

空气动力学与飞行原理

第一章 空气动力学简介

一、空气动力学是研究物体与空气之间相对运动规律的一门学科。

二、 $M < 0.4$ 称为低速流动 $M > 0.4$ 称为高速流动

三、研究方法：实验研究、理论分析、数值计算

四、空气动力学：实验空气动力学、理论空气动力学、计算空气动力学

关注公众号空管新青年-shv

第二章 飞机和大气的一般介绍

一、飞机的结构

1) 机身 { 装载机组、旅客、货物和其他必要设备
将其他部分连接成一个整体

12) 机翼 { 升力
安装发动机, 安装起落架, 设置起落架轮舱, 安装油箱
保证飞机稳定性和操纵性

13) 尾翼 : 操纵飞机的俯仰和偏转

14) 起落装置 : 前三点式 : 具有良好的地面滑跑方向稳定性
后三点式

15) 动力装置 { 产生拉力, 提供推力
提供电力, 座舱加压, 空调系统

二、飞机三个空间姿态

俯仰运动 —— 横轴 —— 升降舵

偏转运动 —— 竖轴 —— 方向舵

滚转运动 —— 纵轴 —— 副翼

三、操纵系统 { 主操纵系统 : 副翼, 升降舵, 方向舵
辅助操纵系统 : 配平片, 襟翼

四、大气组成: 纯净空气, 水蒸气, 大气杂质

五、大气分层: 对流层, 平流层, 中间层, 电离层, 散逸层

六、温度换算 { $T_F = \frac{9}{5} T_C + 32$
 $T_K = T_C + 273.15$

七、完全气体状态方程 $p = \rho R T$

八、温度越高, 能含水量越多;

九、空气温度越大, 空气密度越小

十、造成气体具有粘性的主要原因是气体分子不规则热运动。

十一、影响空气粘力的因素：① 速度梯度 $\rightarrow$ 粘 $\uparrow$

② 空气温度 $\uparrow \rightarrow$ 粘 $\uparrow$

③ 接触面积 $\uparrow \rightarrow$ 粘 $\uparrow$

④ 气体性质

十二、牛顿粘性定律 $\tau = \mu \frac{du}{dy}$ $\frac{du}{dy}$: 速度梯度

十三、雷诺系数: $Re = \rho v l / \mu$

Re 无量纲量, Re 越小, 空气粘性的作用越大

Re 越大, 空气粘性的作用越小

十四、国际标准大气

海平面气温: 15°C 气压: 1013.25 Pa 音速: 661 kt

对流层高度: 11 km $\left\{ \begin{array}{l} \text{每上升 } 1 \text{ km } \text{ 温度减小 } 6.5^{\circ}\text{C} \\ \text{每上升 } 1000 \text{ ft } \text{ 温度减小 } 2^{\circ}\text{C} \end{array} \right.$

十五、ISA 偏差 指确定地点的实际温度与 ISA 标准温度的差值

第三章 空气流动的基本规律

一、超高空空气不可以认为是连续介质

二、流体模型化

(1) 理想流体 —— 忽略流体粘性作用 (考虑阻力问题时不可用)

(2) 不可压流体 —— 密度为常量的流体 ($M < 0.4$ 可用)

(3) 绝热流体 —— 不考虑热传导性 ($M < 0.4$ 可用)

(4) 定常流体 —— 速度、压力、温度、密度都不随时间变化

三、流场描述方法

(1) 拉格朗日法 (指定流体质点)

(2) 欧拉法 (指定空间固定点)

四、迹线是同一质点在不同时刻形成的轨迹; 流线是不同质点在同一时刻形成的曲线

五、质量守恒 —— 连续性方程

当流体流过流管时, 流体将连续不断并稳定地在流管中流动, 在同一时间流过流管任意截面的流体质量相等。

六、动量守恒 —— 欧拉方程

$$dp + \rho v dv = 0$$

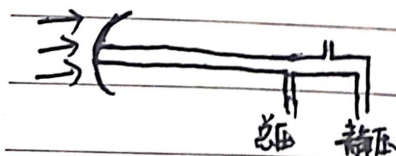
七、能量守恒 —— 伯努利方程 (低速能量方程)

$$p + \frac{1}{2} \rho v^2 = p_0$$

静压 + 动压 = 总压

▲使用条件: 定常、绝热、理想流体、不可压缩

八、皮托管:

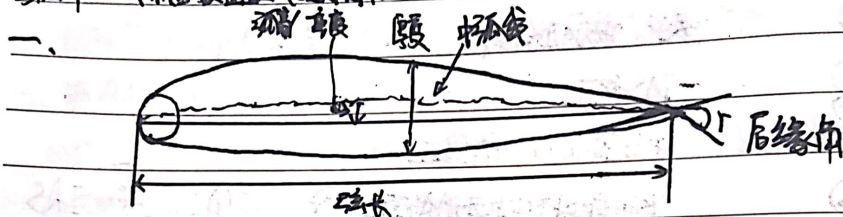


九、速度们

- 1) 指示空速 (IAS) 表速, 由动压得到
- 2) 修正空速 (CAS) IAS 修正
- 3) 当量空速 (~~EAS~~) 特定高度 CAS 的修正
- 4) 真实空速 (TAS) 飞机相对于空气运动的真实速度 $TAS = \sqrt{\frac{P_o}{P_h}} IAS$
- 5) 地速 (GS) 相对于地面运动速度 $GS = TAS \pm \text{风速}$

关注公众号空管新青年-shy

第四章 飞机的低速空气动力特性



最大厚度位置：是最大厚度到翼型前缘的距离与弦长的比值，用百分比表示。

相对厚度（厚弦比）：翼型最大厚度与弦长的比值。相对厚度 = $\frac{\text{最大弧高}}{\text{弦长}} \times 100\%$

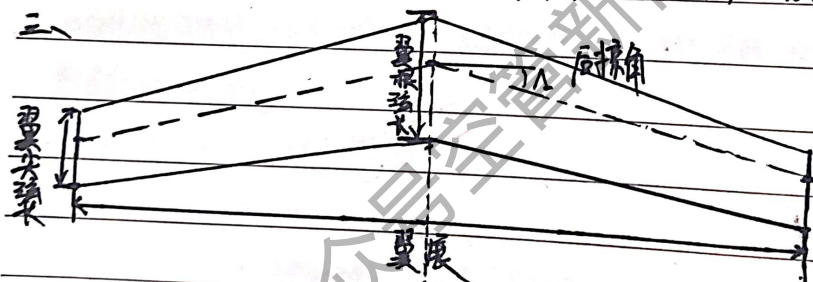
最大厚度位置：最大弧高到翼型前缘距离与弦长的比值，用百分比表示。

相对厚度：最大弧高与翼弦的比值

二、翼型 椭圆形机翼阻力最小，造价高。

梯形机翼，性能较好，造价便宜。

后掠翼和三角翼有很好的高速性能，能提高临界马赫数。



展弦比：机翼翼展与平均弦长的比值

梢根比：机翼尖弦长与机翼翼根弦长比值

后掠角：越大高速性能越好，越小低速性能越好

四、相对气流方向与翼弦之间夹角，称为迎角，用 α 表示。

五、升力产生原理：上表面流速快，下表面流速慢，有压力差，就是升力。

六、机翼升力的着力点：叫作机翼的压力中心。

对于对称翼型，迎角小于临界迎角时，迎角增大，则压力中心前移；

当迎角大于临界迎角时，迎角增大，则压力中心后移；

七、在机翼前缘，流速减小到零，即正压最大的点，叫作驻点。（正压最大）

1. 吸力最大的点，称为最低压力点。

2. 翼型压力分布表示翼型表面压力系数大小，主要取决于迎角和翼型的形状。（与流速无关）

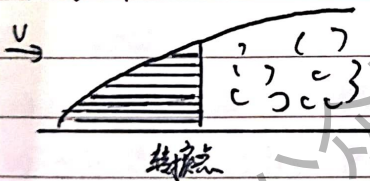
八、升力公式： $L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S$

一、阻力分类

摩擦阻力
压差阻力
干扰阻力
诱导阻力

} 废阻力
} 三维（对翼型飞机而言）

二、低速附面层



内因：层流本身的不稳定
外因：物面的扰动作用

特点：(1) 附面层内沿物面法线方向压强不变且等于法线主流压强。

(2) 附面层厚度随气流流经物面距离的增加而增加

十三、摩擦阻力

飞行速度 $\uparrow$ $\rightarrow$ 转捩点前移 $\rightarrow$ 摩擦阻力增大

表面粗糙 $\uparrow$ $\rightarrow$ 转捩点前移 $\rightarrow$ 摩擦阻力增大

接触面积 $\uparrow$ $\rightarrow$ 摩擦阻力越大

紊流附面层 $>$ 层流附面层

十四、压差阻力 (压差阻力是由于物体前后的压力差而产生的阻力)

1、压差阻力大小与分离点位置有关，而分离点位置主要取决于迎角。

迎角越大，分离点前移，压差阻力增大。

2、迎风面积越大，压差阻力越大。

十五、干扰阻力

组装到一起后多出的阻力

十六、诱导阻力

影响因素：(1) 机翼形状：椭圆形最小

(2) 平飞速度： $D_{i0} \propto \frac{1}{V_{\infty}^2}$

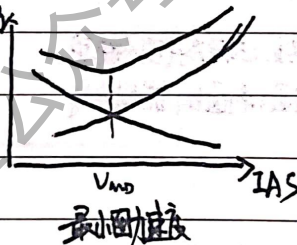
(3) 升力 (L)：(L² 成正比)

(4) 展弦比 (越大， D_{i0} 越小)

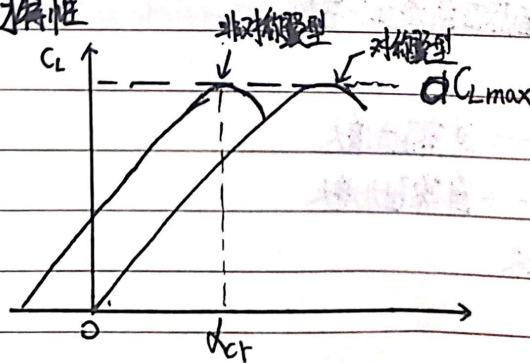
▲减小诱导阻力方式：翼梢小翼

十七、阻力公式 $D = C_D \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S$

十八、飞行总阻力

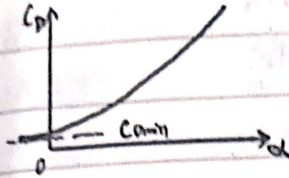


十九、升力特性



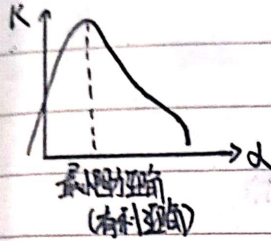
临界迎角	α_{cr}
最大升力系数	C_{Lmax}

二十一、阻力特性



零升阻力系数 — C_{D0}
最小阻力系数 — C_{Dmin}
 $C_{D0} \approx C_{Dmin}$

二十二、升阻比特性

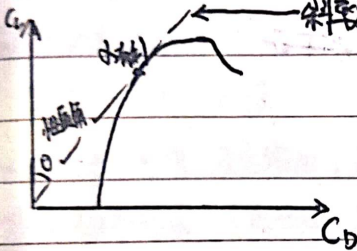


$$K = \frac{C_L}{C_D} = \cot \theta$$

θ — 升阻角

(升阻角越小, 升阻比越大)

二十三、

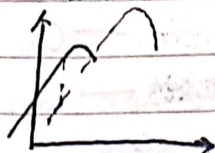


二十三、地面效应

- (1) 上下翼面压差增加, 升力系数增加。
 - (2) 地面阻碍使下洗流减小, 使诱导阻力减小, 阻力系数减小。
 - (3) 下洗流减小, 使平尾有效迎角增大, 使视附加低头力矩。
- ▲当飞机距地面高度在一个翼展以上时, 可以不考虑地面效应对飞机影响。

二十四、增升装置 (增升成: 增大速度, 增大机翼面积, 延缓气流分离)

1. 前缘缝翼



—— C_l
----- 折

2. 后缘襟翼

(起下小角度, 着陆大角度)

分裂襟翼

—— 延缓分离

简单襟翼

—— 速度增加

开缝襟翼

—— 增大速度, 延缓分离

后缘开缝襟翼

—— 增大 C_l

后缘开缝襟翼

—— 增大 C_l 延缓分离

3. 前缘襟翼

增大速度, 延缓气流分离

关注公众号: 航空管新青年

第五章 高速空气流动的基本特性

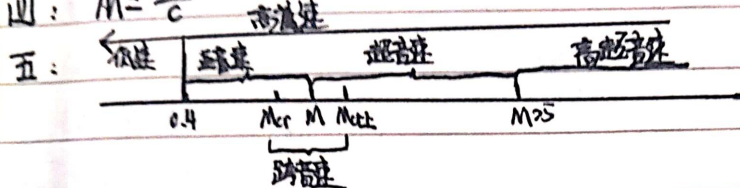
一、空气的压缩性

外因：气流速度 内因：当前飞行高度上音速大小

二、速度 $\rightarrow$ 密度 $\rightarrow$ 密度变化量 $\uparrow$

三、音速大小取决于温度，温度越低，音速越小，空气容易被压缩

四： $M = \frac{v}{c}$



M_{cr} 为临界马赫数
 M_{cr+1} 为上临界马赫数
 $M_{cr} \approx 1.3M$

六、一维定常绝热流的连续性方程

$$\frac{\rho A}{A} = (M^2 - 1) \frac{dV}{V}$$

$M < 1$ 时，流管收缩，流速增加，流管扩张，流速减小。

$M > 1$ 时，流管扩张，流速增加，流管收缩，流速减小。

七、一维定常绝热流的能量方程 (内能含自交换)

$$\frac{v^2}{2} + u + \frac{p}{\rho} = C$$

动能 + 内能 + 压能 = C

八、当飞行高度一定时，驻点处各气流参数随飞行马赫数的增加而增加。

当飞行高度和速度一定时，驻点处参数一定。机翼表面各点的气流参数又随该点局部马赫数变化而变化。局部马赫数增加，则该点温度、压力、密度减小，反之增加。

九、激波

1. 正激波

- ① $p, T, \rho \uparrow$ $u \downarrow$
- ② $M > 1 \rightarrow M < 1$
- ③ 强度最大

2. 斜激波

- ① $p, T, \rho \uparrow$ $u \downarrow$
- ② $M > 1 \rightarrow M < 1 / \sin \alpha$

3. 圆椎激波

- ① 强度极弱
- ② 气流过后，不断改变速度大小和方向

十、膨胀波

气流经过后， $p, \rho, T \downarrow$ $u \uparrow$

十一、膨胀波与激波

1. 由于空气压缩性，在超音速时，气流因阻滞而产生膨胀波，因扩张而产生膨胀波。

2. 激波是超音速气流减速时产生的现象。

膨胀波是超音速气流加速时产生的现象。

3. 激波是突变，膨胀波是连续变化。

关注公众号：空管新青年-shiv

第一章 飞机的空气动力特性

一、翼型亚音速空气动力特性 ($1 > M > 0.4$)

- (1) 在负压区, 流速加快, 密度减小, 压力额外减小, 吸力额外增加。
在正压区, 流速减慢, 密度增加, 压力额外增大。

吸力区
压力区

(2) 随 M 增加, C_L 和 C_L^* 增加 (C_L^* : 升力系数修正)

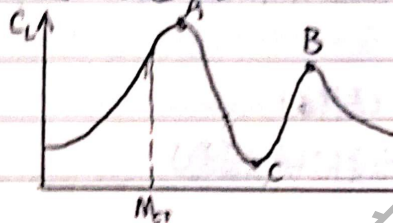
(3) M 增加, C_{Lmax} 和 α_{cr} 减小

(4) M 增加, C_D 基本不变

(5) M 增加, 翼型压力中心前移

二、翼型跨音速空气动力特性

(1) C_L 随 M 变化而变化



A: 下表面出现音速

B: 上表面激波移至后缘

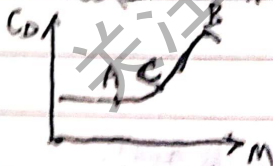
C: 下表面激波移至后缘

(2) C_{Lmax} 和 α_{cr} 随 M 变化而变化

在小于 M_{cr} 范围内, C_{Lmax} 和 α_{cr} 按亚音速规律变化。

超过 M_{cr} 以后, 翼型上表面出现局部超音速区和局部激波, α_{cr} 及 C_{Lmax} 继续减小。

(2) 阻力系数 C_D 随 M 的变化



M_{cr} 阻波数马赫数: $\frac{dC_D}{dM} = 0$

(4) 压力中心随马赫数变化

先后移, 接着前移, 而后又后移

当飞机进入跨音速 ($M 0.80 \sim 1.0$), 压力中心后移导致飞机出现低头趋势。

这种现象称为马赫俯冲。对应方法: 马赫配平机构

三、飞行马赫数超过 M_{cr} 之后,翼型表面产生了局部激波,由于出现激波而额外产生的阻力称为激波阻力。

激波阻力是指激波前和激波分离而引起的压差阻力之和。

四、影响激波阻力大小的因素

- (1) 飞行马赫数越大,激波阻力越大。
- (2) 迎角越大,激波阻力越大。
- (3) 翼型表面越粗糙,激波阻力越大。

五、阻力发散马赫数 M_{dd}

- (1) 局部激波出现后,阻力系数不会剧变。在达到 M_{dd} 后必须重视。

所以飞机飞行速度 M_{mo} , 一般大于阻力发散马赫数 M_{dd}

- (2) 增加 M_{dd} 的方式:

① 增加临界马赫数 ② 超临界翼型 (后掠翼)

六、临界马赫数 M_{cr} : (最低压强点处气流达到音速时的飞行马赫数)

迎角 $\downarrow$ $M_{cr} \downarrow$
相对厚度/厚度 $\downarrow$ $M_{cr} \downarrow$

七、局部激波的形成和发展

① 翼上表面产生激波。

② 随着 M 增加,等音速点前移,局部激波后移,激波强度增加。

③ 下翼面的局部激波后移 (快)。

八、高速翼型特点

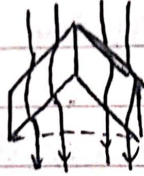
① 相对厚度小 ② 相对厚度小 ③ 最大厚度位置后移 ④ 前缘半径小

九、后掠翼空气流动特性

1. 后掠翼能提高临界马赫数。

2. 后掠翼的翼根效应和翼尖效应

后掠翼翼根效应使翼根处升力减小，翼尖效应使翼尖处升力增加。



3. 后掠翼翼尖失速

△内部副翼可避免后掠翼横侧操纵效能丧失。

4. 后掠翼翼尖失速改善措施：

- ① 几何扭转 ② 气动扭转 ③ 翼上表面翼刀 ④ 前缘翼刀 ⑤ 前缘翼下翼刀
- ⑥ 前缘锯齿 ⑦ 涡流发生器

第七章 飞机的平衡、稳定性和操纵性

一、飞机的平衡：是指飞机外力之和为零，各力对重心构成力矩之和为零。

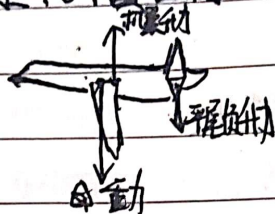
二、平均空气动力弦 MAC

假想成一个矩形的机翼。

▲ 一般情况下，飞机的重心位置位于 MAC 弦长的 $1/4$ 点处。

三、飞机的俯仰平衡

主要的俯仰力矩：①机翼（正升力）②平尾（负升力）③拉力（对重心）



四、飞机的方向平衡

主要偏转力矩：①两翼的阻力对重心形成的力矩。

②垂直尾翼侧力对重心形成的力矩。

③双发动机或多发动机的拉力对重心形成的力矩。

五、飞机的横侧平衡：

主要的滚转力矩：①两翼升力对重心形成的力矩。

②副翼差动偏转形成的升力差对重心的力矩。

③螺旋桨旋转时的反作用力矩。

六、相对气流从左前方吹来，叫作左侧滑。

从右前方吹来，叫作右侧滑。

七、飞机的稳定性：飞机偏离后，若能自动恢复原来的平衡状态，则称飞机有稳定性。

八、飞机的俯仰稳定性：主要由水平尾翼提供。

九、飞机的方向稳定性：主要由垂直尾翼提供，其次是上反角，后掠角。

十、飞机的横侧稳定性：主要由机翼上反角和机翼后掠角产生。

十一、焦点(AC)：由于迎角改变所产生的飞机附加升力的着力点，叫作飞机焦点。

焦点是一个气动力特性参数，在飞机设计之初就已确定，不可改变。

十二、纵向静稳定性：焦点和重心之间的距离称为纵向静稳定性，其大小表明了飞机稳定性强弱。

十三、侧向稳定性 = 方向稳定性 + 横侧稳定性

十四、飘摆(荷兰滚)：飞机的横侧稳定性过强，而方向稳定性过弱。

十五、螺旋下降：飞机的方向稳定性过强，而横侧稳定性过弱。

十六、影响飞机稳定性的因素

(1)、重心位置前后移动：

对俯仰稳定性影响较大
对方向稳定性影响较小
对横侧稳定性无影响

(2)速度变化对飞机稳定性影响

$v \uparrow$ 阻力 $\downarrow$ 飞机稳定性 $\uparrow$

(3)高度变化对飞机稳定性影响

$h \uparrow$, $P \downarrow$, 飞机阻力矩 $\downarrow$, 稳定性 $\downarrow$

(4)大迎角飞行对飞机稳定性影响

在大迎角或接近临界迎角飞行时，因飞机的横侧阻力矩发生变化，

飞机可能丧失横侧稳定性，出现机翼自转现象。

十七、飞机的俯仰操纵性：拉杆 $\rightarrow$ 升降舵 $\rightarrow$ 抬头 $\rightarrow$ α 角

▲在直线飞行中，驾驶盘前后的每一个位置都对应着一个迎角或飞行速度。

▲使用配平片可减小或消除杆力。

十八、飞机的方向操纵性：蹬右舵 $\rightarrow$ 飞机右侧滑。蹬左舵 $\rightarrow$ 飞机左侧滑。

十九、飞机的横侧操纵性：左右压盘 $\rightarrow$ 左右滚转。对应着一个稳定的滚转偏航。

二十、影响飞机操纵性的因素：

(1)、重心的位置

重心位置前移越多，升力所形成的附加下俯力矩越大，所需要的升降舵上偏角和拉杆也越大，操纵性越差。

(2) 飞行速度

飞行速度大，飞机反应快，飞机操纵性好。

(3) 飞行高度

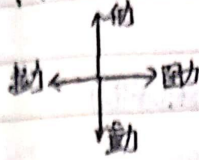
高空有杆，舵变轻，反应迟缓的现象。

(4) 大迎角

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。

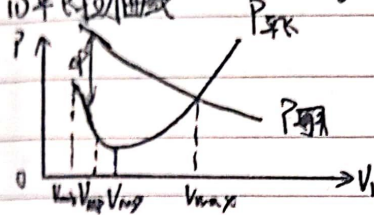
第八章 飞机的基本飞行状态

一、平飞: $L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho V_{\text{平}}^2 \Rightarrow V_{\text{平}} = \sqrt{\frac{2W}{C_L \rho S}}$

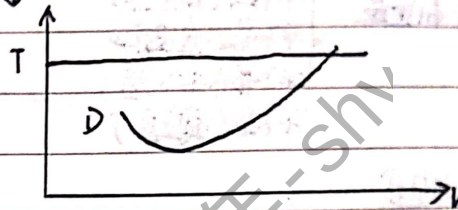


二、平飞性能

1) 平飞时功率曲线

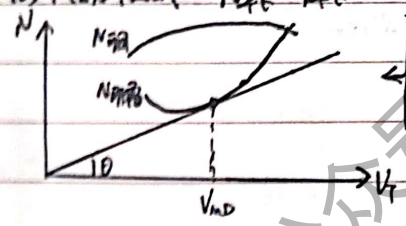


活塞式 涡轮式

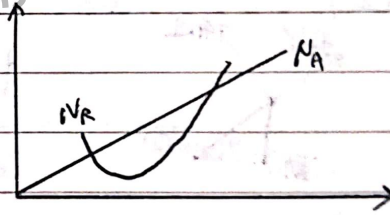


$\Delta P_{\text{max}} \rightarrow V_{\text{MP}}$ 活塞式
 $\Delta P_{\text{max}} \rightarrow V_{\text{MD}}$ 涡轮式

2) 平飞功率曲线 $N_{\text{平}} = P_{\text{平}} \cdot V$



活塞式 涡轮式



▲ 对于活塞式, ΔN_{max} 对应平飞所需拉力最小的速度 (V_{MD})

(3) 平飞性能参数

① 平飞最大速度 ② 平飞最小速度 ③ 最小阻力速度 ④ 最小功率速度 ⑤ 平飞范围

V_{MD} 经济速度 K_{max} ΔN_{max} P_{min} 远航速度 最小阻力速度
 V_{MP} 经济速度 ΔP_{max} 远航速度 最小功率速度

三、影响平飞性能的因素

1) 飞行高度

高度 ↓ $\begin{cases} \text{平飞最大指示空速} \downarrow \\ \text{平飞最大真空速} \downarrow \\ \text{平飞最小指示空速} \text{ 先不变 然后} \\ \text{平飞最小真空速} \downarrow \end{cases}$ (低高度时, 受临界迎角限制)

12) 温度 同高度

13) 飞机重量

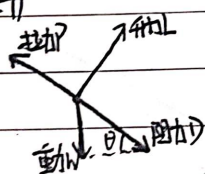
$\begin{cases} \text{平飞最大指示空速} \downarrow \\ \text{平飞最大真空速} \downarrow \\ \text{平飞最小指示空速} \downarrow \\ \text{平飞最小真空速} \downarrow \end{cases}$

14) 俯冲线

四、飞行性能: 航程; 续航时

▲ 顺风飞行应当减小空速, 逆风飞行应当增大空速, 以增大平飞航程。

五、上升



$$\begin{cases} P = D + W_2 = D + W \sin \theta_L \\ L = W_1 = W \cos \theta_L \end{cases}$$

$$V_E = V_{KE} \sqrt{\cos \theta_L}$$

六、上升性能

1) 上升角和爬升速度 (V_h)

上升角 (θ_L): 上升轨迹与水平面的夹角

上升梯度 ($\tan \theta_L$): $\tan \theta_L = \frac{\Delta P}{W}$

爬升速度: 获得最大上升角的速度

▲ 活塞式螺旋桨飞机爬升速度为最小功率速度 (V_{mp})

12) 上升率和快升速度 (V_y)

上升率: 指单位时间内飞机上升的高度, 飞机上升速度的垂直分速度。

快升速度: 能获得最大上升率的速度为快升速度。 V_y

▲ 飞机重量一定条件下, 上升率取决于升力大小。活塞式快升速度为最小阻力速度 (V_{MD})

13) 上升时间和升限

上升时间: 指上升至预定高度所需的最短时间

升限: $\begin{cases} \text{理论升限: 最大上升率等于零的高度} \\ \text{实用升限: } \begin{cases} \text{活塞式: 上升率为 } 100 \text{ ft/min 对应高度} \\ \text{喷气式: 上升率为 } 500 \text{ ft/min 对应高度} \end{cases} \end{cases}$

七、影响上升性能的因素

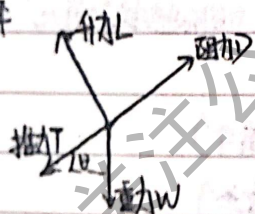
1) 飞行高度 $\downarrow \Rightarrow$ 上升角 $\downarrow$ 上升率 $\downarrow$

2) 温度 温度升高 $\Rightarrow$ 发动机有效功率 $\downarrow$ 上升所需功率 $\uparrow$ 剩余功率 $\downarrow$ 上升率 $\downarrow$

3) 飞机重量 重量 $\uparrow$ 上升所需功率 $\uparrow$ 剩余功率 $\downarrow$ 上升率 $\downarrow$

4) 风

八、下降



$$\begin{cases} L = W \cos \theta_T \\ D = W \sin \theta_T + T \end{cases}$$

$$V_T = V_{KT} \sqrt{\cos \theta_T}$$

九、下降性能

1) 下降角: 飞机的下降轨迹与水平面之间的夹角, 以 θ 表示。

下降距离: 指飞机下降一定高度所前进的水平距离以 L 表示。

下降坡度: $\tan \theta = \frac{H}{L}$

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{零拉力 } \tan \theta = \frac{1}{K} \Rightarrow L = H \cdot K \\ \text{正拉力 } \tan \theta = \frac{1}{K - P} \end{array} \right.$$

$$\text{正拉力: } L = \frac{H}{\tan \theta} = \frac{H}{K - P}$$

▲当飞机正拉力下降时, 飞机的下降角和下降距离不仅取决于升阻比, 还取决于拉力和飞机重量。重量越大, 下降角越大, 下降距离越小。正拉力越大, 下降角越小, 下降距离越大。

12) 下降率: 单位时间下降高度, 用 V_y 表示

$$\text{① 零拉力: } V_{y0} = V_T \sin \theta \propto \frac{V_T}{K} = \frac{1}{W} \sqrt{\frac{W}{K}}$$

$$\text{② 正拉力: } V_y \propto V_T \left(\frac{1}{K} - \frac{P}{W} \right) = \frac{1}{W} \sqrt{\frac{W}{K} (1 - PK)}$$

十、影响下降性能的因素

1) 飞行高度和温度增加

零拉力: 下滑角不变, 下滑率增大 (高度和温度↑, 真空速↓)

正拉力: 下滑角增大 (高度和温度↑, 拉力减小, 负拉力拉力增大)

12) 飞机重量

零拉力: $W \uparrow$ 下滑角不变 下滑距离不变 下滑率↑

正拉力: $W \uparrow$ 下滑角↑ 下滑率↓

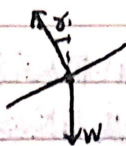
13) 风

▲顺风下降, 适当减速, 可增加下降距离。

逆风下降, 适当加速, 可增加下降距离。

十一、盘旋 (转弯)

$$\begin{cases} L \cos \gamma = W \\ L \sin \gamma = m \frac{v^2}{r} \\ P = D \end{cases}$$



十二、飞机的载荷因数

$$n_y = \frac{L}{W}$$

▲ 限制载荷因数：正常使用下的最大允许载荷与重力之比。

▲ 极限载荷因数：1.5倍限制载荷因数，飞机结构必须能够承受极限载荷因数至少3s不被破坏。

十三、盘旋性能

(1) 盘旋半径 $r = \frac{v^2}{g \cdot \tan \gamma}$

(2) 盘旋半径时间 $T = \frac{2\pi r}{v} = \frac{2\pi}{g} \cdot \frac{v}{\tan \gamma}$

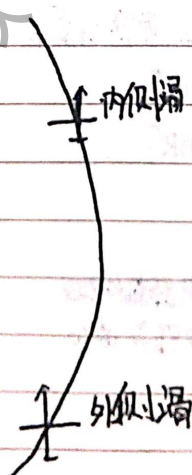
(3) 转弯率：飞机单位时间内转过的角度 $\omega = \frac{\pi}{T} = \frac{g \tan \gamma}{v}$

▲ 标准转弯按3°/s的速率进行转弯，一周时间为2min。

十四、飞机协调转弯

(1) 飞机对称面偏离飞行轨迹 (外侧滑) $\rightarrow$ 蹬舵或舵量过大

(2) 飞机轨迹偏离飞机对称面 (内侧滑) $\rightarrow$ 压盘或压盘过多造成



十五、起飞

▲ 对于正常类、实用类飞机：起飞指飞机从跑道上开始滑跑，到以时抬前轮，离开地面，上升到距起飞表面50ft高度，速度达到起飞决断速度 V_1 的运动过程。
($V_2 \geq 1.2V_{S1}$)

▲ 对于运输类飞机，起飞指飞机从地面开始加速滑跑到飞机离地高度35ft，速度不小于起飞决断速度 V_1 ，继续爬升离地高度不低于150ft，完成从起飞到爬升构型的转换，速度不低于 $1.25V_1$ ，爬升梯度达到规定值的进程。

十六、起飞的三个阶段

1) 起飞滑跑 2) 抬前轮离地 3) 初始上升

十七、起飞性能

起飞距离 (TOD): 指飞机从跑道开始滑跑到离地50ft高度所经过的水平距离。

起飞滑跑距离 (TOR): 指飞机从开始滑跑到离地之间的距离。

十八、影响起飞性能的因素

$$V_{LOF} = \sqrt{\frac{2W}{C_{L_{max}} \rho S}}$$

1) 油门位置 油门越大，TOD与TOR越短。

2) 离地姿态 抬前轮高度高，离地姿态大，TOR↓

3) 襟翼位置 放大量襟翼，离地速度小，滑跑距离↓，上升梯度↓

4) 起飞重量 $W \uparrow$ TOD↑ TOR↑

5) 机场标高与温度 $T \uparrow$ TOD↑ TOR↑

6) 跑道表面质量

7) 风与风速

8) 跑道坡度 { 下坡起飞，滑跑距离缩短。
上坡起飞，滑跑距离增加。

十九、着陆

飞机以 3° 下降角和着陆进场参考速度 V_{REF} ，从50ft高度过跑道头开始，下降接地滑跑直至全停的整个过程，叫作着陆。

二十、着陆四个阶段

(1)下降 (2)拉平 (3)接地 (4)着陆滑跑

二十一、着陆性能

着陆滑跑距离：飞机从接地到滑跑停止所经过的距离。

着陆距离：从高于跑道表面50ft高度开始，下降接地滑跑直至完全停止运动所经过的水平距离。

二十二、影响着陆性能的因素

$$V_{LD} = k \sqrt{\frac{ZW}{C_{LD}PS}}$$

(1)进场高度和速度

进场速度大，则飞机接地速度大，着陆滑跑距离与着陆距离延长。

进场高度高，则着陆滑跑距离与着陆距离增加。

(2)接地姿态

接地姿态大，则接地迎角大，升力系数大，接地速度小，着陆滑跑距离短。

(3)襟翼位置

(4)着陆重量

(5)机场标高与气温

(6)跑道道面质量

(7)刹车状况

(8)风向/风速

(9)跑道坡度

二十三, 侧风对飞行的影响及修正

(1) 侧风情况下滑行: 向上风方向压盘, 向下风方向蹬舵 (上风侧, 下风侧)

(2) 侧风情况下滑跑: 舵面应适当增大, 适当减小压盘量。

(3) 侧风导致的偏流及修正

航迹与飞机对称面不一致的状态, 称为偏流。

① 改变航向法修正偏流 (主要使用)

操纵飞机使机头向上风方向偏转一个偏流

② 侧滑法修正偏流

压上风盘, 蹬下风舵

第九章 飞机的特殊飞行状态

一、失速

失速是指飞机迎角超过其临界迎角,不能保持正常飞行的现象。

二、失速原因: ① 飞机迎角超过临界迎角。② 气流的分离。

三、失速表现: 除飞机会产生气动抖动外,升力和阻力的大量丧失和阻力的急剧增加,飞机速度迅速减小,高度下降,机头下沉等现象。

四、一发失效后的主要表现 ① 一发失效后最小速度增大,最大速度减小,平飞速度范围缩小;

② 加速性能下降,上升率和上升梯度减小,爬升率降低。

③ 最大上升梯度和最大上升率减小。

关注公众号空管新青年-shv