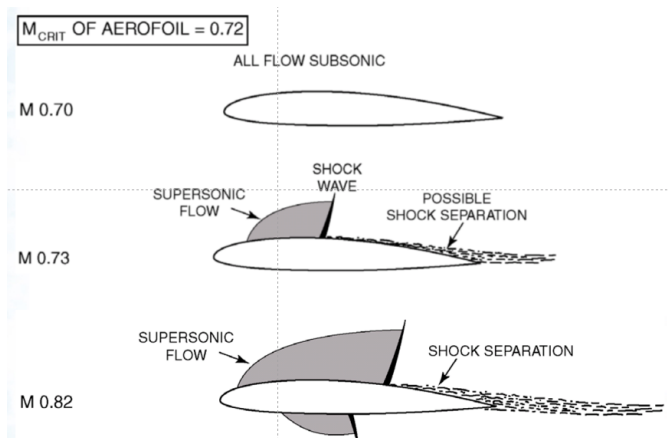
【研究对象是 airfoil, not aeroplane】

临界马赫数 M_{CRIT}

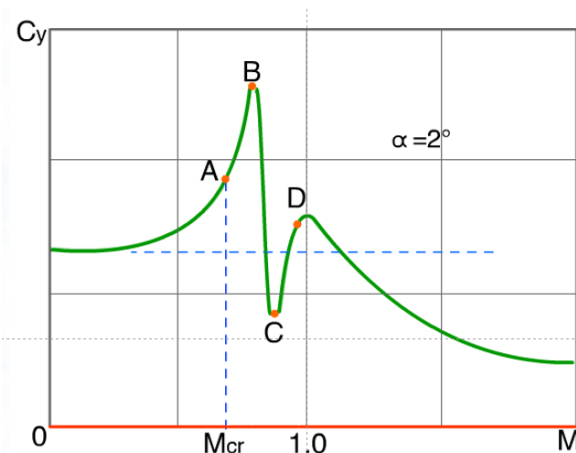
机翼上表面流速大于飞行速度, 因此当飞行 M 数小于 1 时, 机翼上表面最低压力点(流速最快的那一点)的速度就已达到了该点的局部音速(此点称为等音速点)。此时的飞行 M 数称为临界马赫数 M_{CRIT} 。

局部激波的形成

飞行马赫数大于临界马赫数后，机翼上表面开始出现超音速区。在超音速区内流管扩张，气流加速，压强进一步降低，与后端的压强为大气压力的气流相作用，形成一道压力、密度、温度突增的界面，即激波。The pressure further decreases and interacts with the airflow at the back end whose pressure is atmospheric, forming an interface with a sudden increase in pressure, density and temperature, which is a shock wave.



激波先产生于上表面，但之后在下表面向后延伸更快

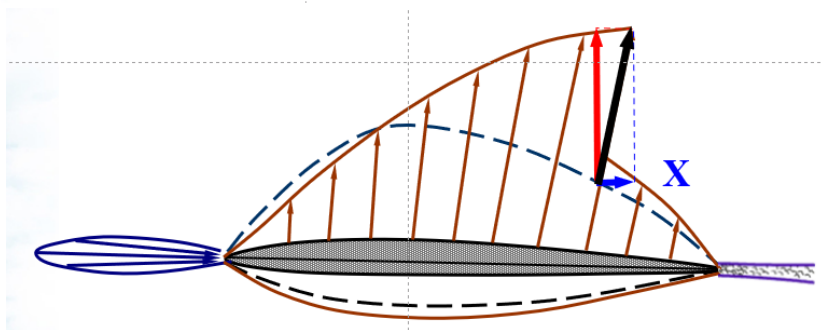


- 随M数增大，升力系数增减增减，即升力系数“二起二落”。

当激波增强到一定程度，阻力系数急剧增大，升力系数迅速减小，这种现象称为激波失速。（低速是超过临界迎角）随着飞行M数的增加，飞机将在更小的迎角下开始出现激波失速，导致临界迎角和最大升力系数的继续降低。

Wave drag 波阻的产生

波阻就是正迎角时，在跨音速阶段翼型airfoild产生的附加吸力向后倾斜 tilted additional suction 从而在速度方向所附加产生的阻力。



翼型阻力系数随M数的变化

超过临界马赫数后，波阻急剧增大导致阻力系数急剧增加的马赫数，称为阻力发散马赫数 **MDD Drag-divergence Mach number**。阻力系数关于自由流马赫数偏导数等于 0.1 时所对应的马赫数。

最大操纵马赫数 (M_{mo}) < 阻力发散马赫数 (**MDD**)

增大阻力发散马赫数的方法：

1.后掠翼 **Swept wing** 【设计目的是增大临界马赫数（题目选 M_{cr} ），另外作用是增大 **MDD**】

2.超临界翼型 **supercritical aerofoil** 【设计目的是增大 **MDD**（题目选 **MDD**）】

飞机 **aeroplane** 的压力中心变化【注意！研究对象是 **aeroplane**】

Subsonic: move forward

Transonic: move backward->forward->backward 压力中心后前后（跨音速阶段）

【对比：airfoil 压力中心随 M 增加前移】

随着 M 数的增大，压力中心后移。压力中心后移，使飞机出现自动俯冲现象，导致跨音速区的速度稳定性丧失，这种现象称为**马赫俯冲(Mach Tuck)**。

大型机通过加装**马赫配平机构(Mach Trim)**可以抑制马赫俯冲。【原理是调整 **elevator**，而不是 **THS**（错误选项）】

M 数对飞机的失速迎角的影响

Critical AOA decreases with increasing Mach (due increasing reverse pressure gradient)

飞机在不同 M 数下的极曲线

飞机在低速飞行时，最大升阻比只和迎角有关，无论速度、重量如何，只要将迎角拉到有利迎角，对应的就是最大升阻比。

高速飞行阶段，随着马赫数增大，最大升阻比减小。

后掠翼的高速升阻力特性

后掠角是机翼 $\frac{1}{4}$ 弦长的连线与飞机横轴之间的夹角。The sweepback Angle is the Angle between the line connecting a quarter of the chord length of the wing and the lateral axis of the aircraft.

sweepback 设计目的: increase M_{cr}

【对比: super critical airfoil 设计目的: increase M_{dd} 阻力发散马赫数】

对称气流经过后掠翼,可以将气流速度分解到垂直于机翼前缘和平行于机翼前缘。

Symmetrical airflow passing through the swept-back wing can decompose the airflow velocity to be perpendicular to and parallel to the leading edge of the wing.

后掠翼的升力大小由垂直于前缘的有效分速所决定。

后掠翼的翼根效应和翼尖效应

在气流向后的流动过程中,平行于前缘的气流分速不发生变化,而垂直于前缘的有效分速则发生先减速、后加速、再减速的变化,导致总的气流方向发生左右偏斜。即所谓流线呈“S”形流动。

During the backward flow of the airflow, the partial velocity of the airflow parallel to the leading edge does not change, while the effective partial velocity perpendicular to the leading edge first decelerates, then accelerates, and then decelerates again, resulting in a left-right deviation in the overall airflow direction. That is to say, the so-called streamline flows in an "S" shape.

翼根效应

后段流管收缩变细,流速加快,压强减小,吸力有所增加。流管最细的位置后移,最低压力点向后移动。

翼尖效应

在后段,流管扩张,流速减慢,压强升高,吸力减小。流管最细位置前移,最低压力点向前移动。

翼根效应使翼根部位机翼的吸力峰减弱,升力降低;

翼尖效应使翼尖部位的吸力峰增强,升力增加。

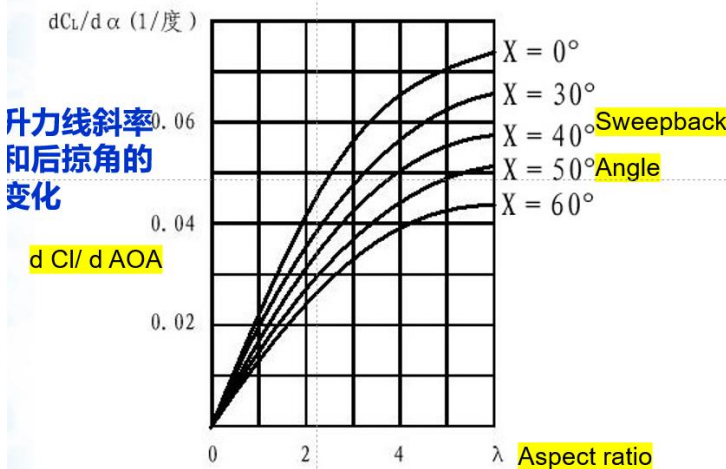
The wing root effect weakens the suction peak at the wing root position and reduces the lift.

The wingtip effect intensifies the suction peak at the wingtip and increases the lift.

后掠翼的临界迎角和最大升力系数比平直翼小

同平直机翼相比,后掠翼相同迎角下的升力系数更小,最大升力系数和临界迎角也较小。根本原因在于后掠翼的升力特性是由垂直于前缘的有效分速决定的。Compared with straight wings, swept-back wings have a smaller lift coefficient at the same Angle of attack, and their maximum lift coefficient and critical Angle of attack are also smaller. The fundamental reason lies in the fact that the lift characteristic of the swept-back wing is determined by the effective partial velocity perpendicular to the leading edge.

后掠角和展弦比对升力系数斜率的影响



后掠翼在大迎角下的失速特性: 翼尖先失速

Spanwise flow-> thick boundary layer at tip

CP forward-> reverse pressure grad increases

原因:

①翼根效应和翼尖效应,使机翼上表面翼根部位压力大于翼尖部位压力,压力差促使气流展向流动,使附面层在翼尖部位变厚,容易产生气流分离。

②翼尖效应使翼尖部位上表面吸力峰增强,逆压梯度增加,容易气流分离。

The root effect and tip effect of the wing cause the pressure at the root of the wing on the upper surface of the wing to be greater than that at the tip. The pressure difference prompts the airflow to flow laterally, thickening the boundary layer at the tip and making it easy for airflow separation to occur. (2) the effect of wingtip effect causing the wingtip areas on the surface of the suction peak enhancement, adverse pressure gradient increases, easy flow separation.

后掠翼飞机改善翼尖先失速的措施

主要方法:

阻止气流在机翼上表面的展向流动 Prevent Spanwise flow

主要手段:

- 翼刀 Wing fence
 - 几何扭转 Geometric twist/ Washout
 - 气动扭转 Aerodynamic twist
 - 前缘锯齿 Sawtooth leading edge
 - 涡流发生器 Vortex generator
- (考试错误选项: winglet, winglet 只能减小 vortex 形成)

Geometric twist means that the **chord lines** of the wing's cross-sections do not lie in the same plane. In other words, each section of the wing is rotated slightly compared to the others.

Aerodynamic twist means that the **airfoil shape/profile** itself changes from one wing cross-section to another. Different sections of the wing use different airfoil profiles.

前缘锯齿的作用是, 当有迎角时, 锯齿两侧剖面的弦向压力分布不连续, 气流在内段卷起, 在机翼上形成旋涡, 旋涡旋转方向阻止机翼附面层向翼尖方向发展, 推迟分离。The function of the leading edge sawtooth is that when there is an Angle of attack, the tangential pressure distribution on both sides of the sawtooth profile is discontinuous. **The airflow swirls in the inner section,** forming vortices on the wing. The rotation direction of the vortices prevents the wing boundary layer from developing towards the wingtip (**prevent spanwise flow**), delaying separation.

A vortex generator is essentially a small, low-aspect ratio winglet mounted perpendicular to the surface of the body at a certain installation angle. Because its aspect ratio is small, the strength of the wingtip vortices it produces is relatively high. When these high-energy wingtip vortices mix with the low-energy boundary-layer flow downstream, they transfer energy into the boundary layer. With this additional energy, the boundary layer in an adverse pressure gradient can continue to remain attached to the surface of the body rather than separating.

后掠翼的跨音速升阻力特性

空气流过后掠翼时，其气动特性主要取决于垂直分速，而 V_n 总是小于飞行速度的。

后掠翼的临界马赫数 M_{CRIT} 比相同剖面平直翼的 M_{CRIT} 大。后掠角越大， M_{CRIT} 越大。这是高亚音速飞机采用后掠翼的主要原因。

When air flows over a swept wing, its aerodynamic characteristics are determined mainly by the component of velocity perpendicular to the wing's leading edge, and this normal velocity V_n is always less than the aircraft's flight speed.

The critical Mach number M_{crit} of a swept wing is higher than that of a straight wing with the same airfoil section. The greater the sweep angle, the higher the M_{crit} . This is the main reason why high-subsonic aircraft use swept wings.

后掠翼的翼尖激波

Shock wave cause wave drag:

1.shock wave itself

2.separation of airflow

→

Separation cause Mach buffet(before shock stall)

→

Shock stall happened when boundary layer separation induced

飞行 M 数大于 M 临界后，由于后掠翼的翼尖效应，有可能首先在尖翼附近出现局部超声速区，并产生局部激波，称为“翼尖激波”。

导致边界层分离使飞机的升力降低称为激波失速 (shock stall)。

产生激波失速前在飞机上产生的高速抖振现象称为马赫抖振 (mach buffet)。

When the flight Mach number exceeds the critical Mach number, a swept wing may develop local supersonic regions near the wing tips due to tip effects. These regions can generate local shock waves, known as *wingtip shocks*.

A reduction in lift caused by boundary-layer separation induced by shock waves is referred to as *shock stall*.

Before shock stall occurs, the aircraft may experience a high-speed vibration phenomenon known as *Mach buffet*.

Mach Buffeting and Shock-Induced Stall

During high-speed flight, as flight speed increases (with angle of attack kept constant), local shock waves form, causing airflow separation on the upper surface of the wing. This type of separation is called **shock-induced separation**.

1. As the Mach number continues to increase, the shock wave becomes stronger, and the separation caused by the shock becomes more severe. The aircraft begins to

experience vibrations known as **high-speed buffet**, also called **Mach buffet**.

2. With further increases in Mach number, the shock wave strengthens even more and the separated flow region expands. When the upper wing surface becomes fully covered by separated flow, the aircraft is about to enter stall. This type of stall is called **shock-induced stall**.

抖振空气动力升限

飞机的低速抖振边界受失速速度限制，高速抖动边界受马赫抖振 **mach buffet** 限制。载荷因素为 **1g** 时，飞机只能以唯一的速度飞行的高度称为飞机的空气动力升限。

抖振升限是指在给定抖载荷因、速度、重量和重心条件下的最大飞行高度。The buffeting ceiling refers to the maximum flight altitude under given buffeting load factors, speed, weight and center of gravity.

抖振载荷因素常取 **1.3g**。