



M1.3 飞行原理


修订批准页:

版次	修订时间	编写/改版	修订说明	审核/日期	审批/日期
R0	2020.06.16	单展	新编课件	谈海军 /2020.08.01	张玉 /2020.08.06
R1	2021.01.29	单展	修订课件	谈海军 /2021.02.01	张玉 /2021.02.02
R2	2021.7.26	单展	修订课件	谈海军 /2021.07.26	张玉 /2021.07.27
R3	2021.9.13	张玉	修订课件	谈海军 /2021.09.28	张玉 /2021.11.12

目的与要求:

目的	通过本课程学习, 可以掌握飞行的操作原理, 了解旋翼机的飞行原理。
要求	<ol style="list-style-type: none">1. 掌握飞机每个操作面的原理。2. 掌握飞机每个操作面的稳定性原理。3. 掌握操作性和稳定性的关系。4. 了解基本的旋翼机原理。

课程安排:

A faint, light-colored image of a commercial airplane is visible in the background, centered behind the table.

序号	内容	等级	课时
1	飞机运动基础	1	4H
2	飞机的稳定性	1	2H
3	飞机的操纵性	1	2H
4	旋翼航空器基本飞行原理	1	2H

目 录

- 1.3.1 飞行运动基础
- 1.3.2 飞机的稳定性
- 1.3.3 飞机的操纵性
- 1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理

1.3.1 飞机运动基础(4H)

1.3.1 飞机运动基础

(1) 空中运动的自由度

把飞机看作一个刚体，全部质量都集中在飞机重心上，用飞机**重心的运动轨迹**代替整架飞机的运动轨迹。这样，飞机的任何一种运动都可以分解成全机**随着重心的移动和绕重心的转动**。

- 飞机的空重和装载的重量叫做飞机的**重力**。用符号W表示。
- 飞机重力的作用点叫做飞机的重心。
- 飞机重心在机体**对称面内**。

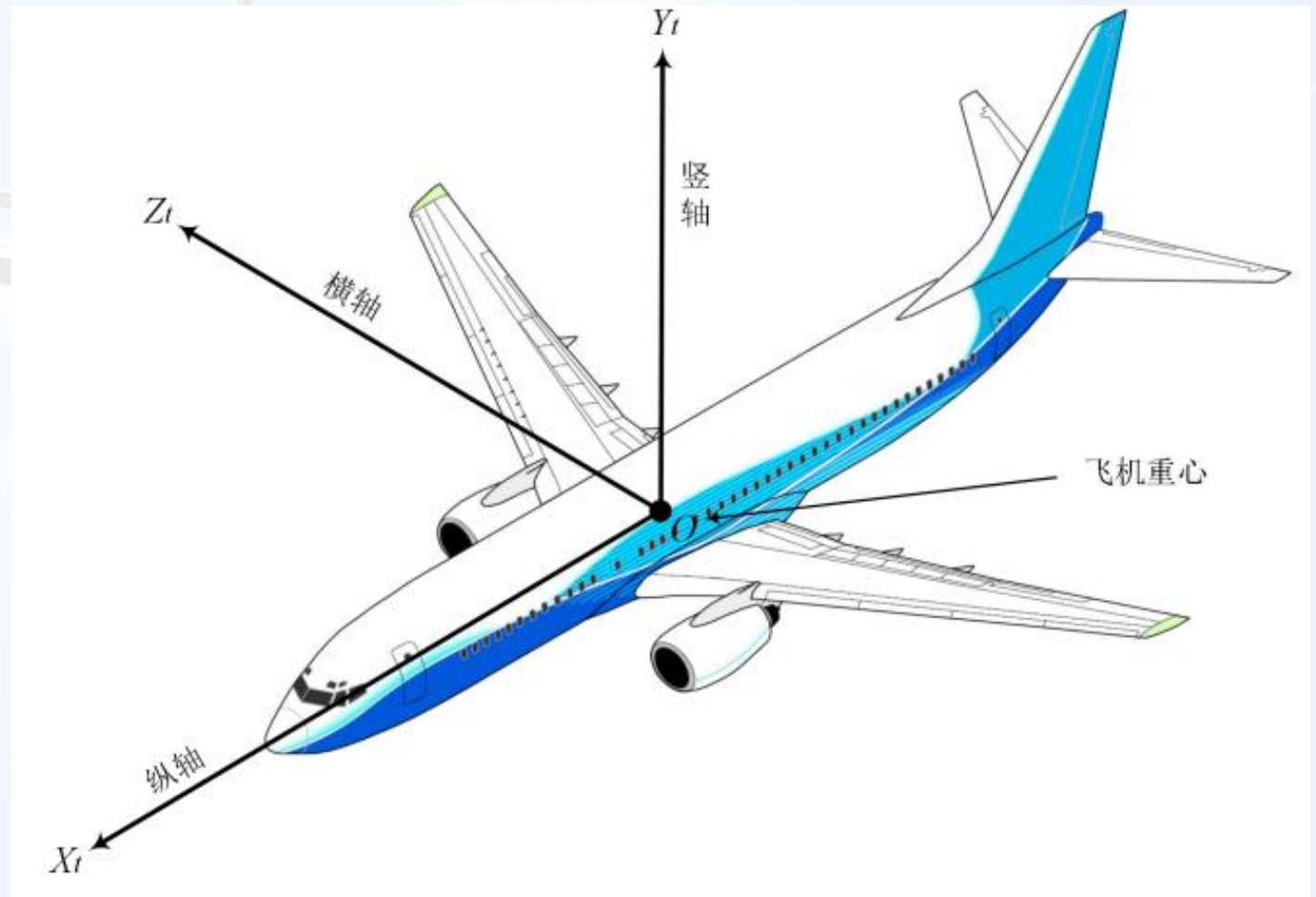
1.3.1 飞机运动基础

●机体坐标 $O (X_t, Y_t, Z_t)$ 是与机体一起运动的坐标系，它的圆点位于机体的重心 O 。

OX_t 称为纵轴，平行于机身轴线，指向机头；

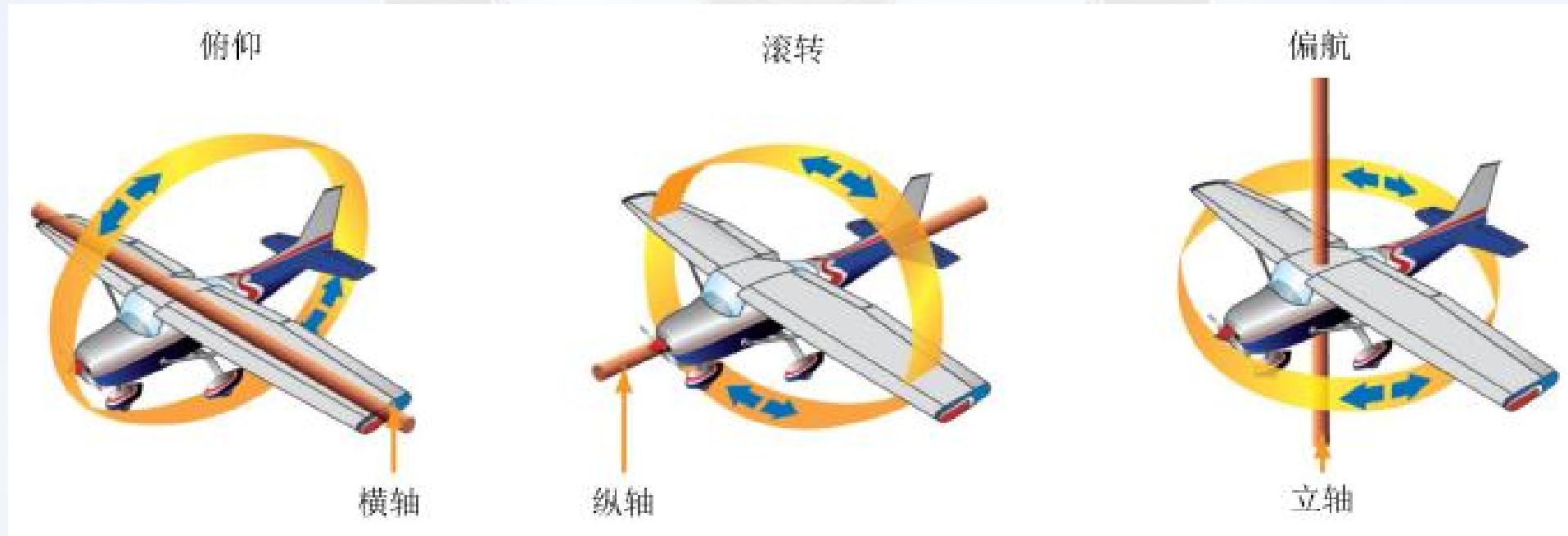
OY_t 称为立轴（竖轴），在飞机对称面内，垂直 OX_t 轴，指向座舱上方；

OZ_t 称为横轴，垂直飞机对称面，指向右翼。



1.3.1 飞机运动基础

- 飞机重心移动的自由度有三个：分别是沿 OX_t 轴、 OY_t 轴和 OZ_t 轴的平移；机体绕重心转动的自由度也有三个：分别是绕 OX_t 轴的滚转、绕 OY_t 轴的偏航和绕 OZ_t 轴的俯仰。



1.3.1 飞机运动基础

(2) 飞机运动参数

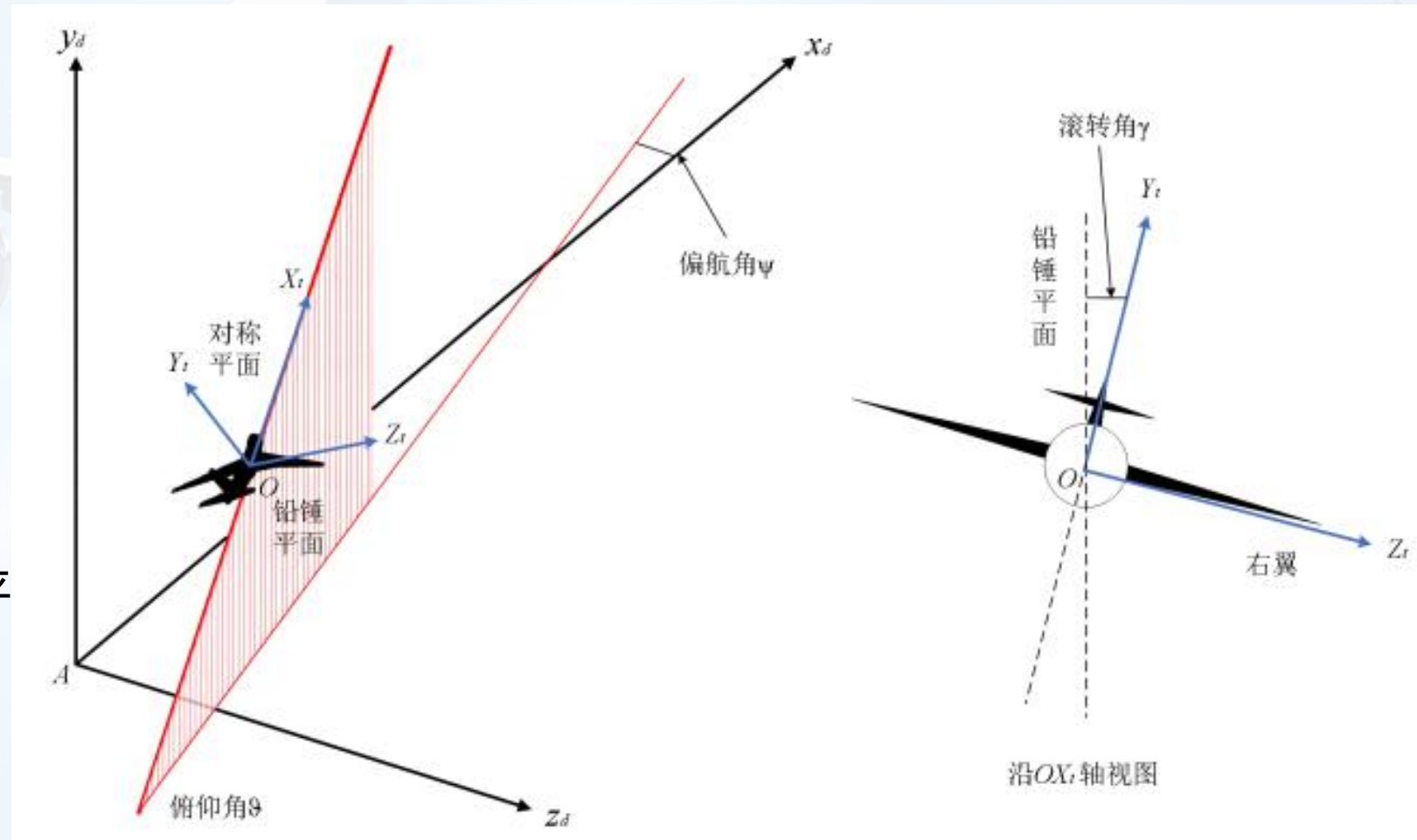
1) 飞机在空间的姿态

① 俯仰角 ϑ :

机体坐标系纵轴 OX_T 与水平面 AX_dY_d 之间的夹角。规定当机头上仰时 ϑ 角为正。

② 偏航角 φ :

机体坐标系纵轴 OX_T 在水平面 AX_dZ_d 上的投影与地面坐标系 AX_d 轴之间的夹角。规定当飞机向左偏航时 φ 角为正。



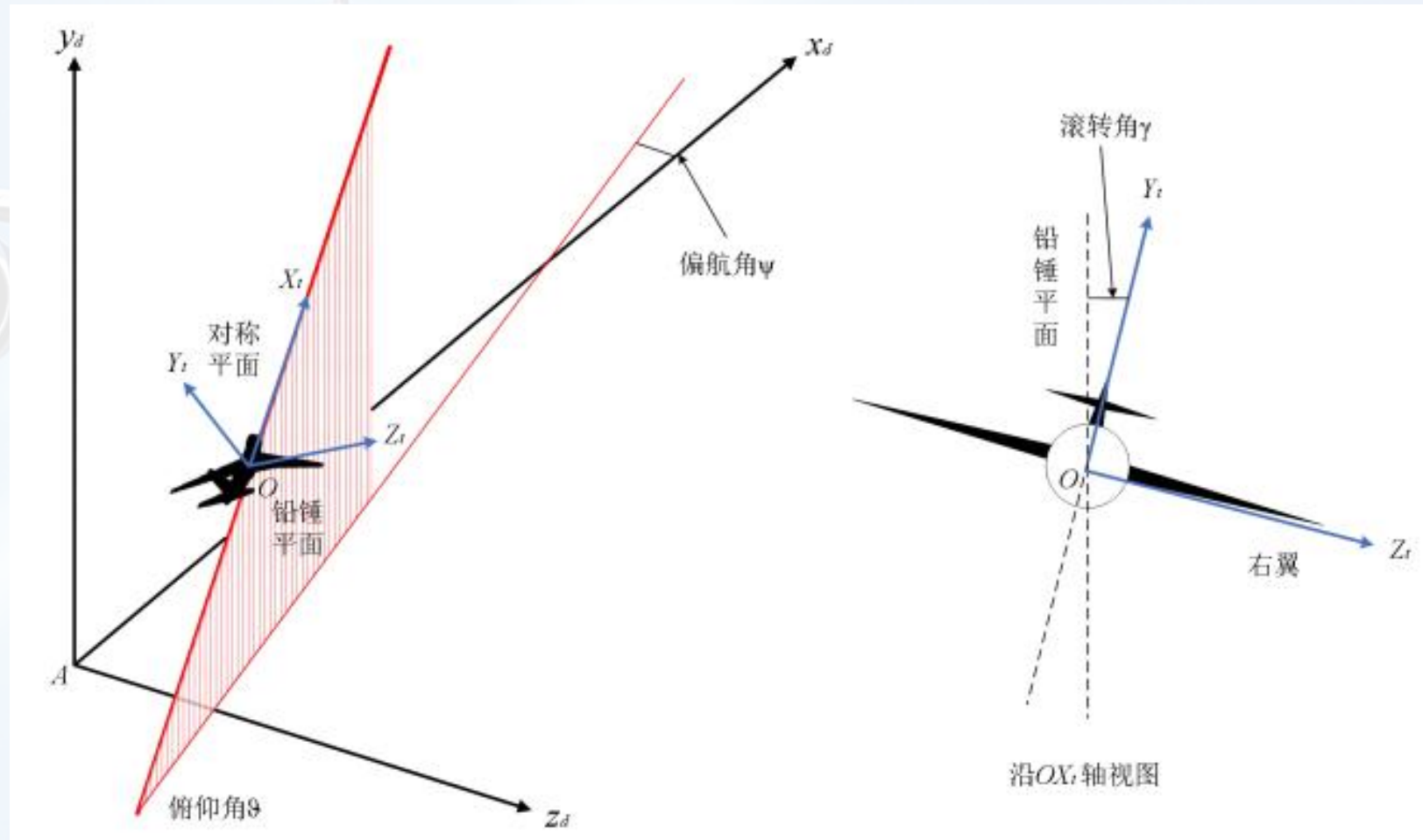
1.3.1 飞机运动基础

(2) 飞机运动参数

1) 飞机在空间的姿态

③ 滚转角 γ :

飞机对称面 $OX_T Y_T$ 与包含 OX_T 轴的铅垂面之间的夹角。规定当飞机向右滚转时 γ 角为正。



1.3.1 飞机运动基础

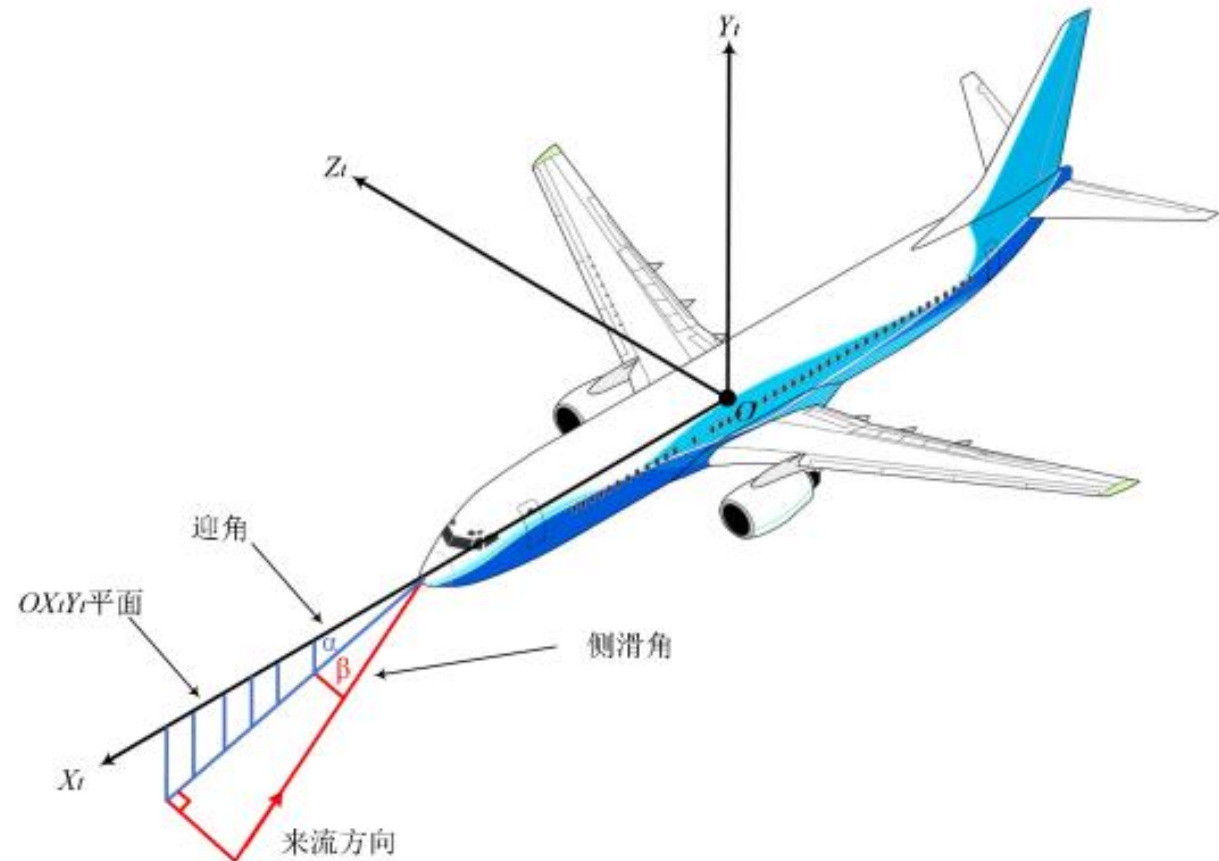
2) 空速向量相对机体的方位

① 迎角 α :

空速向量在飞机对称面 OX_tY_t 上的 OX_t 轴下方时 α 角为正。

② 侧滑角 β :

空速向量与飞机对称面 OX_tY_t 之间的夹角。规定空速向量偏向右侧时 β 角为正。飞行中，空速向量一般都在飞机对称面内，侧滑角 $\beta = 0$ 。但由于外界扰动或水平转弯操纵不当会产生侧滑。在有些情况下，采用适当的侧滑角有利飞行，比如侧风着陆、不对称动力飞行等。



1.3.1 飞机运动基础

(3) 载荷平衡与载荷系数

1) 飞行时的外载荷及其平衡方程

作用在飞机上的外载荷有飞机重力 W 、空气动力(气动升力 L 、气动阻力 D 、侧向气动力 Z) 和发动机推力 P 。

- 外载荷组成平衡力系的条件是：

①外载荷的合力等于零，也就是外载荷在三个坐标轴投影之和分别等于零；

②外载荷的合力矩等于零，也就是外载荷对三个坐标轴力矩之和分别等于零；

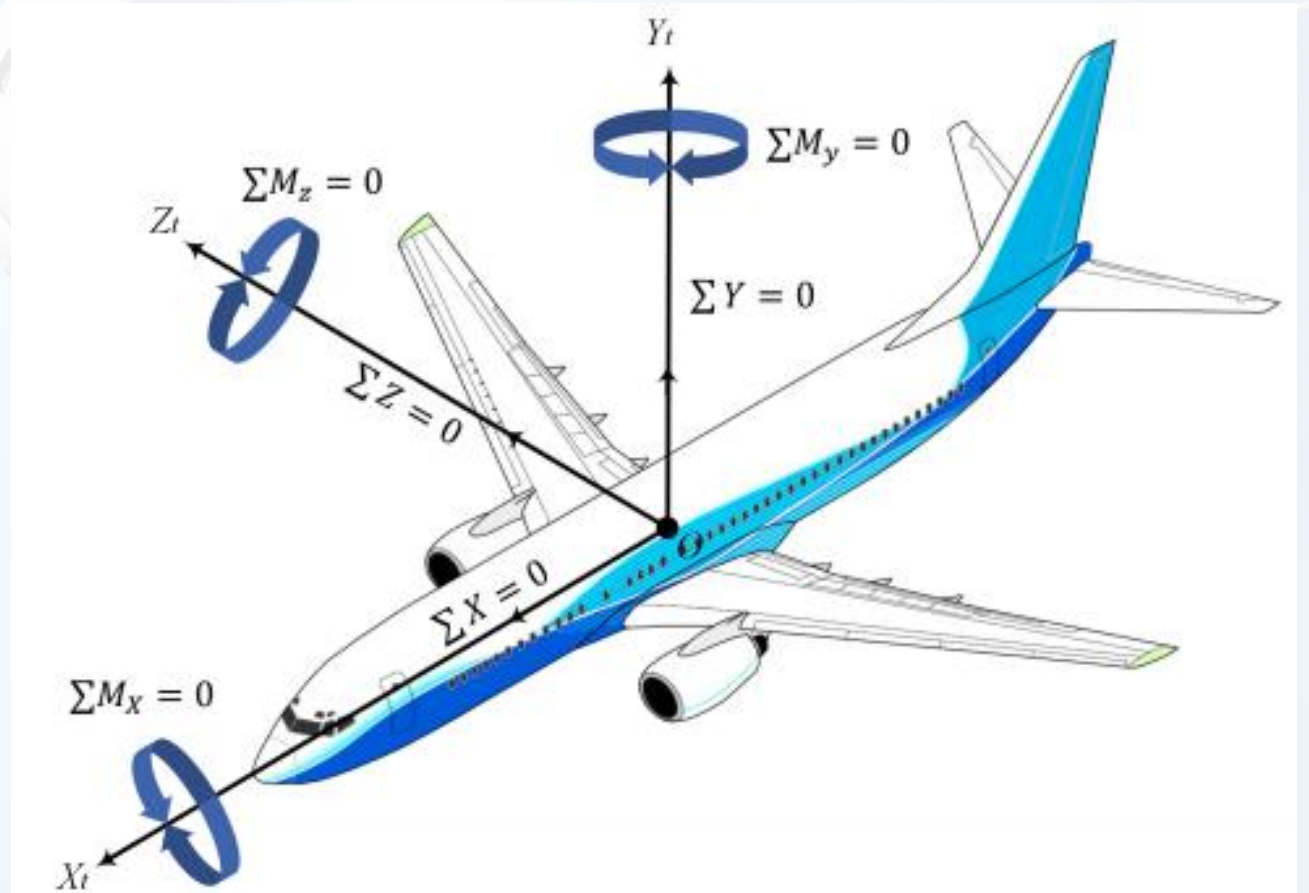
1.3.1 飞机运动基础

● 飞机在某一高度做匀速巡航飞行，等速爬升、等速下滑等都是定常飞行。它是飞机最经常、最重要的飞行状态。

$$\Sigma X = 0, \quad \Sigma Y = 0, \quad \Sigma Z = 0$$

$$\Sigma M_X = 0, \quad \Sigma M_Y = 0, \quad \Sigma M_Z = 0$$

飞机在某一高度做**匀速巡航**飞行，**等速爬升**、**等速下降**都是定常飞行。

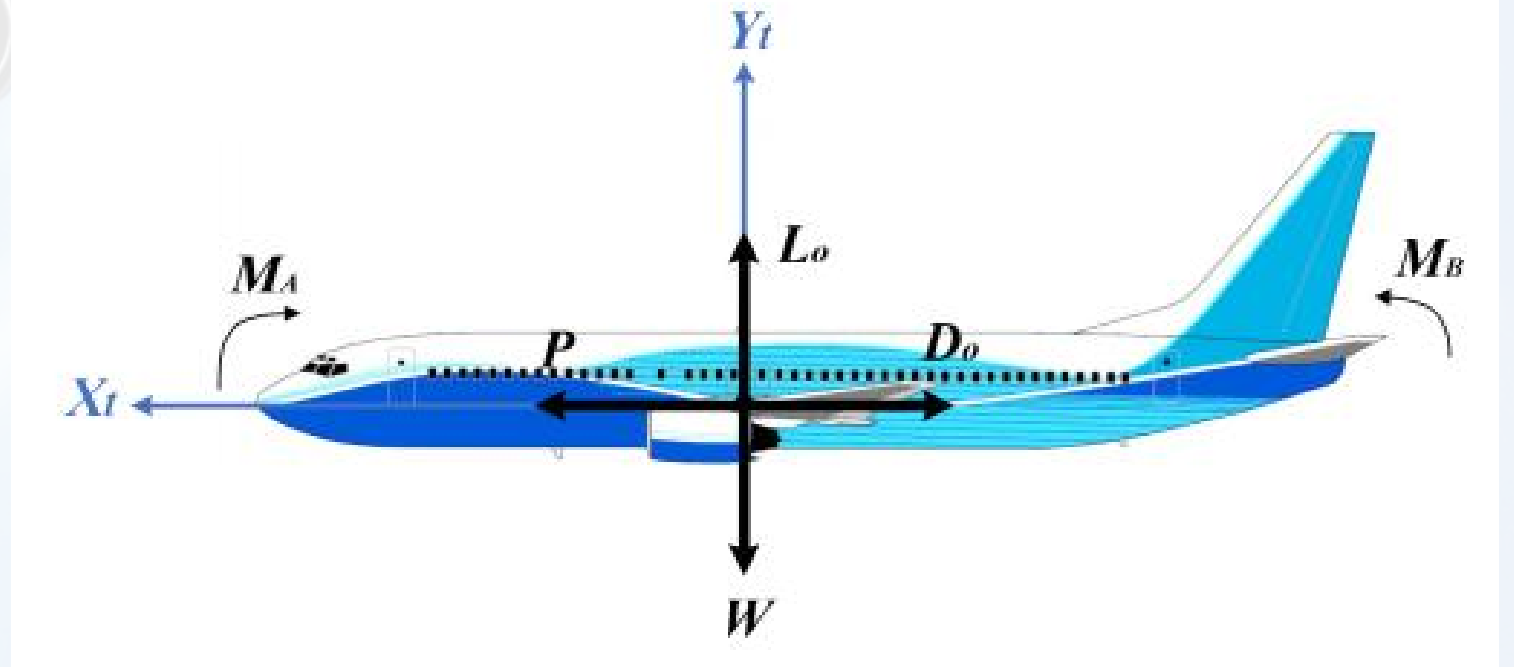


1.3.1 飞机运动基础

飞机在某一高度做水平匀速的巡航飞行，作用在飞机上的外载荷：

飞机重力 W 、气动升力 L_0 、气动阻力 D_0 和发动机推力 P 是一个平衡力系，满足六个平衡方程。

$$\begin{aligned}\sum Y=0 & \quad L_0 = W \\ \sum X=0 & \quad P_0 = D_0 \\ \sum M_Z=0 & \quad M_A = M_B\end{aligned}$$



1.3.1 飞机运动基础

结论：

★ 如果作用在飞机上的外载荷不能满足前面的平衡方程，飞机就会做变速运动，速度的大小或方向会发生变化，改变原来的飞行状态。

- ① $P > D_0$ ，飞机会加速飞行；
- ② $L_0 > W$ ，飞机会产生向上的曲线飞行；
- ③ $M_A \neq M_B$ 飞机会抬头或低头，产生绕机体横轴 OZ_T 的转动角加速度等等。

飞机水平转弯，进入俯冲，俯冲拉起等机动飞行都是在不平衡外载荷作用下进行的变速运动。

1.3.1 飞机运动基础

2) 载荷因数

载荷因数是为了说明各种飞行状态下飞机的**受力情况**，而引入的一个**无量纲**的系数，也称为飞机的**过载**，用字母 **n** 来表示。

•除了飞机重力外，作用在飞机上的其他外载荷沿飞机机体坐标轴方向的分量与飞机重力之比称为飞机在该方向的载荷系数。分别用 n_x 、 n_y 、 n_z 来表示。字母 **n** 的下标表示过载的方向。

1.3.1 飞机运动基础

举例说明：

根据载荷系数的定义， n_y 应等于升力与飞机重力之比。即

$$n_y = L/W$$

式中：L 为飞机的升力； W为飞机的重力。

载荷系数是代数值，不但有**大小**而且有**正负**。它的大小表示该方向外载荷（飞机重力除外）是飞机重力的**几倍**，它的正负表示外载荷的**方向**。

比如， $n_y = +5$ ，表示飞机升力是重力的5倍，正号表示飞机的升力指向机体立轴 OY_T 的正方向。

1.3.1 飞机运动基础

飞机平飞时:

$L_0 = W$, 所以, $n_y = 1$ 。

当飞机作俯冲拉起时:

飞机的升力除了克服飞机的重力外, 还要提供飞机做曲线运动的向心力, 所以 n_y 要比 1 大的多。正值。

当飞机进入俯冲时:

升力 L_0 要比飞机重力 W 小, 或者为负值。载荷因数 n_y 小于 1、
或为负值。

1.3.1 飞机运动基础

机动飞行中，进入俯冲、俯冲拉起、水平转弯等，飞行员操纵飞机使飞机的升力发生变化产生的过载称为机动过载。

飞机在飞行中遇到突风，特别是垂直突风，使飞机的飞行速度和迎角改变也会造成飞机升力的变化，这时产生的过载叫突风过载。

- ① 较大的垂直向上的突风，会产生较大的正过载；
- ② 如果遇到比较大的垂直向下的突风，会产生较大的负过载。

1.3.1 飞机运动基础

小结:

- 1.飞机空中的6个运动方式：绕三个轴转动的三个运动。沿着三个轴移动的三个运动。
- 2.基本概念:迎角、俯仰角、滚转角、偏航角、侧滑角。
- 3.载荷平衡在各个方向：各方向的力需要平衡，各个转轴上的力矩需要平衡。
- 4.载荷因数及过载的基本概念

1.3.1 飞机运动基础

(4) 巡航飞行, 起飞和降落

1) 巡航飞行

巡航飞行的7个概念:

- ①平飞所需速度
- ②平飞需用推力
- ③所需功率
- ④最大平飞速度
- ⑤最小平飞速度
- ⑥飞机平飞速度范围
- ⑦巡航性能

1.3.1 飞机运动基础

(4) 巡航飞行，起飞和降落

① 平飞所需速度

飞机在某一高度进行的巡航飞行是**水平匀速**飞行，为了得到保持飞机平飞**所需的升力**，所需要的飞行速度叫做平飞所需速度。

★在一定巡航高度上，飞机的巡航飞行速度主要是随迎角变化。

迎角增加，速度减小；迎角减小，速度增加。

1.3.1 飞机运动基础

② 平飞需用推力

在这一高度、速度和迎角下，平飞产生的阻力必须用发动机的推力来克服，这个推力就叫做平飞需用推力。

考虑到空气的压缩性，定常平飞需用推力与飞行高度和马赫数有关。

③ 平飞所需功率

平飞需用推力在单位时间内所做的功就是平飞所需功率。

1.3.1 飞机运动基础

④最大平飞速度

最大平飞速度一般是指在发动机满油门状态下，飞机做水平直线飞行时所能达到的最高稳定平飞速度。

- 不同的飞行高度，飞机平飞所需推力不同，额定状态下发动机的可用推力也不同，飞机的最大平飞速度不同。
- 高度的增加，最大平飞速度逐渐减小。
- 最大平飞速度受到发动机可用推力和结构承受气动载荷的能力限制。

对于民用运输机来说，在巡航高度上的最大平飞速度才有意义。低于巡航高度飞行时，受到飞机结构强度的限制，飞机的飞行速度达不到发动机可用推力允许达到的最大平飞速度，也就是飞机能达到的平飞速度要比最大平飞速度小。

1.3.1 飞机运动基础

⑤ 最小平飞速度

最小平飞速度是飞机维持水平飞行的最低稳定速度。

- ① 在升力系数最大，平飞速度最小。
- ② 最小平飞速度受到最大升力系数的限制。
- ③ 升力系数最大时，达到临界迎角，飞行速度是**失速速度**。
- ④ 不可在临界迎角下飞行，
- ⑤ **最小平飞速度要比失速速度大一些。**
- ⑥ 最小平飞速度受到**最大升力系数**和**发动机的可用推力**限制。
- ⑦ 高度的增加，飞机的最小平飞速度将增大。(受发动机影响)

1.3.1 飞机运动基础

⑥ 飞机平飞速度范围

飞机在某一高度飞行，从最小平飞速度到最大平飞速度叫做飞机在这一高度的平飞速度范围。

★ 速度范围越大，飞机性能更好，
速度范围随高度变化而变化。

1.3.1 飞机运动基础

⑦巡航性能

飞机的巡航性能主要是巡航速度、航程和航时（续航时间）。

巡航速度

每千米耗油量最小的飞行速度，即达到最大航程对应的飞行速度。

航程

飞机在无风和不加油的条件下，连续飞行耗尽可用燃油时飞行的水平距离。

航时

指飞机耗尽可用燃油时，能持续飞行的时间。

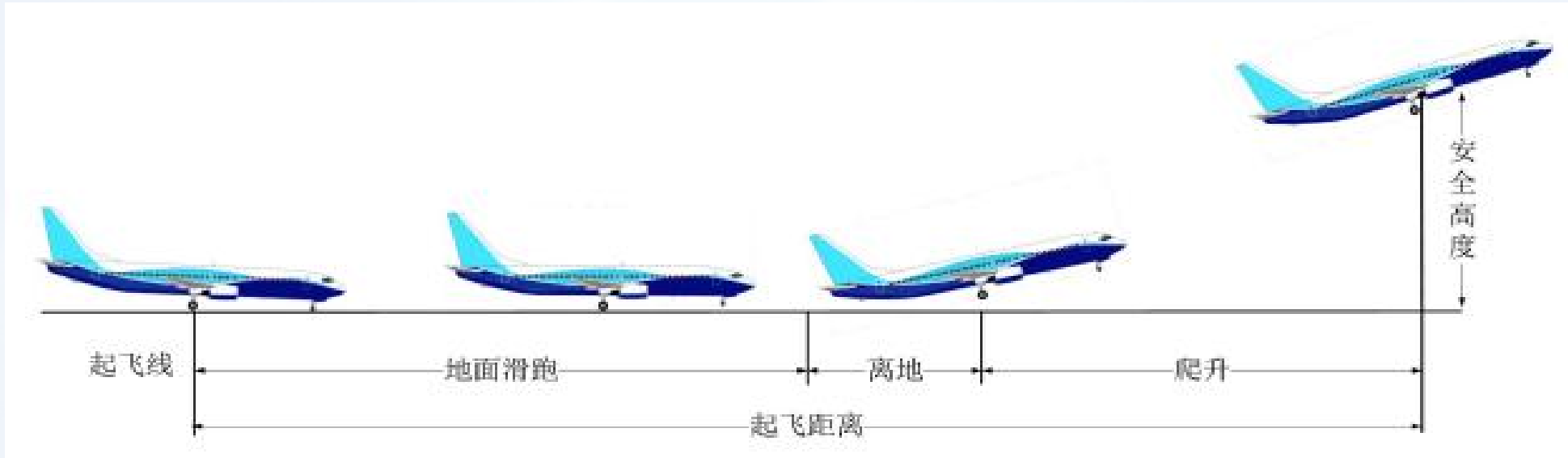
1.3.1 飞机运动基础

2) 起飞

飞机起飞过程是指飞机从起飞线开始滑跑，加速到抬起前轮，继续加速到飞机离地，最后爬升越过安全高度点为止所经历的整个过程。

- 起飞分为3个阶段：

分为地面滑跑加速 → 拉起（离地） → 空中加速爬升



1.3.1 飞机运动基础

① 离地速度

飞机起飞滑跑时，当升力正好等于飞机重力时的瞬时速度，叫做**离地速度**。

★离地速度与起飞重量成正比，空气密度反比，离地时的升力系数反比。

② 起飞滑跑距离

开始滑跑到飞机离地的这段距离，即起飞滑跑的距离。

★使用增升装置可以使离地速度更小，滑跑距离更短。

1.3.1 飞机运动基础

③ 起飞距离

起飞距离是指从开始滑跑到飞机越过安全高度时所经过的水平距离。

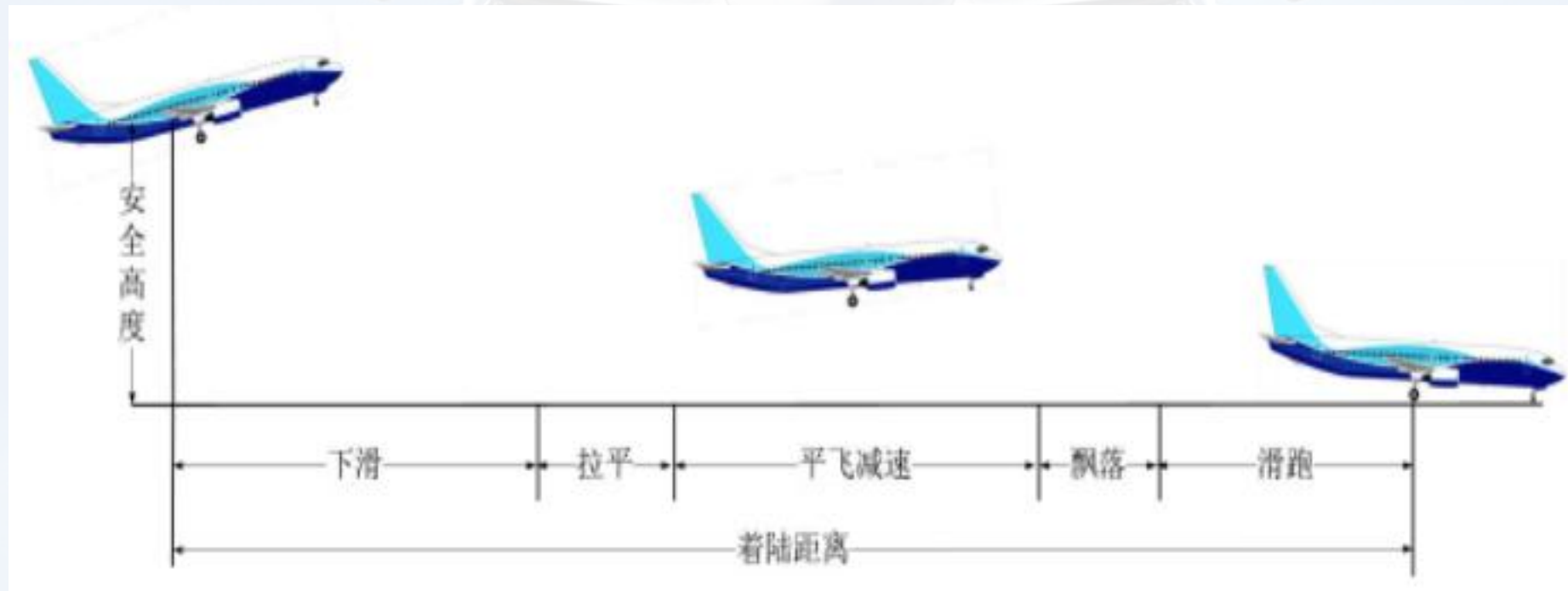
★ 起飞距离大小与下列条件有关：

- a) 飞机起飞重量
- b) 发动机的推力
- c) 大气条件
- d) 增升装置的使用
- e) 爬升阶段爬升角的选择

1.3.1 飞机运动基础

3) 着陆

着陆一般包括下滑、拉平、平飞减速、接地和着陆滑跑五个阶段



1.3.1 飞机运动基础

① 接地速度

接地速度是飞机在着陆过程中，接地瞬间的速度。接地速度**越小越好**，因为接地**速度越小**，飞机着陆越**安全**，着陆滑跑的**距离也越短**。

➤ 着陆接地速度与下面参数有关：

- a) 飞机着陆重量、
- b) 空气密度、
- c) 接地时的升力系数。

➤ 限制

- a) 重量不能超过规定的着陆重量。
- b) 不超过临界迎角和护尾迎角，
- c) 接地迎角取最大值，
- d) 增升增阻的后缘襟翼放下最大的角度

1.3.1 飞机运动基础

② 着陆滑跑距离

接地点经滑跑减速至完全停止下来的距离叫**着陆滑跑距离**。

- a) 着陆滑跑距离的长短和接地速度的大小、滑跑减速的快慢有关。
- b) 接地速度越小、滑跑、减速越快、着陆滑跑距离就越短。

1.3.1 飞机运动基础

(5) 等速爬升和等速下降

1) 等速爬升

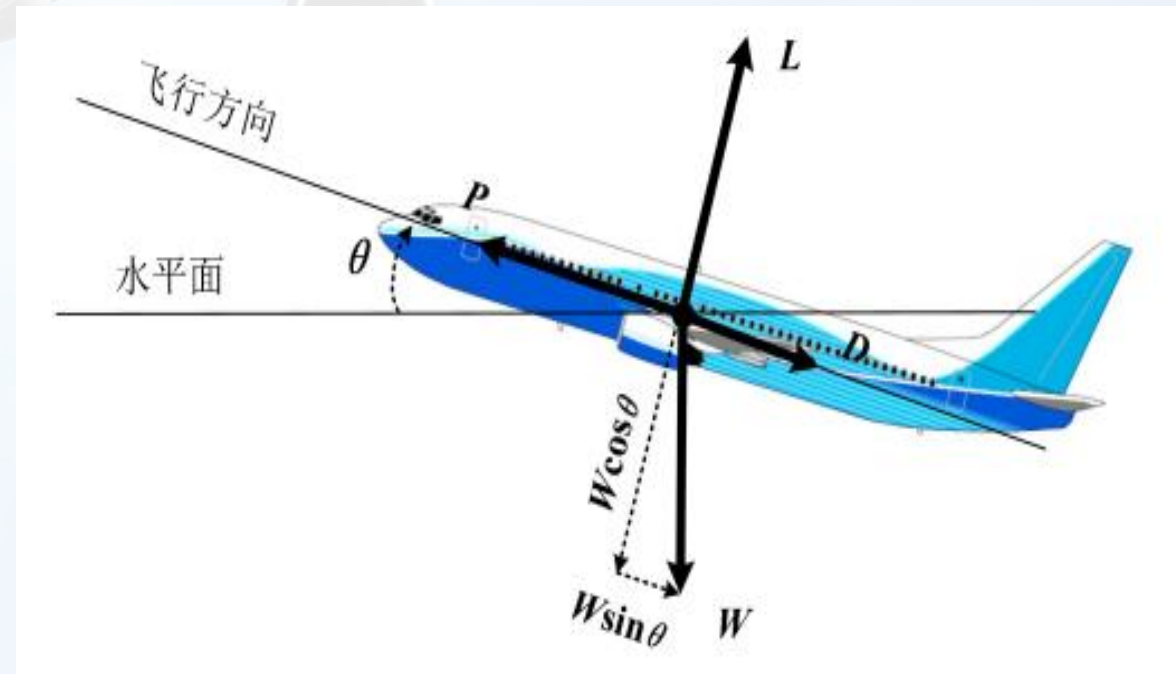
为获得飞行高度，飞机沿倾斜向上的直线等速上升叫做等速爬升。是一种平衡的飞行状态。

可得出：

$$\text{升力: } L = W \cos \theta$$

$$\text{推力: } P = D + W \sin \theta$$

其中 θ 角是飞机上升轨迹与水平面之间的夹角，叫做爬升角。



1.3.1 飞机运动基础

●爬升率

爬升率是在单位时间内，飞机等速上升的高度。

等速爬升时：

飞机的速度越快，爬升角越大，爬升率越大，爬到同一高度时间越短，上升性能越好。

- ① 飞机等速爬升，高度增加，空气密度减小，飞行迎角必须增加，以得到较大升力系数，飞行的阻力增大。
- ② 飞行高度的增加，发动机可用推力减小，剩余推力迅速下降，爬升率减小。
- ③ 爬升率等于零时，飞机上升高度叫做理论升限。
- ④ 但实际规定，当爬升率小于某一规定值时，飞机所达到的高度就叫做升限（实用升限）。

1.3.1 飞机运动基础

2) 等速下滑

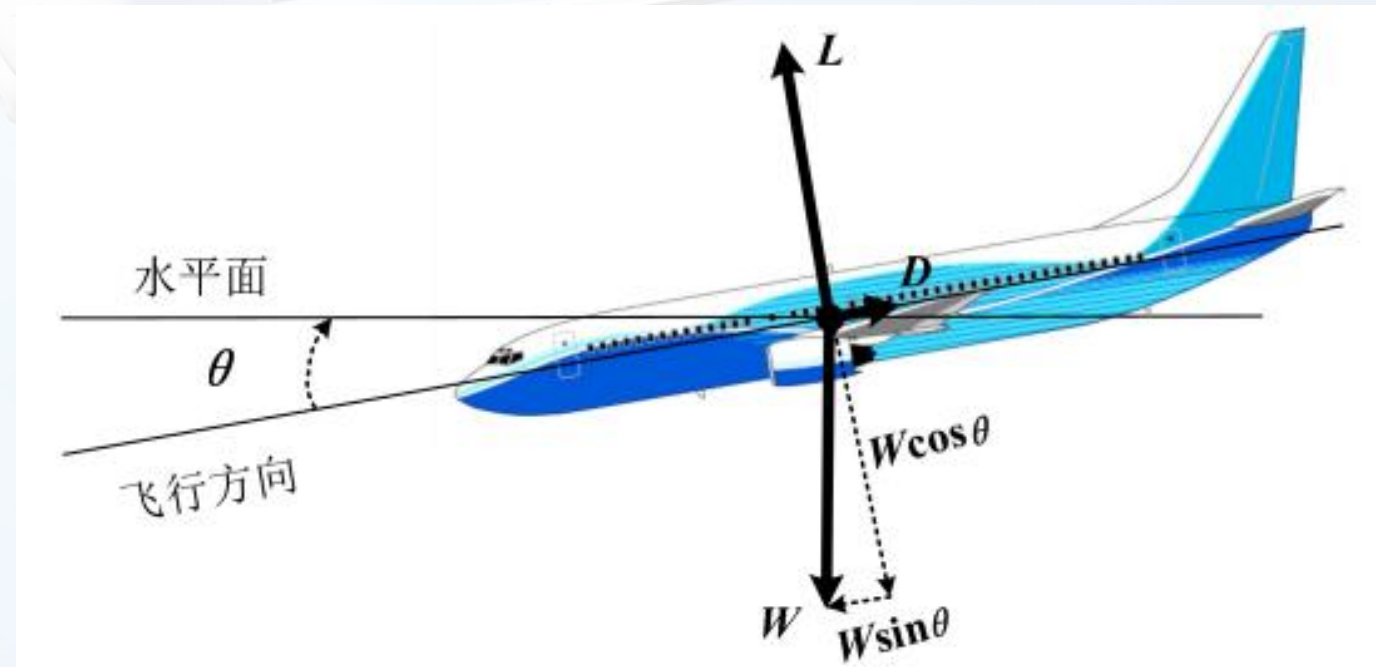
等速下滑是飞机在零推力状态下，沿直线等速下降的运动。

可以得出：

升力： $L=W\cos\theta$ ；

阻力： $D=W\sin\theta$ 。

θ 是下降轨迹与水平面之间的夹角，称为
下滑角。



1.3.1 飞机运动基础

- 升阻比越大，下降时的下滑角就越小，
- 下降高度一定时，下降的距离就越长。
- 零推力状态下，下滑角和下滑距离与飞机的重量无关。

1.3.1 飞机运动基础

小结:

- ① 巡航飞行的平衡条件;
- ② 起飞的三个阶段：地面滑跑，离地拉起、空中加速爬升。
- ③ 着陆的五个阶段：下滑，拉平、平飞减速、接地、着陆滑跑。
- ④ 等速爬升和等速下降是匀速运动。

1.3.1 飞机运动基础

(6) 水平转弯和侧滑

- ① 飞机在水平面内连续改变飞行方向的曲线运动。
- ② 航向改变角度大于 360° ，称作**水平盘旋**；
- ③ 改变角度小于 360° ，称作**水平转弯**。

正常（理论上）水平转弯是一种**无侧滑的，匀速的圆周运动**，飞机**飞行高度也不发生变化**。

1.3.1 飞机运动基础

1) 飞机水平转弯时，作用在飞机上的外载荷

- 飞机在进行水平转弯时，运动的轨迹由**直线变为曲线**。
- 飞行**速度大小**虽然**没有改变**，但运动速度的**方向却在不停地变化**。
- 速度方向的改变，飞机运动**有向心加速度**，
- 加速度**方向垂直于航迹的切线**，**指向航迹的中心**。

1.3.1 飞机运动基础

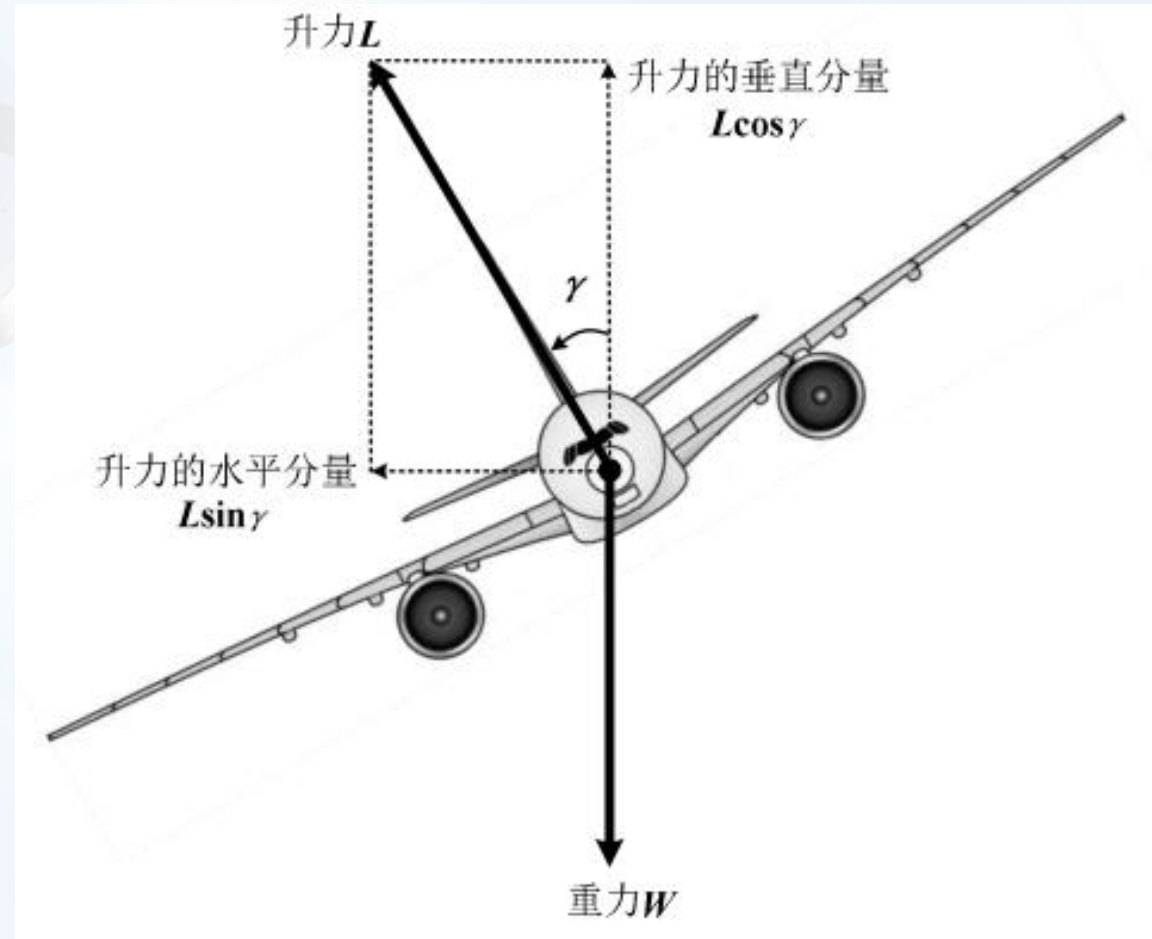
向心加速度 a_n 大小可表示为：

$$a_n = v^2 / R$$

式中： v 为飞机飞行速度； R 为转弯航迹的半径。
迫使飞机产生向心加速度的向心力等于飞机的质量和向心加速度的乘积。

$$F_n = m \times a_n = (W / g) \times \frac{v^2}{R}$$

式中， m 为飞机的质量； W 为飞机的重量； g 为重力加速度。



1.3.1 飞机运动基础

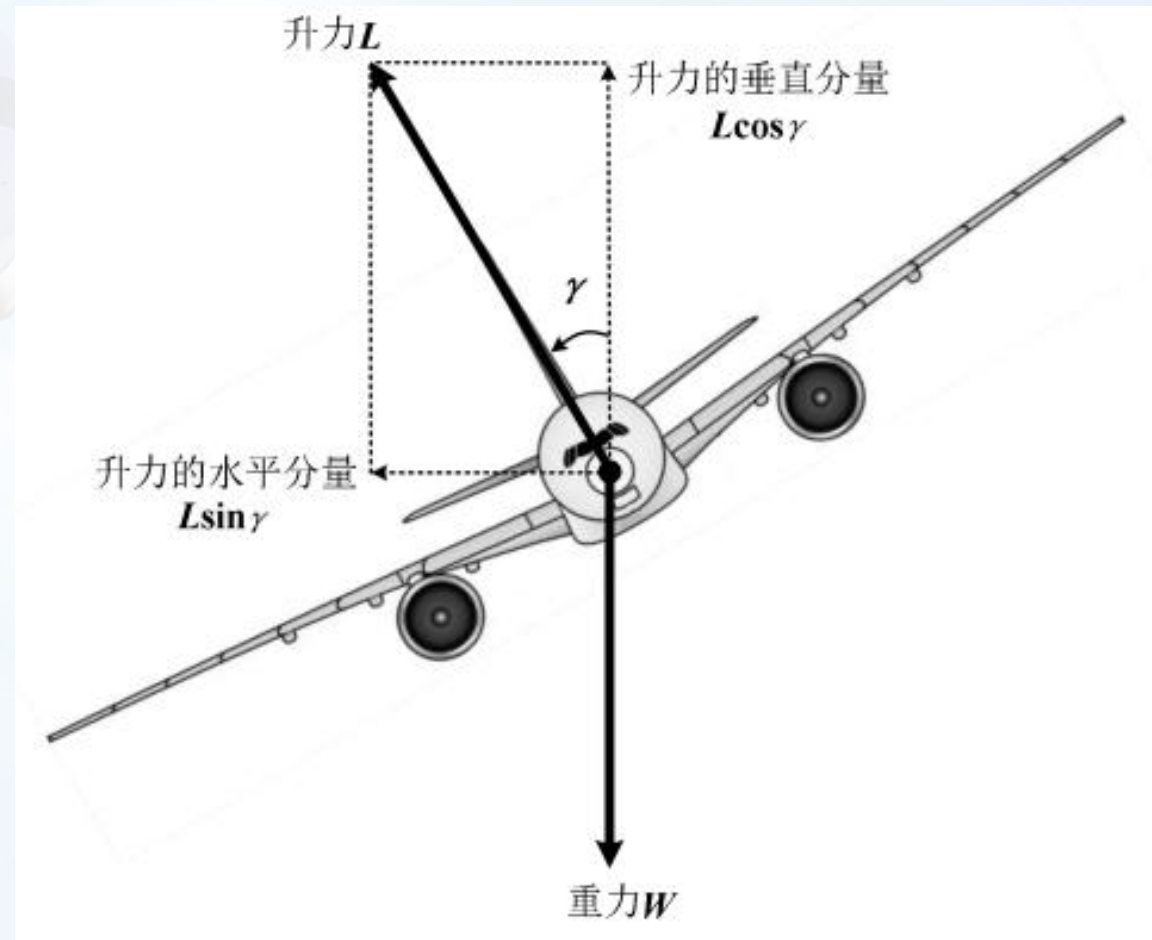
飞机正常水平转弯时，作用在飞机上的外载荷，可表示为：

$$P = D$$

$$L \cos \gamma = W$$

$$L \sin \gamma = m v^2 / R = (W / g) \times v^2 / R$$

P为发动机推力； γ 为操纵副翼使飞机
D为飞机的阻力；产生的倾斜角度，也叫
L为飞机的升力；做盘旋坡度。



1.3.1 飞机运动基础

- ① 飞机水平转弯，推力克服阻力，保持转弯时飞行速度不变；
- ② 升力在垂直方向分量与飞机的重力平衡，使转弯时保持高度不变；
- ③ 升力在水平方向的分量提供向心力，改变速度的方向，完成转弯动作。

由式还可以得出，飞机水平转弯时，过载因数 n_y 的数值：

$$L \cos \gamma = W ; n_y = L/W = 1 / \cos \gamma$$

1.3.1 飞机运动基础

- 飞机正常水平转弯或盘旋时，载荷系数只取决于转弯时的坡度。
- 因为 $\cos \gamma$ 总是小于 1，所以飞机水平转弯时，过载因数 n_y 总是大于 1。升力总是大于飞机的重量。
- 转弯时，倾斜角越大，所需要升力越大。

比如，飞机水平转弯的倾斜角 γ 为 30 度时， $n_y=1.15$ ，升力为飞机重量的 1.15 倍；倾斜角 γ 为 60 度时， $n_y=2$ ，升力为飞机重量的 2 倍。

1.3.1 飞机运动基础

2) 飞机水平转弯性能和限制

飞机水平转弯时的**转弯半径R**和盘旋一周所需**时间T**是表征飞机水平转弯**机动性能**的两个**指标**。转弯半径**越小**，盘旋一周所需时间**越短**，飞机的水平**机动性能越好**。

1.3.1 飞机运动基础

2) 飞机水平转弯性能和限制

- 转弯性能各个参数的关系

- ① 转弯半径和盘旋时间取决于飞行速度和转弯坡度。
- ② 转弯坡度不变，飞行速度越大，
- ③ 转弯半径越大，盘旋一周时间越长。
- ④ 当飞行速度一定时，要减小R和T，必须加大滚转角 γ 。

1.3.1 飞机运动基础

2) 飞机水平转弯性能和限制

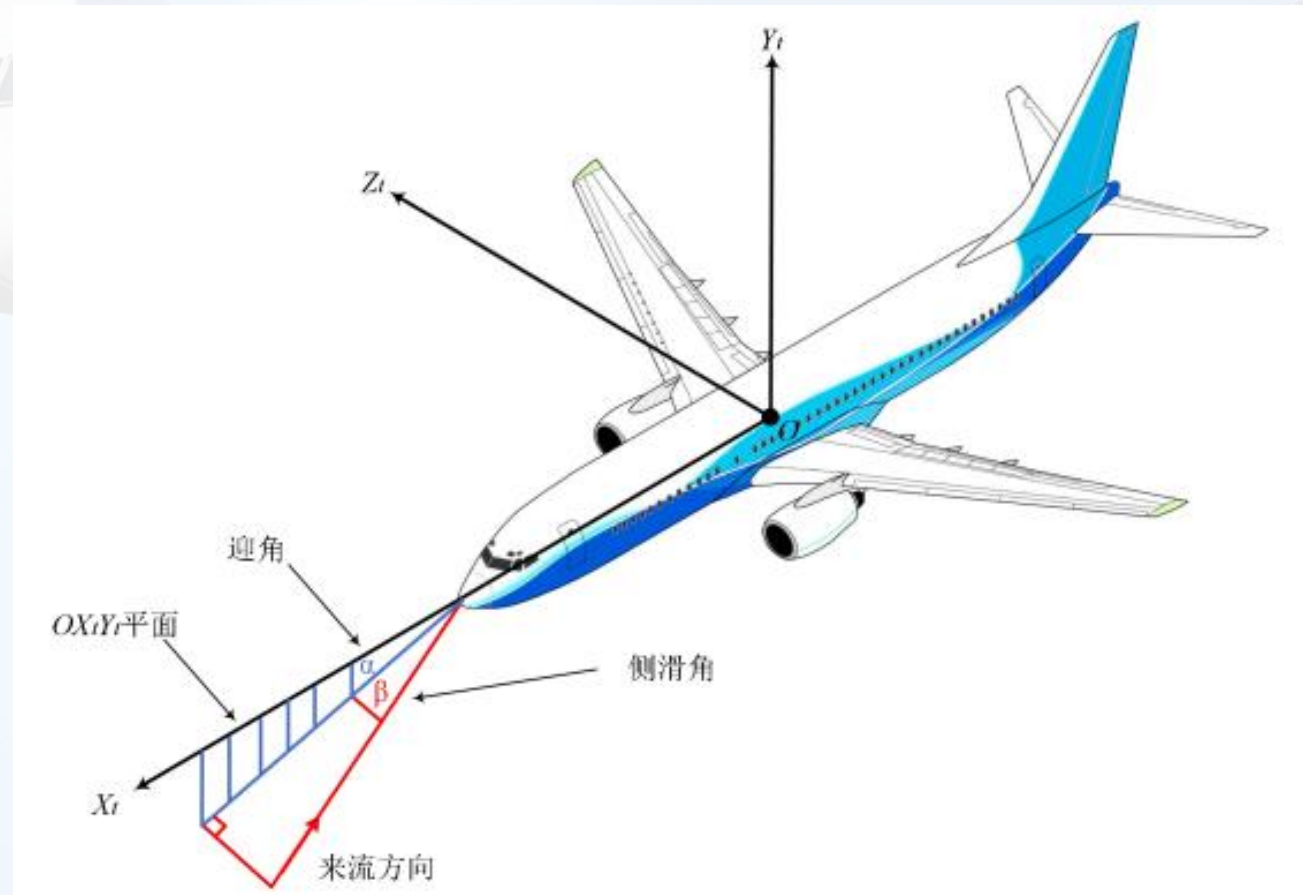
● 转弯性能各个参数的关系

- ① 增加转弯坡度会受到以下几方面的限制：加大滚转角，竖轴方向过载加大，结构承受较大气动载荷，飞行员承受较大过载值，加大滚转角受到飞机**结构强度**和**飞行员生理条件**的限制；
- ② 在一定飞行速度下，加大滚转角要增大迎角，增加升力避免掉高度，迎角的增加受到小于**临界迎角**的安全条件的限制；
- ③ 加大滚转角，增加迎角提高升力的同时，飞行阻力增加，需要加大推力，保持转弯速度不变，受转弯高度上发动机**可用推力**的限制。

1.3.1 飞机运动基础

3) 水平转弯时产生的侧滑和防止侧滑的方法

- 飞机沿坐标轴横轴 Z_T 方向的位移叫做**侧滑**。
- 飞机对称面与相对来流之间的夹角叫做**侧滑角**，用 β 表示。
- 气流从飞机的左前方吹来叫**左侧滑**，从右前方吹来叫**右侧滑**。



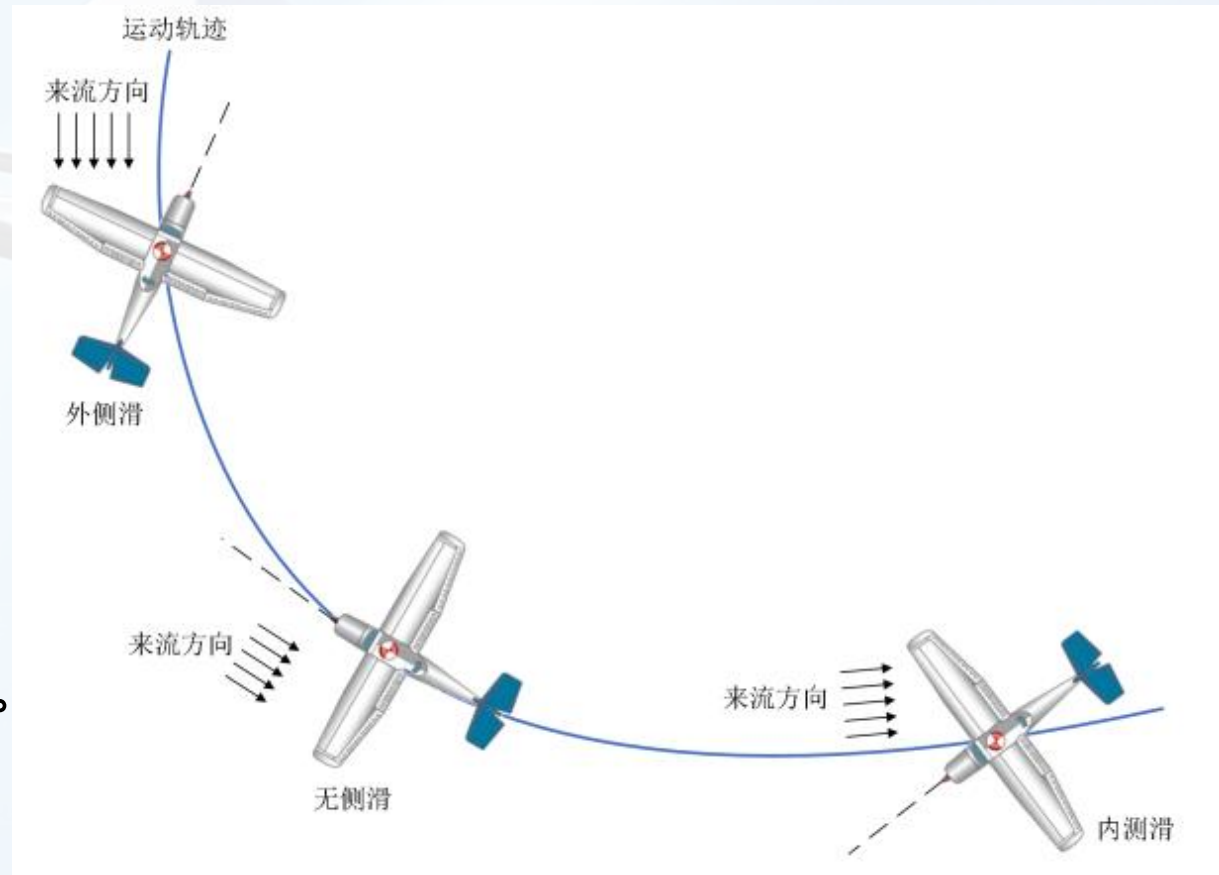
1.3.1 飞机运动基础

- 重心的运动轨迹是一个等半径的圆弧，重心的运动速度沿圆弧的切线方向。
- 机体应绕重心向转弯一侧转动，使机头转向圆弧的切线方向，也就是对准来流。
- 如果机体转动不当，就会造成飞机对称面偏离飞行轨迹而产生侧滑。
- 气流从转弯飞机的内侧吹来叫**内侧滑**，从外侧吹来叫**外侧滑**。
- 若出现侧滑，侧滑产生的侧向力将引起飞机上的外载荷和外载荷力矩发生变化，使飞机偏离预定的飞行状态。

综上所述，进行正常水平转弯和盘旋必须要防止飞机发生侧滑。

1.3.1 飞机运动基础

- 为了**防止**飞机在水平转弯时**发生侧滑**，在水平转弯时还应**蹬舵偏转方向舵**，或**打开上偏副翼一侧的扰流板**，利用方向舵偏转产生的侧力或扰流板打开后产生的阻力**使飞机机头偏转对准来流**。



侧滑示意图

1.3.1 飞机运动基础

4) 飞机水平转弯的操纵

- ① 操纵**副翼**使飞机向转弯一侧倾斜产生滚转角，
- ② 保持**转弯坡度**不变。升力水平方向产生分量，提供向心力。
- ③ 保持飞行速度不变，**向后拉驾驶杆**，飞机抬头，增大迎角，增加升力，升力垂直方向分量与重力平衡，防止掉高度。
- ④ 迎角增大，升力增加，阻力加大，为了保持飞行速度大小不变，**加大发动机推力**，平衡增大的阻力，达到推力等于阻力的要求。
- ⑤ **蹬舵或上偏扰流板**防止飞机产生侧滑。

1.3.1 飞机运动基础

小结:

- 水平转弯时会出现的问题，例如掉高度需要上偏升降舵、防止侧滑就要偏转方向舵等。
- 水平转弯的转弯半径与滚转角和偏航角都有关系，向心力和载荷因素的大小与速度和滚转角有关系。

1.3.1 飞机运动基础

(7) 增升原理和增升装置 (1H)

1) 增升原理

➤ 增升装置的**目的**:

在较低速度下, 得到较大的升力, 降低飞机起飞着陆速度, 改善飞机起飞着陆性能, 提高飞机起飞着陆的安全性。

➤ **原因**:

- ① 现代民用运输机起飞着陆重量大, 安全离地和平稳着陆要求的升力大, 这也就要求飞机在起飞离地或着陆触地时保持更高的飞行速度, 以达到升力的要求。
- ② 高速飞机的机翼在低速下飞行性能不好 (比如薄翼型、后掠机翼等)。要使用低速性能不好的机翼在低速下达到一定的升力, 要求更高的飞行速度。
- ③ 增升装置对于提高现代民用运输机起飞着陆的安全性来说就更为重要。

1.3.1 飞机运动基础

(7) 增升原理和增升装置

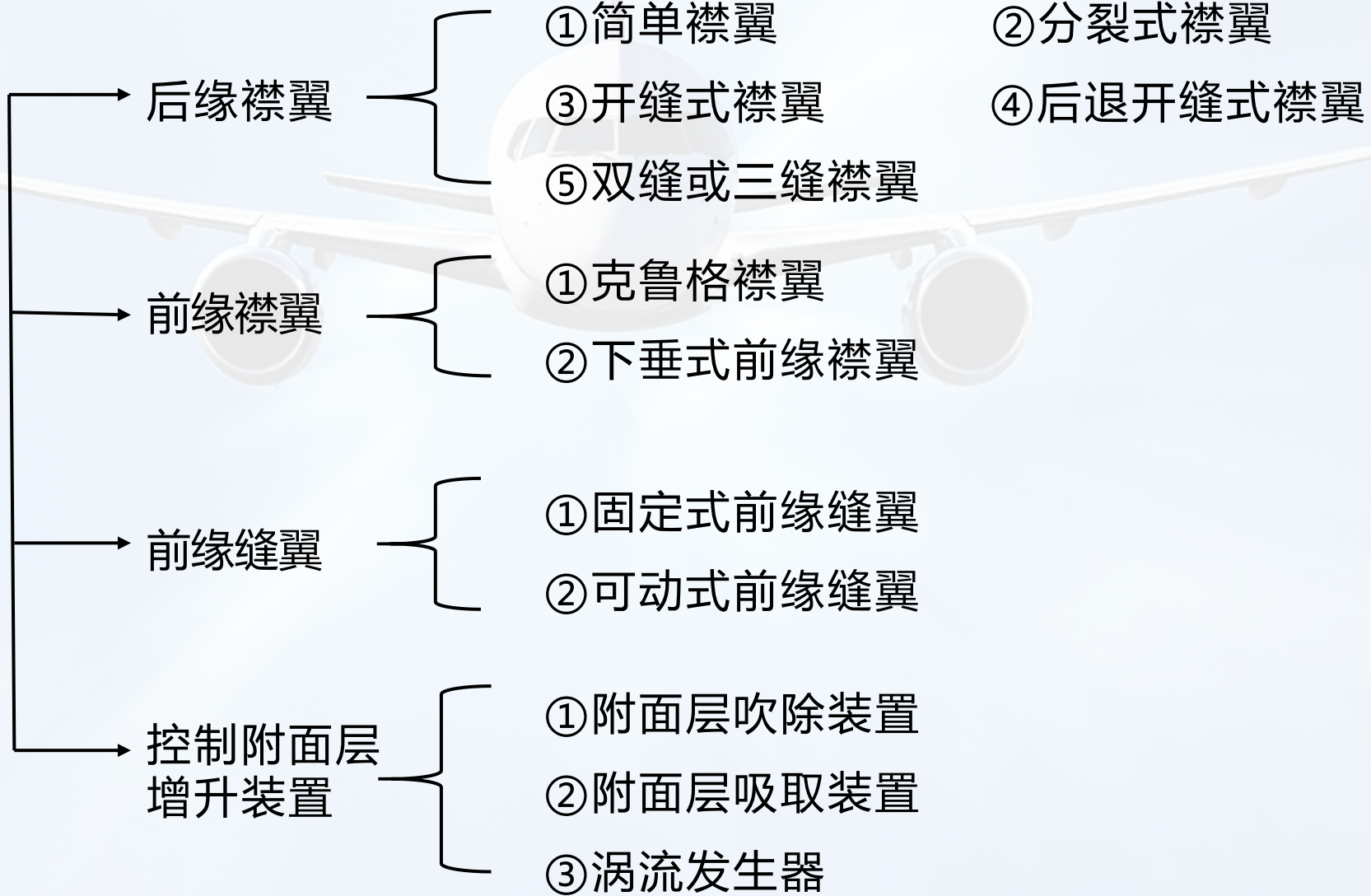
1) 增升原理

根据升力计算公式，在大型高速民用运输机上增升装置的增升原理主要有以下3种：

- ① 加大翼型的弯度
- ② 增大机翼面积
- ③ 控制机翼上的附面层，推迟气流分离

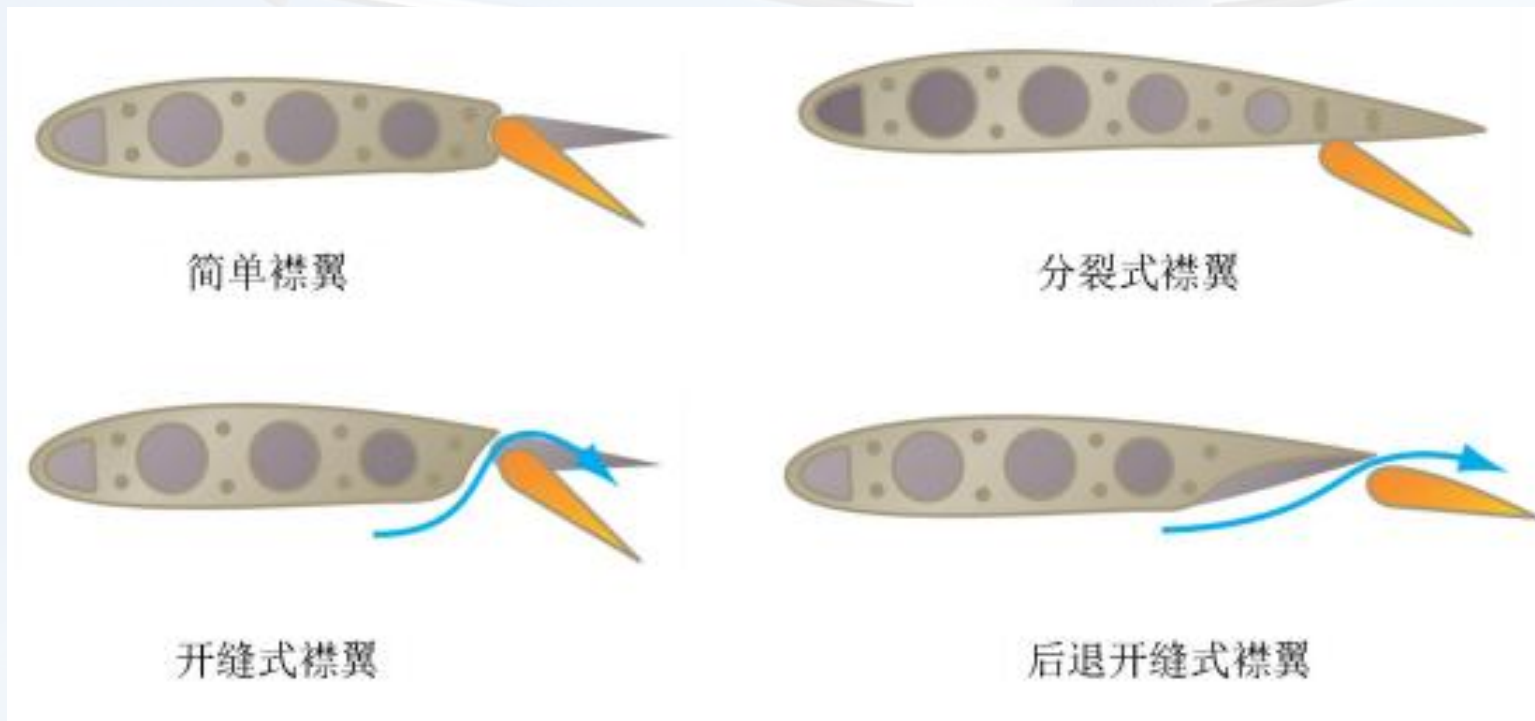
1.3.1 飞机运动基础

增升装置



1.3.1 飞机运动基础

2) 后缘襟翼



后缘襟翼各种类示意图

1.3.1 飞机运动基础

① 简单襟翼

简单襟翼是装置在机翼后缘可绕转轴转动的小翼面。不使用时，闭合成为机翼后缘的一部分；使用时绕轴向下偏转。

增升原理是改变机翼剖面形状，增大机翼弯度。

② 分裂式襟翼

分裂式襟翼是装置在机翼后缘下表面一块可绕轴转动的板件。不使用时收回，紧贴合在机翼下表面，成为机翼后缘下表面的一部分；使用时绕轴向下打开。

增升原理是增加机翼弯度。

打开时，在襟翼板和机翼后缘上表面之间形成一个低压区，吸引上表面气流更加快流动，因而增加上下翼面压力差，增大了升力。

1.3.1 飞机运动基础

③ 开缝式襟翼

在简单襟翼基础上做了改进。它将转轴由襟翼前缘正中移到襟翼前缘下表面。

原理：襟翼绕转轴向下打开，不仅增大机翼弯度，而且在襟翼前缘与机翼后部之间形成收敛式的缝隙，下翼面高压气流通过收敛式的缝隙加速吹向上翼面，往上翼面附面层中输送动能，防止气流分离，大大提高了襟翼的增升效果。两种增升原理，增升效果更好。

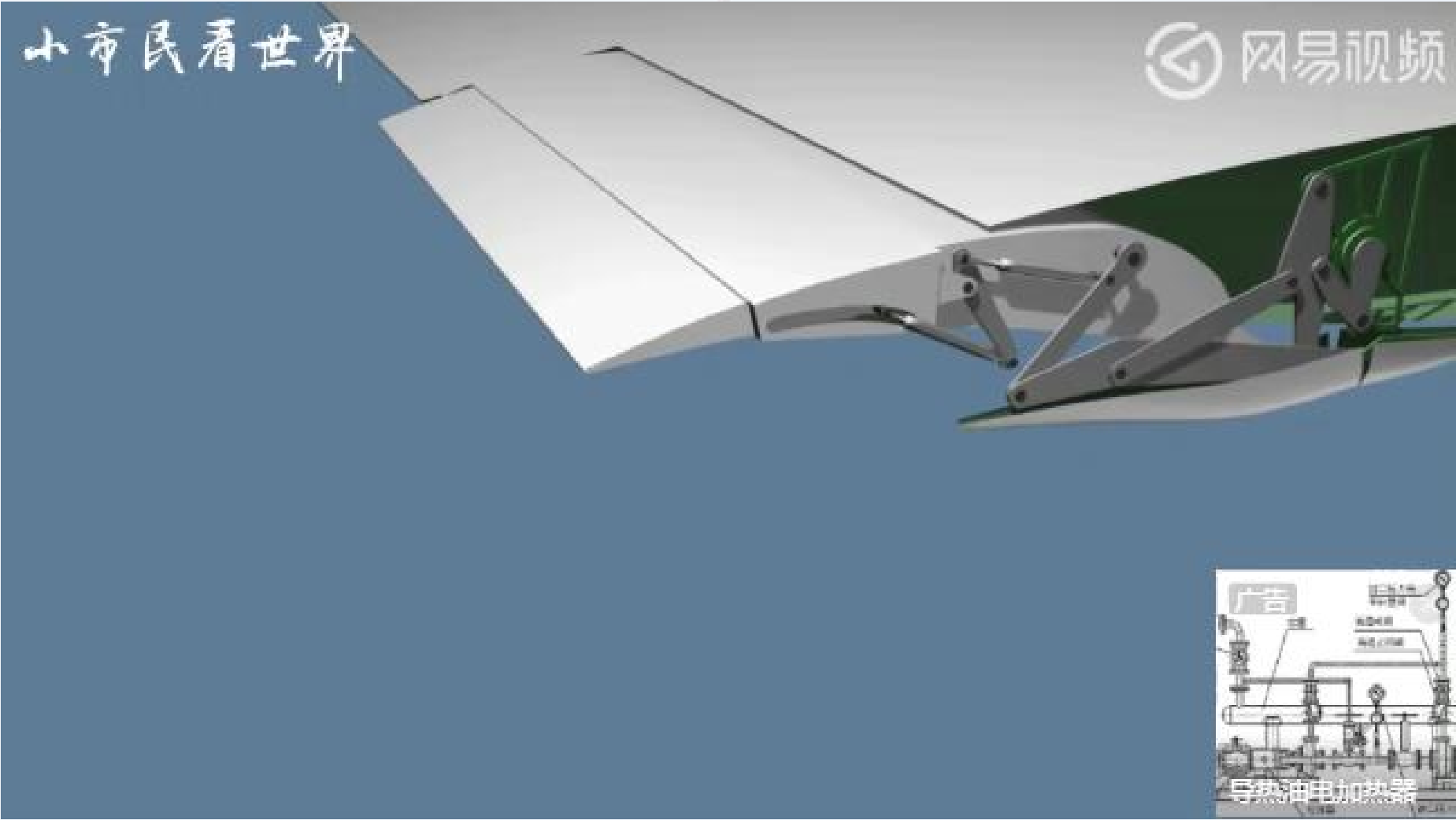
④ 后退开缝式襟翼（富勒襟翼）

襟翼一边向后退，一边向下偏转；后退偏转的同时，又在襟翼前缘与机翼后部之间形成收敛式缝隙，使下翼面高压气流加速吹向上翼面，加快上翼面附面层流动防止气流分离。

也称为富勒襟翼（Fowler）。因为这种襟翼采用了增大机翼弯度，增加机翼面积和控制附面层三种增升原理，增升效果特别好。

1.3.1 飞机运动基础

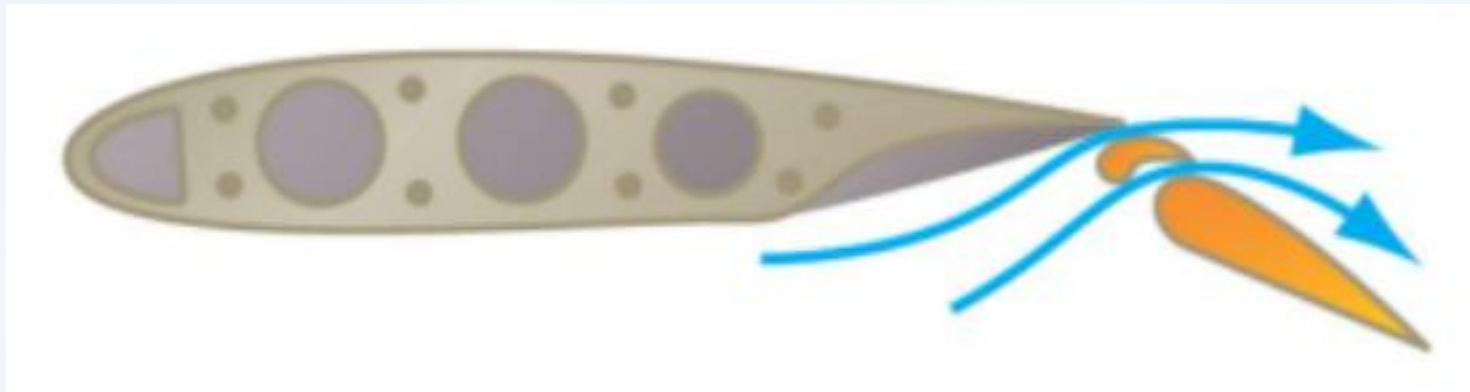
后缘襟翼运动机构展示



1.3.1 飞机运动基础

⑤ 双缝或三缝襟翼：

在襟翼前缘安装一片小翼面，或两片小翼面。使用襟翼时，襟翼边后退，边向下偏转，小翼面和主襟翼分开形成两条或三条收敛式缝隙，有更多的高压气流从下翼面通过两条或三条缝隙加速吹向上翼面。这样在襟翼偏转更大的角度时，也不会发生气流分离，可以得到更好的增升效果。目前，增升**效果最好的是双缝富勒式襟翼**。



双缝富勒式襟翼示意图

1.3.1 飞机运动基础

⑤ 双缝或三缝襟翼：

后缘襟翼在提高机翼升力系数的同时，使机翼的阻力系数也增加了。

- ① 当襟翼放下角度较小时，阻力增加的百分比比升力增加的要低，这种情况适用于要求升力增大而阻力尽量小的起飞状态。
- ② 当襟翼放下角度较大时，与升力增加的百分比相比阻力增加的百分比还要高，这种情况适用于升力和阻力都要求较大的着陆状态。

因此，虽然在起飞和着陆时都使用后缘襟翼，但使用的方法却不同：

- ① 起飞时，使用后缘襟翼放下的角度较小，约为 20 度左右；
- ② 着陆时，使用后缘襟翼放下的角度较大，约为 40 度左右。

1.3.1 飞机运动基础

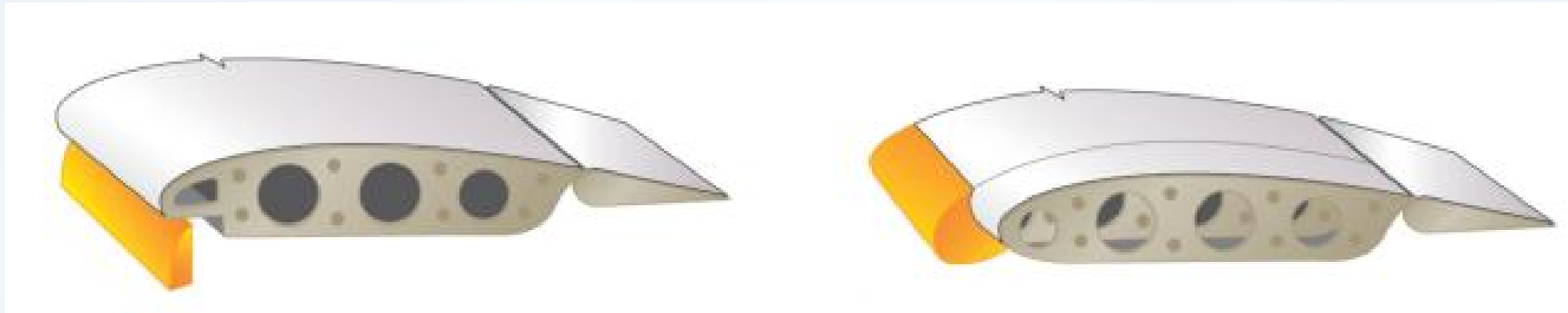
⑤ 双缝或三缝襟翼：

使用后缘襟翼提高升力系数的同时，临界迎角却减少了。这样，在迎角较大的起飞着陆时，使用后缘襟翼容易造成飞机失速，所以现代大型运输机的后缘襟翼都是与前缘襟翼、前缘缝翼等增升装置一起配合使用。

1.3.1 飞机运动基础

3)前缘襟翼

- 克鲁格襟翼:位于机翼的前缘，机翼前缘下表面的一块面板，不使用时紧贴在机翼前缘下表面，形成机翼外表面。克鲁格襟翼打开后，与机翼前缘之间可根据需要安排成无缝隙或有缝隙的两种。
- 下垂式前缘襟翼:可操纵的机翼前缘，不使用时，保持机翼前缘原形；使用时，在动作筒驱动下，整个前缘向下滑动，形成低垂的机翼前缘。



克鲁格襟翼示意图

下垂式前缘襟翼示意图

1.3.1 飞机运动基础

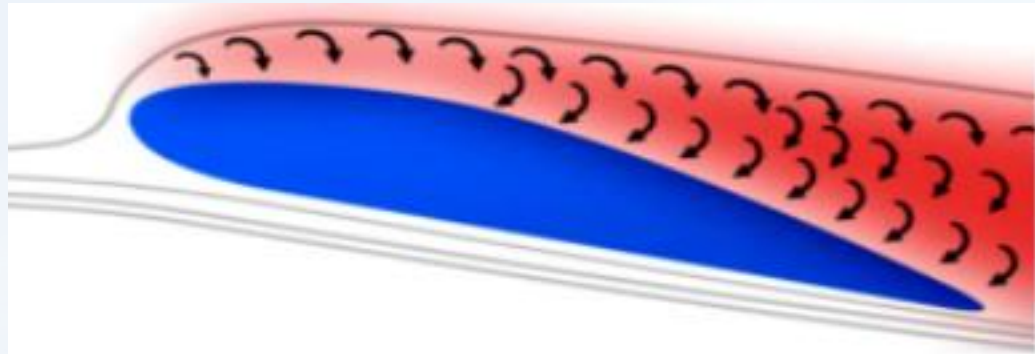
3)前缘襟翼

- ① 高速飞机机翼采用前缘尖锐，相对厚度较小的翼型。
- ② 以一定迎角飞行时，前缘上表面没有光滑的流道，气流在前缘受挫即会产生气流分离，而使机翼升力系数大大降低。
- ③ 前缘襟翼下垂或打开克鲁格襟翼就可减少前缘与相对来流之间的夹角，使气流能沿平滑流道流过上翼面，不再产生气流分离。
- ④ 使用后缘襟翼时，后缘襟翼向下偏转，在机翼前缘也会产生气流分离，会降低后缘襟翼的增升效果，
- ⑤ 同时使用前缘襟翼可以消除机翼前缘的气流分离，提高后缘襟翼的增升效果。

1.3.1 飞机运动基础

4) 前缘缝翼

- 前缘缝翼是安装在机翼前缘的一个小翼面。作用：
- 工作时小翼面与机翼前缘之间形成收敛式的缝隙。
 - ① 提高临界迎角，降低飞机失速速度；
 - ② 提高最大升力系数。
- 增加了升力又延缓了气流的分离，避免了大迎角下的失速。



缝翼闭合，大迎角下气流分离



缝翼打开，恢复气流平滑流动

1.3.1 飞机运动基础

4)前缘缝翼

固定式前缘缝翼:是用肋板将小翼面固定在机翼前缘上, 无论是否使用前缘缝翼, 小翼面都与机翼前缘之间形成固定的缝隙。**速度增大时, 会使阻力增大**, 应用不多。

可动式前缘缝翼有**自动式**和**可操纵式**的。小翼面通过滑动机构与前缘相连。**自动式**的是依靠作用在前缘上的气动载荷使小翼面伸出或收回, 多用在**低空低速**飞机上。**可操纵式**的前缘缝翼通常是与后缘襟翼**自动配合动作**, 防止在大迎角下使用后缘襟翼造成飞机失速。

大型民用运输机, 操纵前缘缝翼与操纵后缘襟翼使用同一个手柄, 放出时, 先打开前缘缝翼到一定角度, 再打开后缘襟翼; 收回时, 先收回后缘襟翼再收回前缘缝翼。



固定式前缘缝翼

可动式前缘缝翼

1.3.1 飞机运动基础

前缘襟翼收起放下过程



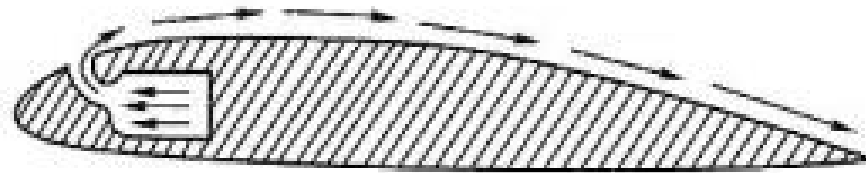
1.3.1 飞机运动基础

5)控制附面层的增升装置

附面层吹除装置:高压气体从机翼上表面吹出，向附面层内输入动能，加快附面层内流体的流速，推迟附面层分离。

附面层吸取装置:利用吸气泵，上表面的缝隙吸取附面层，减小附面层的厚度，加快附面层内流体的流速。

涡流发生器:涡流发生器可以将外界气流的能量不断输入附面层，加速附面层内气流的流动速度，推迟气流分离。在低速飞机上使用可以提高临界迎角值，增大升力系数。在高速飞机上使用可以推迟激波分离。




附面层吹除装置



附面层吸取装置

小结：

- 增升装置的种类。
- 所有增升装置在原理上都是按着几个最基本的原理来设计的。加速附面层流速、增加机翼面积、增加翼型弯度、推迟气流分离。
- 前缘襟翼要配合后缘襟翼使用，不会单独使用。
- 前缘襟翼和后缘襟翼的收上和放下有一定的逻辑程序。



1.3.2 飞机的稳定性

1.3.2 飞机的稳定性

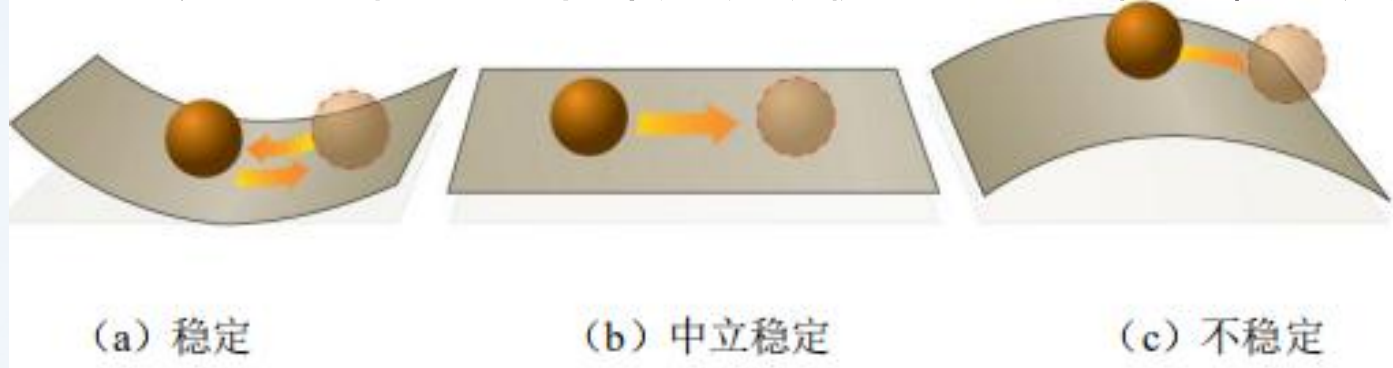
1.3.2 飞机的稳定性

(1) 稳定性的概念

处于平衡状态的物体，受到外界扰动，偏离了平衡位置，当扰动消失后，物体能否自动恢复到原始的平衡位置，取决于物体的平衡状态是否具有稳定性。

当扰动消失后：

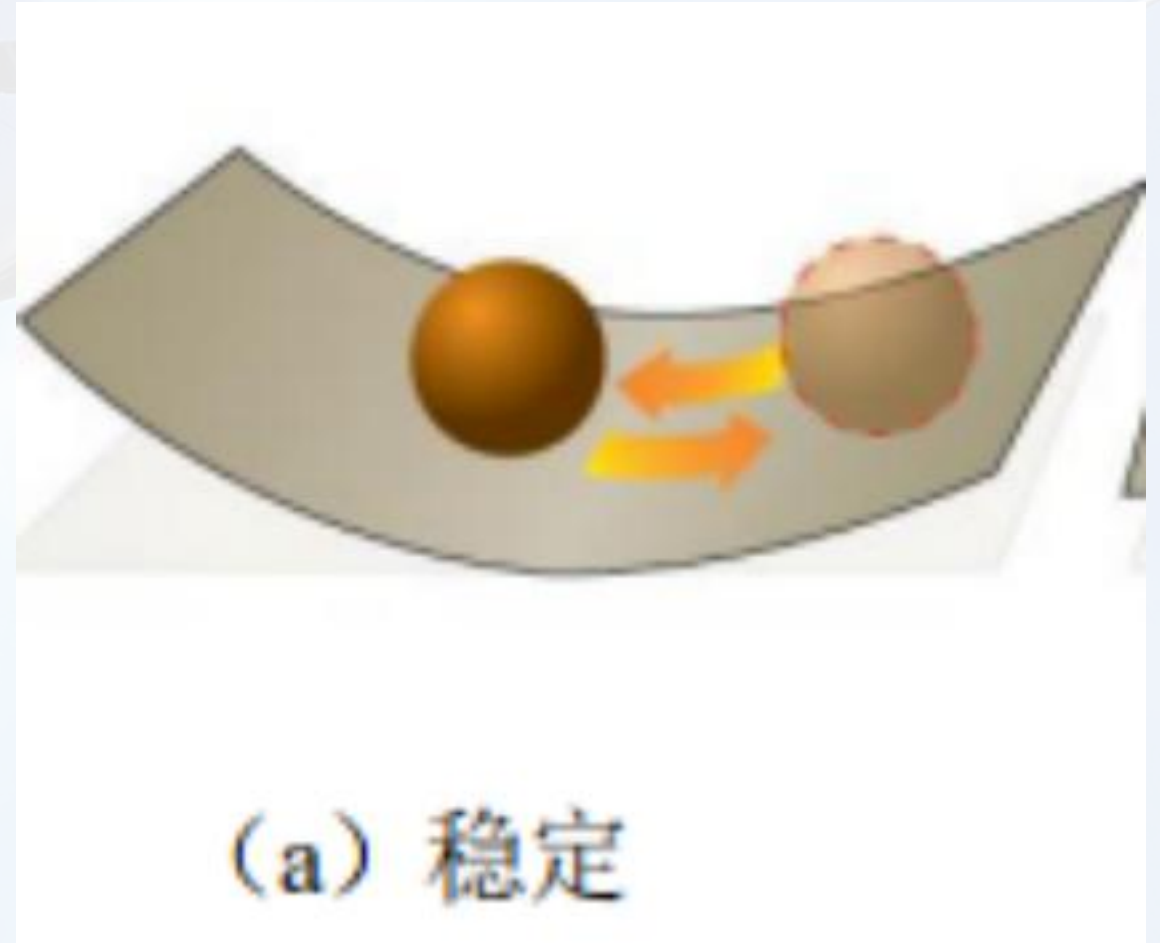
- ① 图 (a) 中的小球经过振荡会自动回到原始平衡位置，它的平衡状态具有**稳定性**；
- ② 图 (c) 中的小球，会越来越偏离原始平衡位置，它的平衡状态具有**不稳定性**；
- ③ 图 (b) 中的小球会停留在任意一个外界扰动使它达到的位置，它具有**中立稳定性**。



1.3.2 飞机的稳定性

平衡状态的稳定性又分为**静稳定性**和**动稳定性**。

- ① 静稳定性是当外界扰动消失后，物体是否具有回到原始平衡位置的**趋势**，也就是扰动消失后，物体的**瞬间运动**。
- ② 动稳定性是研究外界扰动消失后，物体回到原平衡位置的**运动过程**：扰动运动是收敛的，物体最终回到原始平衡位置，物体平衡状态就具有动稳定性，否则就是动不稳定的。



1.3.2 飞机的稳定性

1.3.2 飞机的稳定性

(1) 稳定性的概念

处于平衡状态的物体，受到外界扰动，偏离了平衡位置，当扰动消失后，物体能否自动恢复到原始的平衡位置，取决于物体的平衡状态是否具有稳定性。

稳定性分为：动稳定性，静稳定性。

静稳定性 → 趋势、瞬间的运动。

动稳定性 → 运动的过程、收敛的、最终平衡

1.3.2 飞机的稳定性

- 静稳定性：

是当外界**扰动消失后**，物体是否具有**回到原始平衡位置的趋势**，也就是扰动消失后，物体的**瞬间运动**。

- 动稳定性：

是研究外界**扰动消失后**，物体回到原平衡位置的**运动过程**。

扰动运动是**收敛的**，物体最终**回到原始平衡位置**，物体平衡状态就具有**动稳定性**，**否则就是动不稳定的**

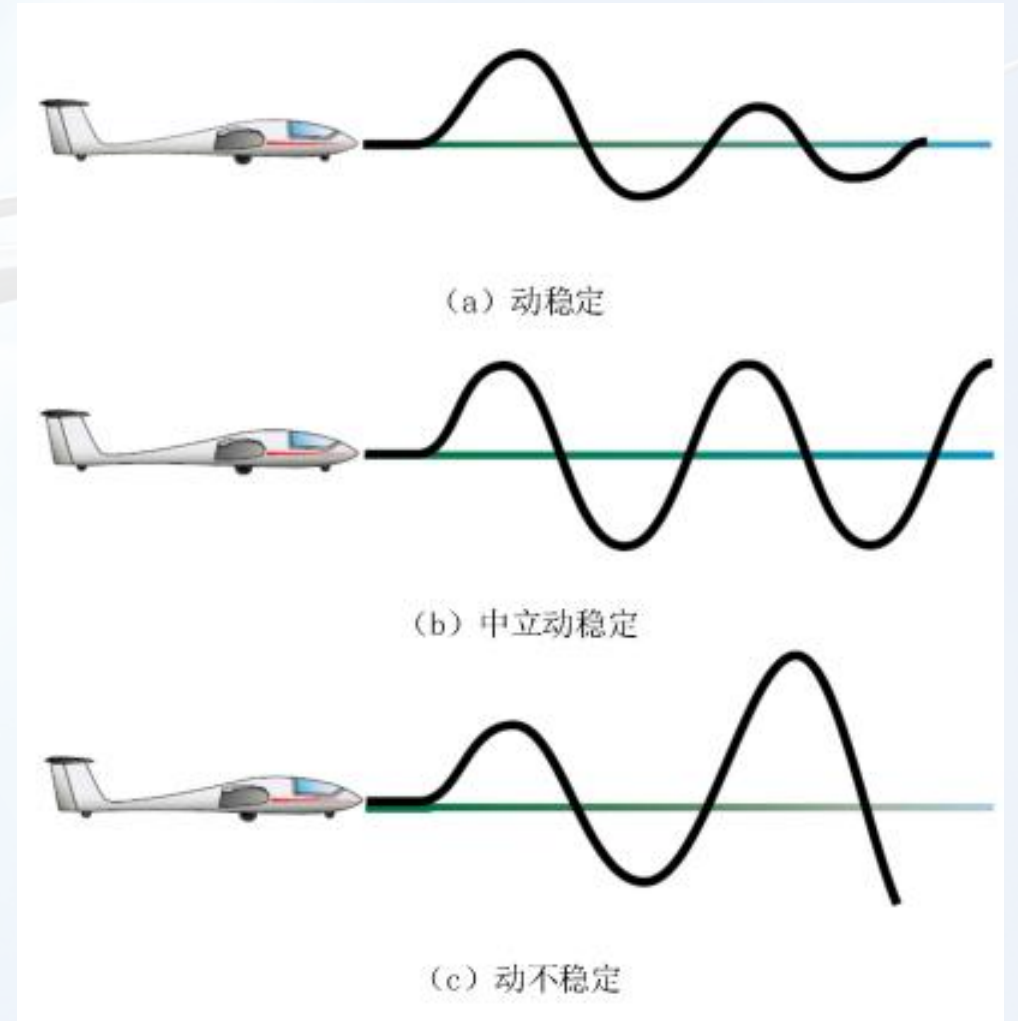
- 中立稳定性：

当外界扰动消失后，会停留在**任意一个位置**，它的平衡状态具有**中立稳定性**。

1.3.2 飞机的稳定性

具有**静稳定性**是平衡状态具有稳定性的**必要条件**，但并不充分，**只有具有动稳定的平衡状态才是真正稳定的。**

- 当扰动消失后，飞机能否自动地回到原平衡状态，就是飞机是否具有稳定性的问题。
- 在飞行员不施加操纵的情况下，飞机能自动回到原平衡状态，这架飞机就具有稳定性，否则就是不稳定或中立的。



1.3.2 飞机的稳定性

飞机的稳定性分为三个方面的稳定性：

- 1) **纵向稳定性**：飞机受到扰动，产生绕横轴的偏转，飞机迎角变大或变小，扰动消失后，不经飞行员操纵，飞机能自动恢复到原飞行状态的能力叫纵向稳定性，也称为俯仰稳定性，即绕横轴的稳定性。
- 2) **侧向稳定性**：飞机受到扰动，产生绕纵轴的滚转，扰动消失后，不经飞行员操纵，飞机能自动恢复原飞行姿态的能力叫侧向稳定性，也称为滚转稳定性，即绕纵轴的稳定性。
- 3) **方向稳定性**：飞机受到扰动，产生绕立轴的转动，扰动消失后，不经飞行员操纵，飞机能自动恢复原飞行姿态的能力叫方向稳定性，也称航向稳定性，即绕立轴的稳定性。

下面我们将三方面稳定性展开讲解。

1.3.2 飞机的稳定性

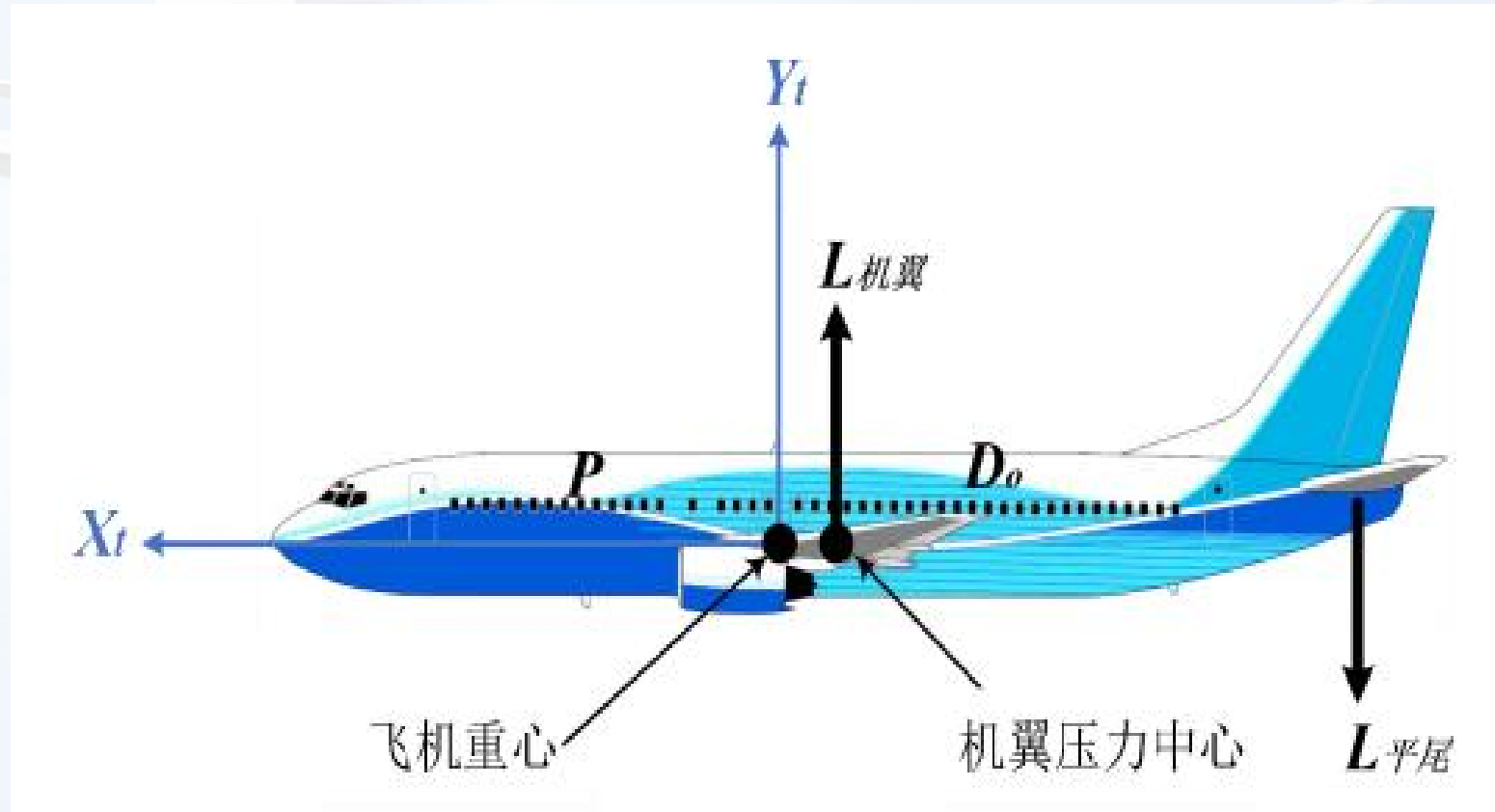
(2) 飞机的纵向静稳定性

1) 飞机的纵向力矩和平衡

① 飞机的纵向力矩

纵向力矩就是使飞机绕横轴 OZ_T 转动的俯仰力矩，用 M_Z 表示。规定使飞机抬头的 M_Z 为正值，否则为负值。

每个部件上的气动力及发动机推力都将对飞机产生纵向力矩。全机纵向力矩就等于机翼、机身、尾翼等部件上的气动力及发动机推力产生的纵向力矩之和，并考虑动力装置的影响。



1.3.2 飞机的稳定性

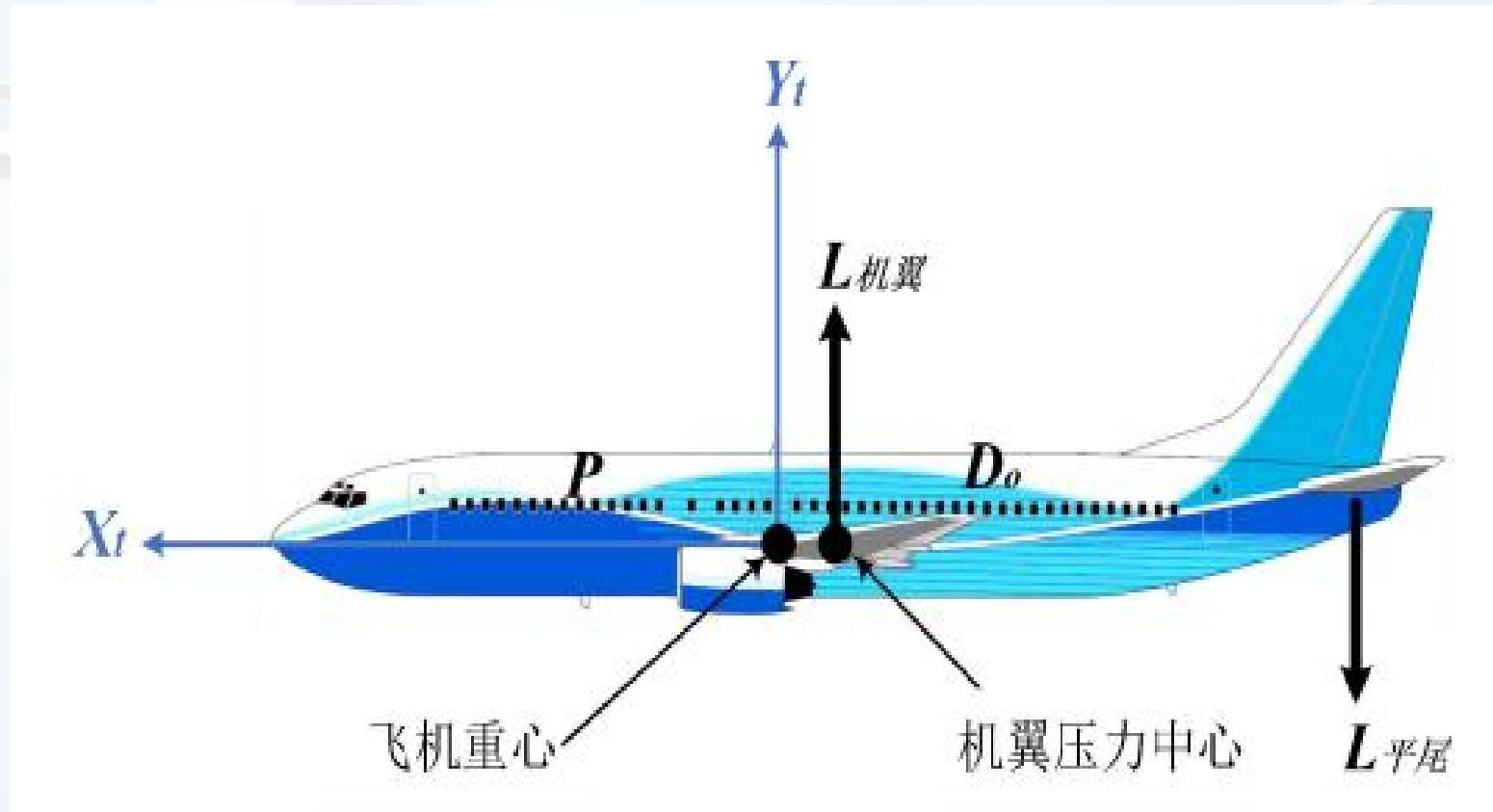
(2) 飞机的纵向静稳定性

1) 飞机的纵向力矩和平衡

② 飞机的纵向平衡

纵向平衡主要是针对与飞机纵向稳定性有关的俯仰运动的。它是指飞机的纵向力矩 $M_z=0$ ，没有外界扰动的话飞机不会绕横轴产生俯仰运动，飞行迎角不会变化。

对飞机纵向力矩起主要作用的是机翼、水平尾翼的气动升力和发动机的推力。



1.3.2 飞机的稳定性

机翼的压力中心在飞机重心之后。

- 机翼上的气动升力对飞机产生使机头向下的俯仰力矩；
- 水平尾翼上的气动升力向下作用，对飞机产生使机头向上的俯仰力矩；
- 两个力矩互相抵消时，飞机保持纵向平衡。

为了使水平尾翼的气动升力能产生抬头力矩，水平尾翼的安装角一般采取负值，机翼安装角与水平尾翼安装角之差，称为纵向上反角。

1.3.2 飞机的稳定性

- 定常直线飞行时，不同的飞行速度要求不同的迎角。
- 迎角不同，机翼升力的大小及压力中心的位置也不同，对飞机重心会产生大小不同的低头力矩，这就必须通过改变升降舵的偏转角（有的飞机还可以通过改变水平安定面的配平角），使水平尾翼产生与之相平衡的抬头力矩，来维持飞机的纵向平衡，这个过程就叫做飞机的纵向配平。
- 飞机水平尾翼的一个重要作用就是保证飞机在不同速度下进行定常直线飞行的纵向平衡。

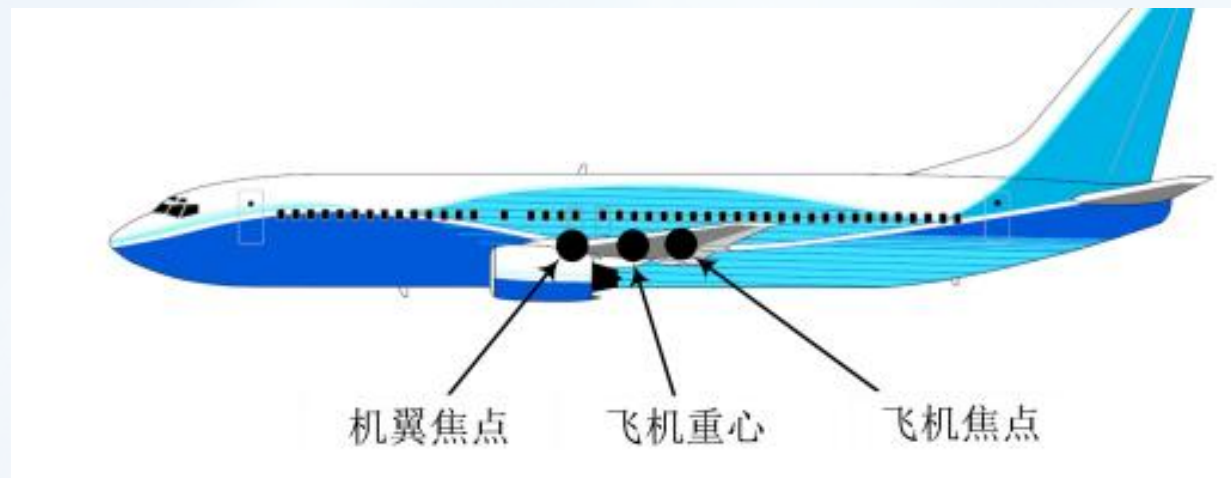
1.3.2 飞机的稳定性

2) 全机焦点

当飞机受到扰动使迎角发生改变时，机翼、机身和水平尾翼的迎角都会随着发生变化，也都会产生附加的气动升力。

这些附加气动升力之和就是迎角改变时，全机气动升力的增量。

★焦点：用符号 ΔL 表示。由迎角的改变引起的飞机气动升力增量的作用点，就叫做全机焦点。（全机气动中心）

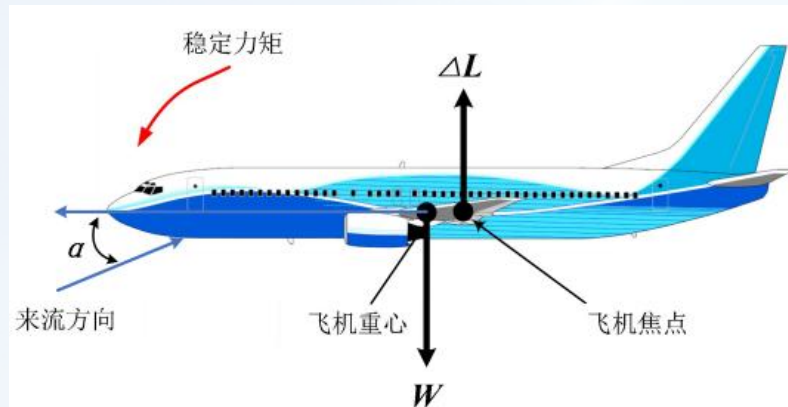


1.3.2 飞机的稳定性

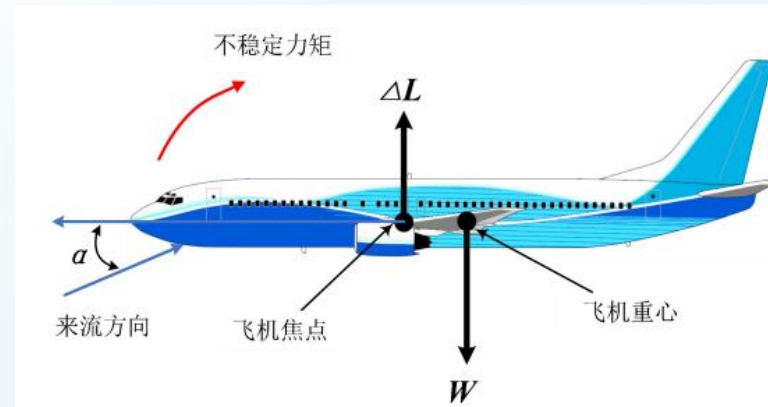
3) 飞机纵向静稳定性的条件:

当来流是使飞机抬头的力矩时, 按下面结论分析。来流是低头力矩时, 则反之:

- 全机焦点位于**重心之后**, 飞机是纵向**静稳定的**。
- 全机焦点位于**重心之前**, 飞机是纵向**静不稳定的**。
- 全机焦点和重心**重合**, 飞机具有纵向**中立静稳定性**。



全机焦点位于重心之后
飞机是纵向静稳定的



全机焦点位于重心之前
飞机纵向静不稳定

1.3.2 飞机的稳定性

4) 影响飞机纵向静稳定性的因素

➤ 握杆和松杆对飞机纵向静稳定性的影响

➤ **结论：** 与握杆飞行相比，松杆飞行时，全机焦点的位置前移，纵向静稳定性减小了。

➤ **分析：** 假设受扰动后，飞机的速度不变，只有迎角变化，并且在受扰动过程中，升降舵面不能自由偏转，所以上述讨论的稳定性也称为握杆定速静稳定性。

1.3.2 飞机的稳定性

➤ 飞机实用重心和飞机焦点位置的变化

● 影响飞机实用重心的位置的因素

当焦点位置不变时：

飞机实用重心前移，飞机的纵向静稳定性增大；

飞机实用重心后移，飞机的纵向静稳定性减小。

1.3.2 飞机的稳定性

➤ 影响飞机焦点位置的因素，主要有以下几点：

- ① **飞行马赫数**：在亚声速范围内，机翼焦点的位置基本保持不变，大约为 25%，由于水平尾翼的作用全机焦点相对机翼焦点后移，在一定的范围内，随飞行马赫数的增加也基本保持不变。进入超声速飞行阶段，机翼焦点和全机的焦点均向后移。
- ② **水平尾翼**：升降舵的偏转角和水平安定面的配平角；
- ③ **飞机构型**：襟翼、缝翼、起落架等的位置；
- ④ **纵向操纵系统的安装间隙和弹性间隙**

1.3.2 飞机的稳定性

(3) 飞机的纵向动稳定性

概念：飞机的纵向**动稳定性**研究的是飞机**受到扰动后，恢复原飞行姿态的运动过程。**

★具有纵向稳定性的**条件：**

具有纵向**静稳定性**是飞机具有纵向稳定性的**必要条件，但不是充分条件。**

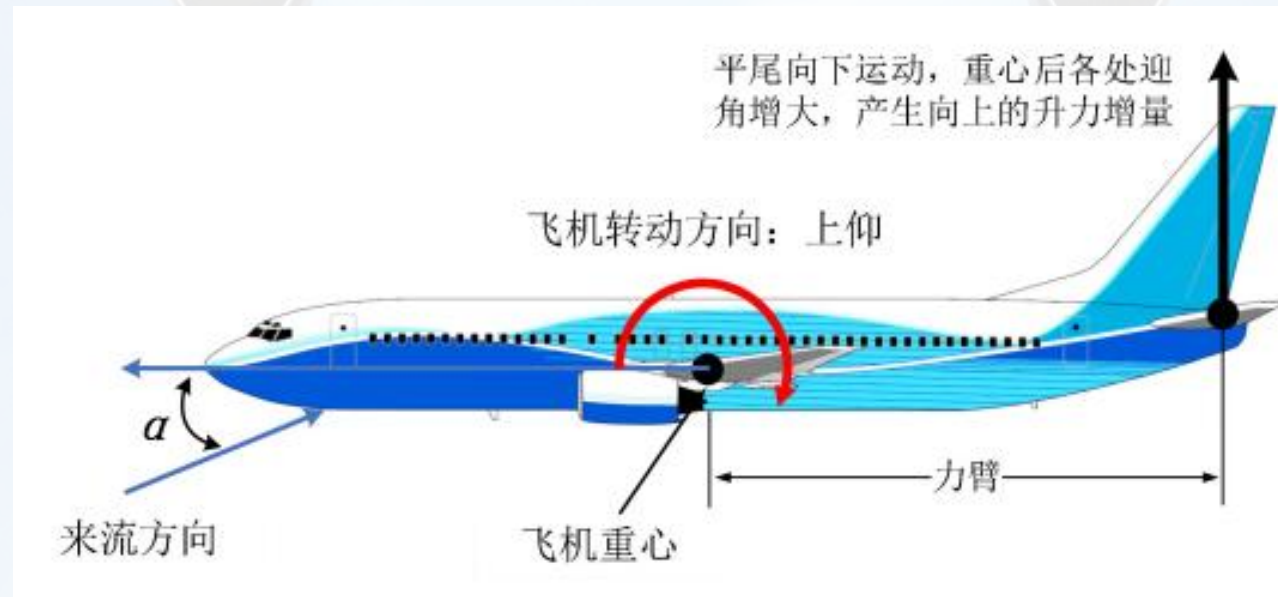
具有纵向**动稳定性**是飞机具有纵向稳定性的**充分条件。**

所以，具有纵向**动稳定**的飞机，才是**真正的纵向稳定。**

1.3.2 飞机的稳定性

1) 俯仰阻尼力矩

具有足够的纵向静稳定力矩只能使飞机具有自动返回原飞行姿态的运动趋势，并不能保证飞机最终能恢复到原有的飞行姿态。要做到这一点，还必须使飞机在恢复原有飞行姿态的俯仰摆动中受到足够的俯仰阻尼力矩，使飞机的俯仰摆动逐渐减弱直至停止。

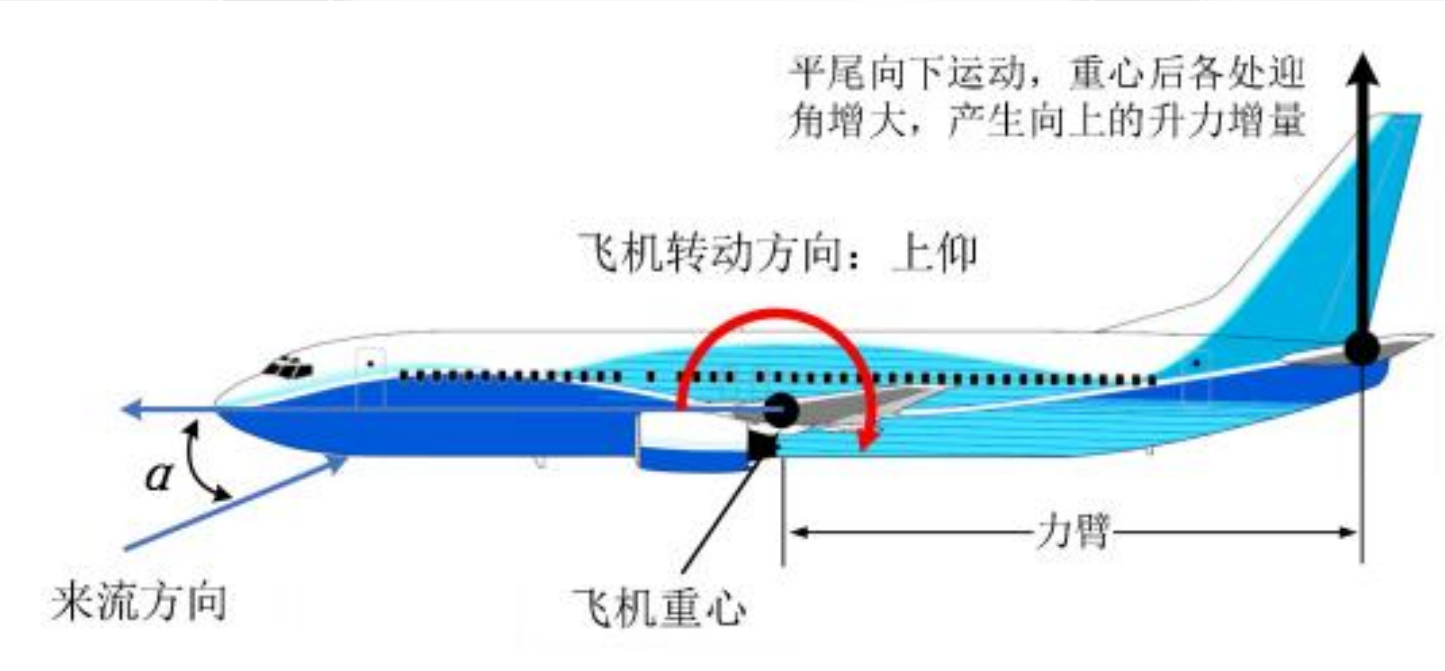


1.3.2 飞机的稳定性

1) 俯仰阻尼力矩

- ① 水平尾翼距离飞机重心越远，
 - ② 气动力面积越大，
- 阻尼力矩越大

俯仰阻尼力矩主要由水平尾翼产生。

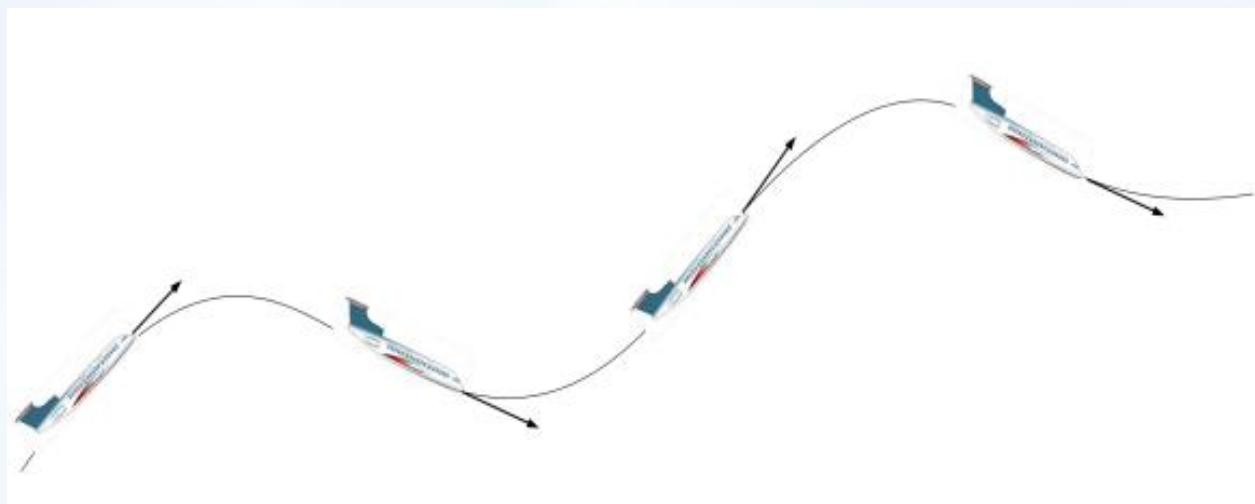


1.3.2 飞机的稳定性

2) 纵向扰动运动的模态及其特征



短周期模态运动



长周期模态运动

1.3.2 飞机的稳定性

●短周期运动模态

扰动消失的最初阶段，飞机上产生的静稳定力矩迫使飞机返回原飞行姿态，从而使飞机产生较大的绕横轴转动的角加速度，使飞机的迎角和俯仰角速度迅速变化。到达原平衡姿态时，由于运动惯性，飞机会继续转动并超过原平衡位置，又会产生方向相反的静稳定力矩，迫使飞机再回到原飞行姿态，从而使飞机产生相反方向的转动角加速度，使飞机的迎角和俯仰角速度又向相反的方向迅速变化。就形成了迎角和俯仰角速度周期性迅速变化的短周期运动模态。

在俯仰摆动过程中，飞机上的气动力分布产生与飞机转动角速度方向相反的较大的俯仰阻尼力矩，使飞机的俯仰摆动很快衰减下来。一般情况下，飞机的这种短期振荡运动在开始的头几秒内就基本结束了。

1.3.2 飞机的稳定性

- 长周期运动模态

在短周期震荡运动基本结束时，纵向力矩基本恢复平衡，飞机基本不再绕横轴转动，但由于飞行速度增量的作用，作用在飞机上的外力仍处于不平衡状态，飞机的航迹是弯曲的。

这一振荡过程衰减很慢，形成长周期运动模态。

1.3.2 飞机的稳定性

小结：

- 稳定性分为静稳定和动稳定。
- 物体拥有静稳定性是稳定性的必要条件，但是不充分。
- 物体拥有动稳定性才是拥有真正的稳定。
- 按飞机3个轴来划分，可分为纵向、横向、方向稳定性。
- 纵向稳定性，主要由水平安定面和焦点在重心之后的机翼气动增量来提供

1.3.2 飞机的稳定性

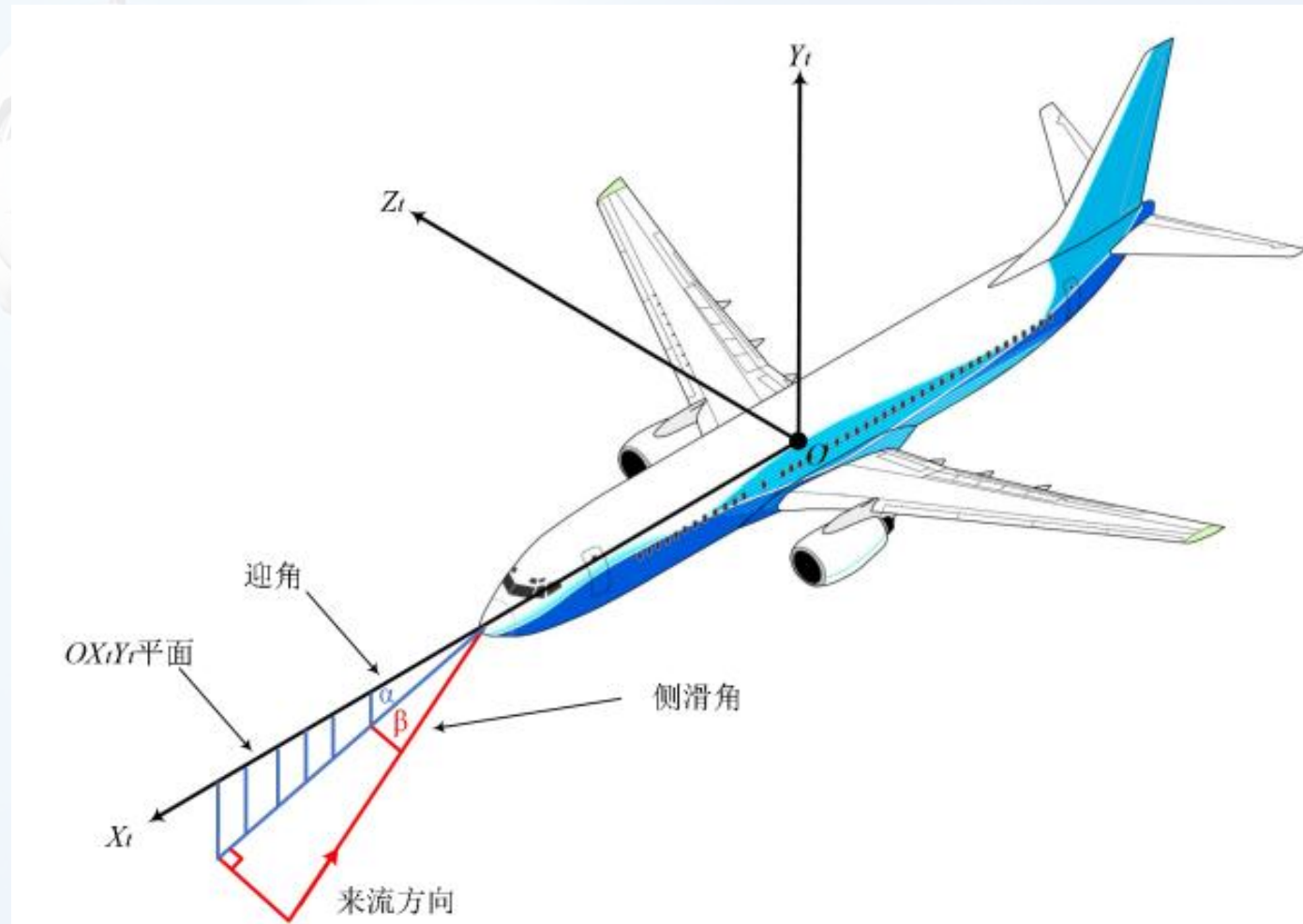
(4) 飞机的横侧向静稳定性

1) 飞机的横侧向运动

- 绕纵轴 OX_T 转动的滚转运动，运动参数是：滚转角 γ 、滚转角速度和滚转角加速度；

- 绕立轴 OY_T 转动的偏航运动，运动参数是：偏航角 φ 、偏航角速度和偏航角加速度；

- 沿横轴 OZ_T 的侧滑运动，运动参数是：侧滑角 β



1.3.2 飞机的稳定性

2) 飞机的滚转力矩和偏航力矩

气动力对机体纵轴 OX_T 产生的力矩叫滚转力矩，用 M_x 表示。力矩矢量与 OX 方向一致时，为正。

气动力对机体立轴 OY_T 产生的力矩叫偏航力矩，用 M_y 表示。力矩矢量与 OY 方向一致时，为正。

除了飞机的侧滑角，引起飞机滚转力矩和偏航力矩的还有：滚转运动（滚转角速度）、偏航运动（偏航角速度）和副翼偏转角以及方向舵偏转角。

对于具有横侧向静稳定性的飞机来说，侧滑角 β 引起的滚转力矩和偏航力矩是扰动消失后，使飞机恢复原飞行姿态的力矩，是静稳定力矩；

由滚转运动引起的滚转力矩和偏航运动引起的偏航力矩是扰动运动中气动力产生的阻尼力矩；

副翼偏转角引起的滚转力矩和方向舵偏转角引起的偏航力矩是操纵力矩。

1.3.2 飞机的稳定性

3) 飞机的侧向静稳定性

① 飞机侧向静稳定性的条件

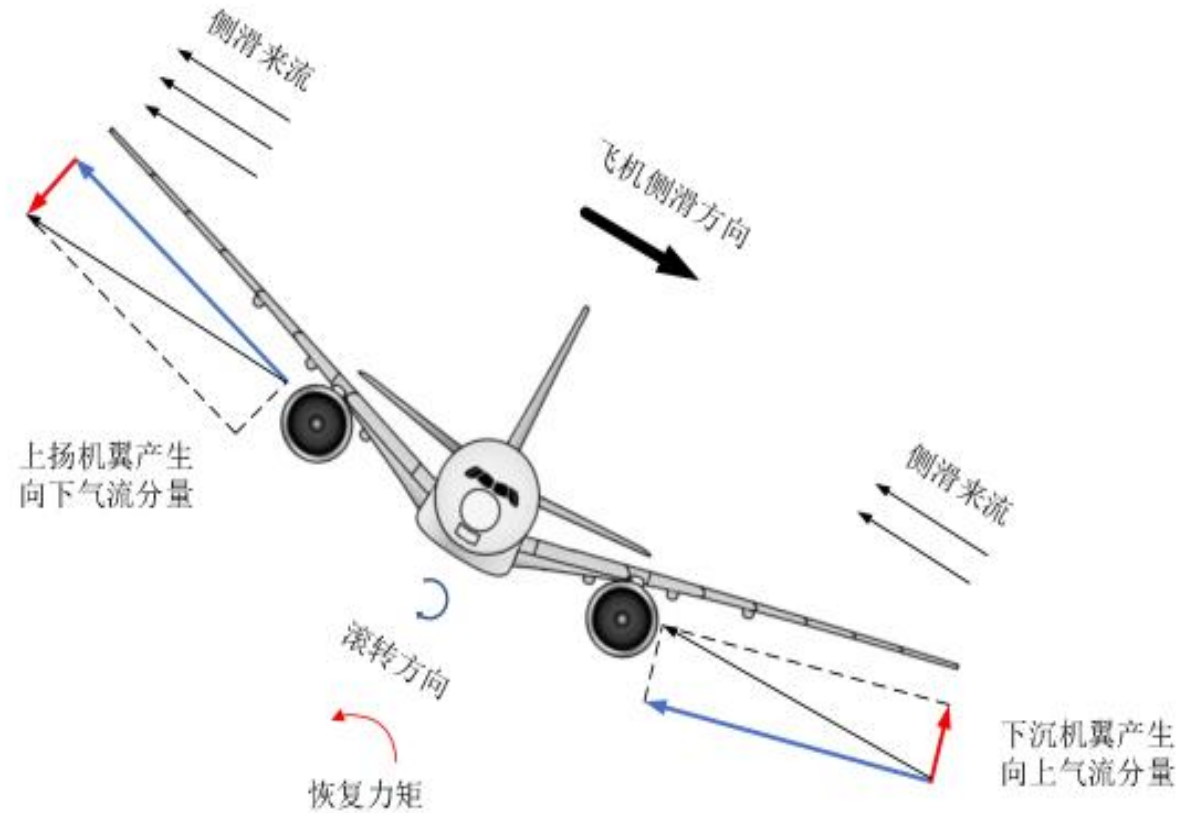
飞机受到扰动，绕机体纵轴转动，产生了滚转角，造成侧滑时，如果侧滑角引起的滚转力矩与飞机滚转的方向相反，飞机就具有侧向静稳定性。

1.3.2 飞机的稳定性

②机翼上反角对飞机侧向静稳定性的影响

机翼上反角不但为飞机提供了侧向静稳定性，而且通过改变上反角的大小，可定量地调整飞机侧向静稳定性的大小，所以侧向静稳定性也称为“上反效应”。

侧向静稳定性主要有机翼的上反角来提供。如图，通过分析，滚转方向和恢复力矩相反，因为有了上反角机翼，所以，有了侧向静稳定性。上反角的大小，可以反映静稳定性的强弱。

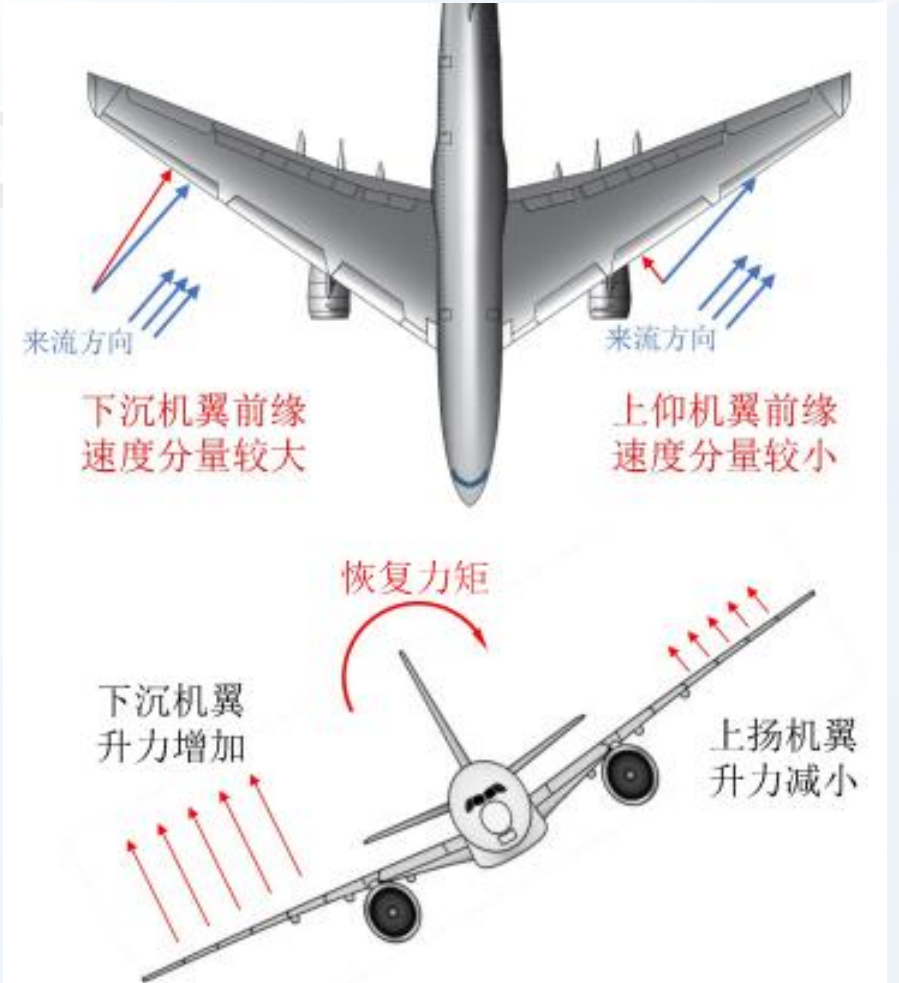


1.3.2 飞机的稳定性

③机翼后掠角对飞机侧向静稳定性的影响

后掠角对飞机的侧向静稳定性起重要作用外，垂直尾翼对飞机的侧向静稳定性也有影响，机体纵轴上方的垂尾增加侧向静稳定性。

机翼和机身的相对位置也对侧向静稳定性有影响，上单翼起侧向静稳定作用，下单翼起侧向静不稳定作用。



1.3.2 飞机的稳定性

4) 飞机的方向静稳定性

① 飞机侧向静稳定性的条件

飞机受扰动绕竖轴偏转，产生侧滑角时，如果由侧滑角引起的滚转力矩与飞机滚转的方向相反，飞机就具有侧向静稳定性。

1.3.2 飞机的稳定性

②垂尾对飞机方向静稳定性的影响

当飞机受扰动绕竖轴向右偏转，产生左侧滑时，在垂尾上产生的侧向力方向向右，对飞机重心产生的偏航力矩使飞机向左偏转，对准来流，消除侧滑角。

同样，当飞机受扰动产生右侧滑时，垂尾上产生的侧向力方向向左，对飞机重心产生的偏航力矩使飞机向右偏转，对准来流，消除侧滑角。所以垂直尾翼为飞机提供了方向静稳定性。

飞机的**方向静稳定性**主要是由**垂直尾翼**提供的。垂尾为飞机提供的方向静稳定性，**总是让飞机机头对准来流，消除侧滑角。**

1.3.2 飞机的稳定性

③机翼的后掠角对飞机的方向稳定性的影响

机翼的后掠角对飞机的方向稳定性也有一定的作用。

当有正侧滑角 β 存在，气流从飞机的右前方吹来，由于机翼有后掠角，流过右侧机翼、垂直机翼前缘的产生气动力的气流速度大于左侧机翼的速度。不但右侧机翼上的升力大于左侧机翼的升力，右侧机翼上的阻力也大于左侧机翼的阻力。两侧不平衡的阻力会使机头对准来流消除侧滑角。

机体的侧向迎风面积也对飞机的方向稳定性有一定的影响：在飞机重心前的侧向迎风面积起到侧向不稳定的作用；在飞机重心后的侧向迎风面积起到侧向稳定作用。

1.3.2 飞机的稳定性

(5) 飞机的横侧向动稳定性

1) 静稳定力矩、惯性力矩和气动阻尼力矩

- 横侧向**静稳定力矩**是由于侧滑角而产生的恢复力矩；
- **惯性力矩**是当飞机绕纵轴、立轴加速转动时，由于飞机的转动惯量而产生的使飞机保持原运动状态的力矩；
- 当飞机在扰动运动中出现滚转、偏航运动时，机翼、垂直尾翼部件上的气动力变化就会产生与已有的滚转、偏航运动方向相反，起阻尼作用的力矩，这就是**气动阻尼力矩**。

1.3.2 飞机的稳定性

2) 交叉力矩

交叉力矩是由滚转运动引起的偏航力矩和由偏航运动引起的横滚力矩。

分析过程：

当飞机绕纵轴转动向右横滚时，首先，左机翼迎角减小，阻力减小；右机翼迎角增大，阻力增加，两侧机翼不平衡的阻力产生了使机头向右偏转的偏航力矩。其次，当飞机向右滚转时，垂直尾翼也会向右下方运动，使流过垂尾的气流产生了向右偏的迎角，垂尾两侧面气动力不平衡，产生了指向左侧气动力，此气动力也产生了使机头向右偏转的偏航力矩。这就是由滚转运动引起的偏航力矩，是一种交叉偏航力矩。

1.3.2 飞机的稳定性

2) 交叉力矩

分析过程：

当飞机绕立轴向左偏航时，首先，垂尾相对气流向右运动，使流过垂尾的气流产生了向右偏的迎角，垂尾两侧面气动力不平衡，产生了指向左侧的气动力，由于气动力作用点沿立轴至飞机纵轴有一定的距离，产生了使飞机绕纵轴向左横滚的横滚力矩。其次，当飞机向左偏航时，左机翼气流相对速度减小，升力减小；右机翼气流相对速度加大，升力增加，两侧机翼不平衡的升力也产生了使飞机绕纵轴向左横滚的横滚力矩。这就是由偏航运动引起的横滚力矩，是一种交叉横滚力矩。

扰动消失后，飞机在恢复原飞行姿态而产生的扰动运动中，受到了静稳定力矩、惯性力矩、气动阻尼力矩和交叉力矩的共同作用，扰动运动的情况就和影响这些力矩的各种因素有关。

1.3.2 飞机的稳定性

3) 横侧向扰动运动的模态及特性

① 滚转收敛模态

滚转收敛模态是一种非周期性的、**衰减很快**的运动模态。

在滚转模态运动中，飞机的滚转角和滚转速度迅速变化，而侧滑角和偏航角的变化很小，可以忽略不计。这是一种近似单纯的绕飞机纵轴的滚转运动。因为飞机滚转惯性较小，而滚转阻尼力矩较大，所以这种滚转运动衰减很快，可以看成是一种衰减很快的滚转运动。一般飞机都能满足此模态的稳定性要求。

1.3.2 飞机的稳定性

②螺旋模态

- 螺旋模态是一种非周期性的、运动参数变化**比较缓慢**的运动模态。
- 飞机的**方向**静稳定性远**大于侧向**静稳定性时，会出现这种不稳定模态。
- 这种运动模态的各种运动参数变化比较缓慢，一般都来得及纠正，所以不会对飞行安全带来重大危害。

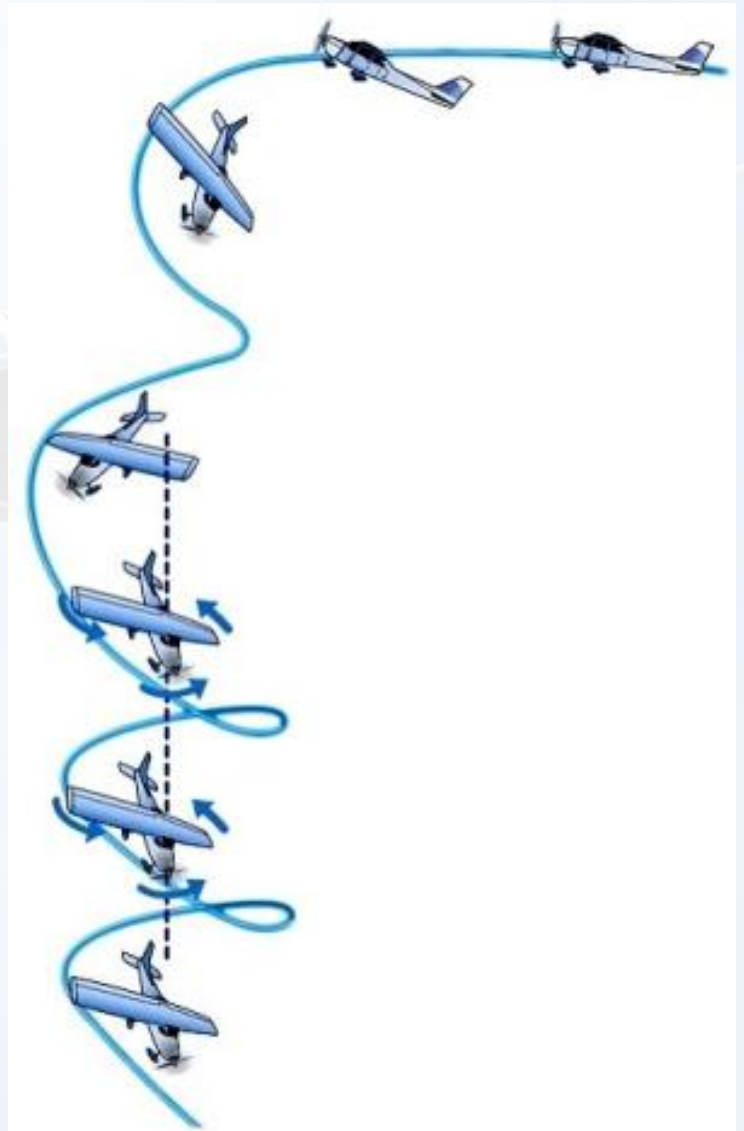
1.3.2 飞机的稳定性

②螺旋模态

分析过程：

方向静稳定性过大时，一旦飞机受到扰动发生**滚转和侧滑**，**过大的方向静稳定性**会使侧滑角很快得到修正，机头很快对准气流，并且在对准气流的偏航运动中，产生较大的**交叉滚转力矩**，这一力矩和侧滑角引起的侧向静稳定力矩方向相反。

当**交叉滚转力矩大于侧向稳定力矩时**，滚转不但得不到纠正，还会继续加大。滚转得不到纠正会使飞机机头继续对准来流，向倾斜的一侧偏转。结果，便产生了机身向一侧倾斜，机头下沉并不断对准来流的沿螺旋线航迹盘旋下降的螺旋发散运动。这种运动模态的各种运动参数变化比较缓慢，一般都来得及纠正，所以不会对飞行安全带来重大危害。



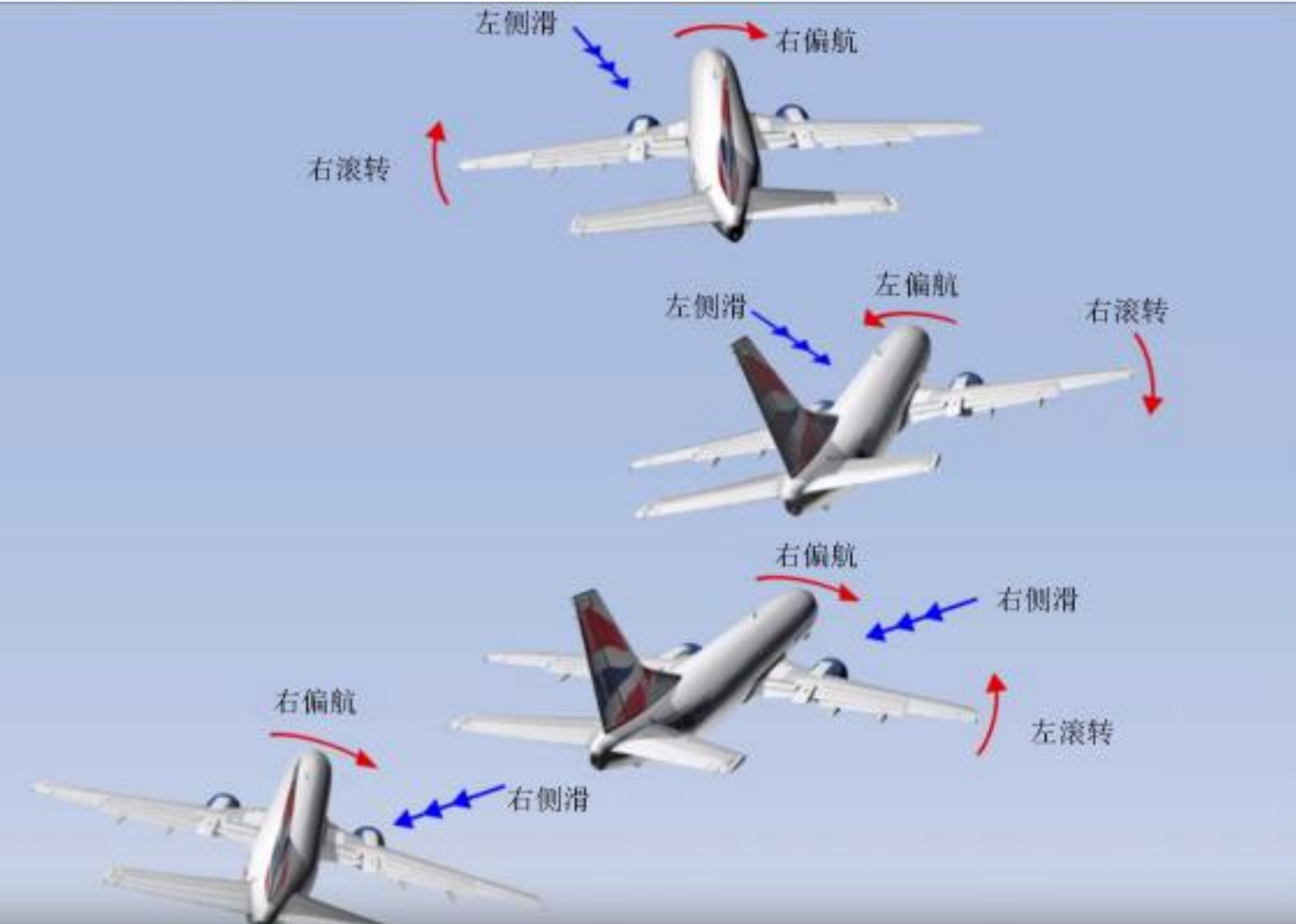
1.3.2 飞机的稳定性

③ 荷兰滚模态

荷兰滚是什么？

荷兰滚是频率较快的中等阻尼的横向和航向组合振荡模态。

荷兰滚是飞机起飞状态时非常危险的状态。



1.3.2 飞机的稳定性

分析过程：

当侧向静稳定性过大时，一旦飞机受到扰动，产生滚转和侧滑，过大的侧向静稳定性会使滚转很快得到修正，机翼复平，而方向静稳定性却来不及修正侧滑，使机头对准来流。也就是说，机翼已复平时，飞机仍绕立轴转动继续在消除侧滑角。飞机复平后，较大的滚转运动速度产生的惯性力矩和侧滑存在引起的侧向静稳定力矩使飞机向相反一侧滚转，造成了向相反一侧的侧滑，接着侧向静稳定性又使飞机在来不及修正侧滑时向另一侧滚转复平，如此反复，使飞机进入了一面滚转，一面左右偏航，同时带有侧滑的荷兰滚不稳定运动。所以，侧向静稳定性与方向静稳定性相比较大时，飞机易产生荷兰滚不稳定。

1.3.2 飞机的稳定性

当发生荷兰滚不稳定时，由于振荡频率较高、周期较短，飞机会以逐渐增大的振幅迅速左右摇晃。飞行员对这种高频率振荡很难加以控制，所以荷兰滚模态不稳定会影响飞行安全和飞行任务的完成，在三种模态中最受重视。CCAR-25 部规定：任何横向—航向组合振荡（荷兰滚），在操纵松浮情况下，都必须受到正阻尼。

1.3.2 飞机的稳定性

★总结:

横滚稳定性强于偏航稳定性时飞机就会做"荷兰滚", 飞机易产生荷兰滚不稳定。

简单来说, 就是, 机翼方向先恢复平衡时, 尾翼还没有完全恢复。这样就继续带动机翼滚转, 继续修复, 如此反复, 就出现了荷兰滚的运动模态。

频率高、周期短, 振幅逐渐增大。飞行员难以控制。后掠角机翼, 容易产生荷兰滚。现代飞机都有偏航阻尼器, 用计算机来抑制荷兰滚的出现。

1.3.2 飞机的稳定性

荷兰滚的实例



1.3.2 飞机的稳定性

④飞机的横侧向扰动运动及影响动稳定性的因素

在扰动运动初期，以滚转运动模态为主，扰动运动后期，以螺旋运动模态为主，而介于前后两阶段之间的振荡模态是荷兰滚运动。为了保证飞机同时具有螺旋和荷兰滚模态的稳定性，必须使飞机的侧向静稳定性和方向静稳定性保持适当的比例。

影响飞机侧向静稳定性的主要构造参数是机翼的上反角和后掠角。影响方向静稳定性的主要是垂尾的面积以及到飞机重心力臂的长度。

大型高速运输机，因为机身较长，飞行速度较高，增大了飞机的方向静不稳定性。相比之下，飞机侧向静稳定性显得过大，这对荷兰滚模态的稳定性是不利的，使大型高速飞机易出现不稳定的荷兰滚运动。为了防止这一现象发生，在方向舵操纵系统中安装偏航阻尼器装置，通过感受飞机绕立轴转动的偏航速率中的高频信号，对飞机的快速偏航运动起阻尼作用，从而改善了飞机的横侧向动稳定性。

1.3.2 飞机的稳定性

④ 飞机的横侧向扰动运动及影响动稳定性的因素

影响飞机侧向静稳定性的主要构造参数是机翼的上反角和后掠角；

影响方向静稳定性的主要是垂尾的面积以及到飞机重心力臂的长度。

1.3.2 飞机的稳定性

小结:

此节为本章的重点知识点。

- 纵向稳定性，主要由水平安定面和焦点在重心之后的机翼气动增量来提供。
- 横侧向稳定性中，侧向和方向的稳定性是相互影响、相互共存的。
- 方向稳定性远大于侧向稳定性时，出现螺旋运动模态。
- 侧向稳定性远大于方向稳定性时，出现荷兰滚运动模态。

1.3.3 飞机的操纵性

飞机的操纵性
能让飞机干什么



1.3.3 飞机的操纵性

1.3.3 飞机的操纵性

(1) 操纵性的概念

操纵性：操纵性是指飞机在飞行员操纵下，从一种飞行状态过渡到另一种飞行状态的特性。

对于飞行员的操纵反应过于灵敏或过于迟钝的飞机都会给飞机的飞行操纵带来困难。对操纵反应过于灵敏会使飞行员很难精确控制飞机，也会因对操纵反应过大而造成失速或结构的损坏；对操纵反应过于迟钝的飞机，飞行员不得不加大操纵量，操纵起来十分的吃力，所以只有具备一定操纵性的飞机才适合飞行。

1.3.3 飞机的操纵性

1.3.3 飞机的操纵性

(1) 操纵性的概念

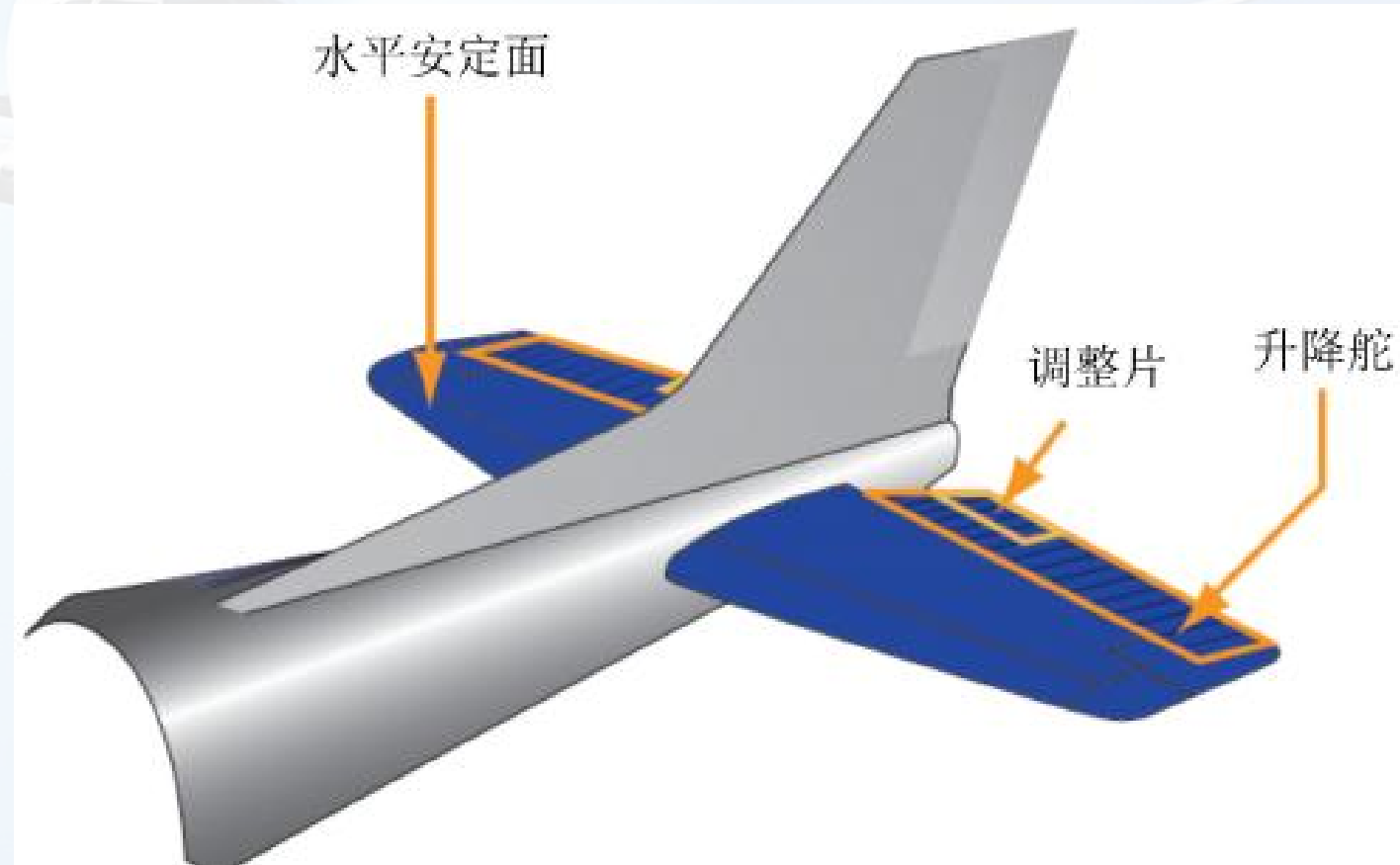
- ①纵向操纵性：飞机按照飞行员的操纵指令，绕横轴转动，增大或减少迎角，改变原飞行姿态的能力。
- ②侧向操纵性：飞机按照飞行员的操纵指令，绕纵轴滚转，改变原飞行姿态的能力。
- ③方向操纵性：飞机按照飞行员的操纵指令，绕立轴转动，向左或向右偏转，改变原飞行姿态的能力。

1.3.3 飞机的操纵性

(2) 飞机的纵向操纵性

1) 水平尾翼

飞机的水平尾翼是由前面的固定不动（或安装角可调）的水平安定面和后面可绕转轴偏转的升降舵组成。



1.3.3 飞机的操纵性

2) 飞机的纵向操纵

飞机的纵向操纵是由飞行员通过驾驶杆、传动系统等改变升降舵的偏转角来实现的。飞行员通过操纵机构改变升降舵的偏转角度，对飞机重心产生的俯仰力矩称为纵向操纵力矩。



1.3.3 飞机的操纵性

2) 飞机的纵向操纵

分析：

如图，当飞行员向后拉杆，升降舵面向上偏转，平尾上产生的附加升力向下，对重心产生的附加纵向力矩迫使飞机抬头，增大迎角，减少飞行速度；当飞行员向前推杆，升降舵面向下偏转，平尾上产生的附加升力向上，对重心产生的附加纵向力矩迫使飞机低头，减小迎角，增大飞行速度。

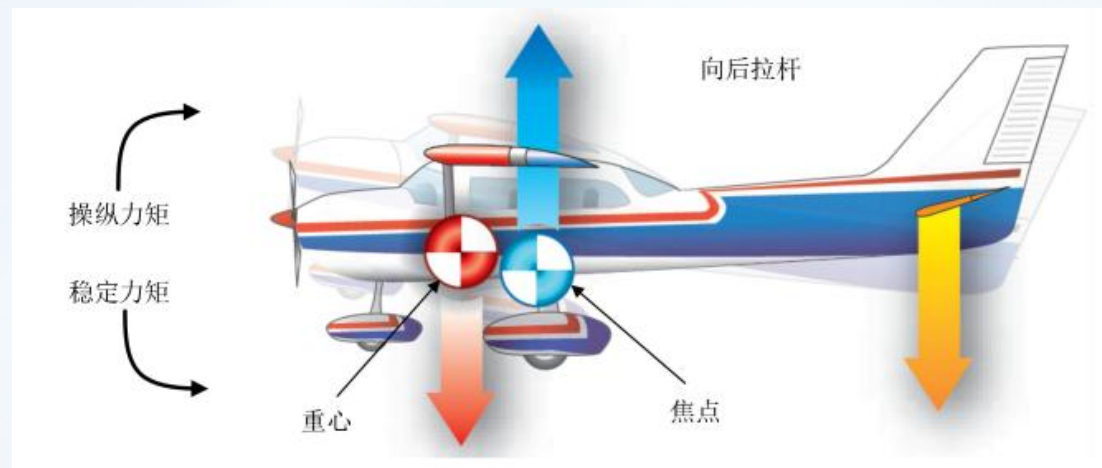


1.3.3 飞机的操纵性

3) 操纵性和稳定性的关系

飞机的稳定性和操纵性是互相制约的：

- ① **稳定性太大**，飞机**保持原飞行姿态的能力太强**，要改变它就很难，操纵起来就很费劲，飞机的**操纵性就很迟钝**；
- ② **稳定性太小**，飞机的**飞行姿态很容易改变**，飞行员很难掌握操纵的分寸，精确的操纵飞机，飞机的**操纵性又过于灵敏**。



1.3.3 飞机的操纵性

3) 操纵性和稳定性的关系

分析过程：

以使飞机抬头为例，当飞机做定常直线飞行时，纵向力矩等于零，飞机处于纵向平衡状态。这时飞行员向后拉一点杆，升降舵向上偏转一个角度，对重心产生的附加力矩使飞机抬头，这是迫使飞机改变原飞行姿态的操纵力矩。

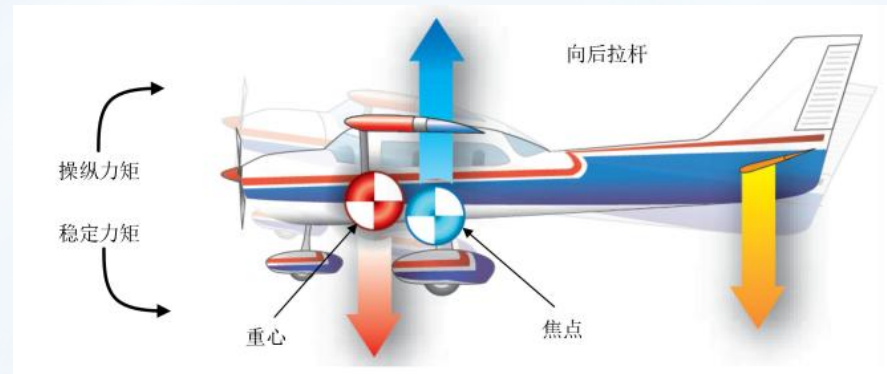
飞机一抬头使迎角增大，产生了向上的附加气动升力作用在全机焦点上。因为飞机具有纵向稳定性，焦点在重心之后，向上的附加气动升力必然对重心产生使飞机低头的力矩，这就是力图使飞机保持原飞行姿态的稳定力矩。随着迎角的逐渐加大，稳定力矩也慢慢增加，直到等于操纵力矩，飞机的俯仰力矩又重新取得平衡，飞机停止了转动，以一个新的姿态（较大迎角和较小速度）进行定常直线飞行。此时，飞机达到新的平衡姿态时，操纵力矩等于稳定力矩。

1.3.3 飞机的操纵性

3) 操纵性和稳定性的关系

分析过程：

飞机的纵向稳定性越大（焦点在重心之后越远），迎角改变引起的稳定力矩越大，所需要的操纵力矩越大，驾驶杆的位移和升降舵的偏转角就要越大，飞机对飞行员的操纵反应不灵敏，飞机的操纵性能下降。相反，如果飞机的纵向稳定性小，飞机对飞行员的操纵反应灵敏，飞机的操纵性能提高。但稳定性过小也会使操纵飞机时，驾驶杆的位移和升降舵的偏转角过小，飞机对飞行员的操纵反应过于灵敏，飞行员很难精确的操纵飞机。



1.3.3 飞机的操纵性

3) 操纵性和稳定性的关系

总结：

飞机的稳定性和操纵性是**互相制约**的：稳定性太大，飞机保持原飞行姿态的能力太强，要改变它就很难，操纵起来就很费劲，飞机的操纵性就很迟钝；稳定性太小，飞机的飞行姿态很容易改变，飞行员很难掌握操纵的分寸，精确的操纵飞机，飞机的操纵性又过于灵敏。

所以，应在稳定性和操纵性两者之间选取一个**平衡点**，以使飞机**具有足够的稳定性和良好的操纵性**。

1.3.3 飞机的操纵性

4) 飞机重心范围的确定

飞机的重心位置对飞机的纵向静稳定性和操纵性影响很大。在使用过程中，由于装载不同、燃料消耗、飞机构型变化等原因，飞机的重心位置经常发生变化，所以为了保证飞机具有足够的稳定性和良好的操纵性，必须对飞机重心的变化范围加以限制。飞机重心的变化范围是用重心前限和重心后限来确定。在实际使用过程中，飞机重心的变化不应超出由重心前限和重心后限之间所限定的范围。

1.3.3 飞机的操纵性

4) 飞机重心范围的确定

① 飞机的重心前限

重心前限是允许飞机重心最靠前的位置。

② 飞机的重心后限

重心后限是允许飞机重心最靠后的位置。

★重心的范围主要需要考量的就是，操纵性和稳定性之间的平衡范围。当然，飞机用途不同，所需要的重心与焦点的关系就不同，需要工程师相应的调教。

1.3.3 飞机的操纵性

小结:

- 操纵性的概念;
- 操纵性与稳定性的关系, 需要找到一个平衡, 让飞机重心和全机焦点之间的距离规定一定的限制来掌控。

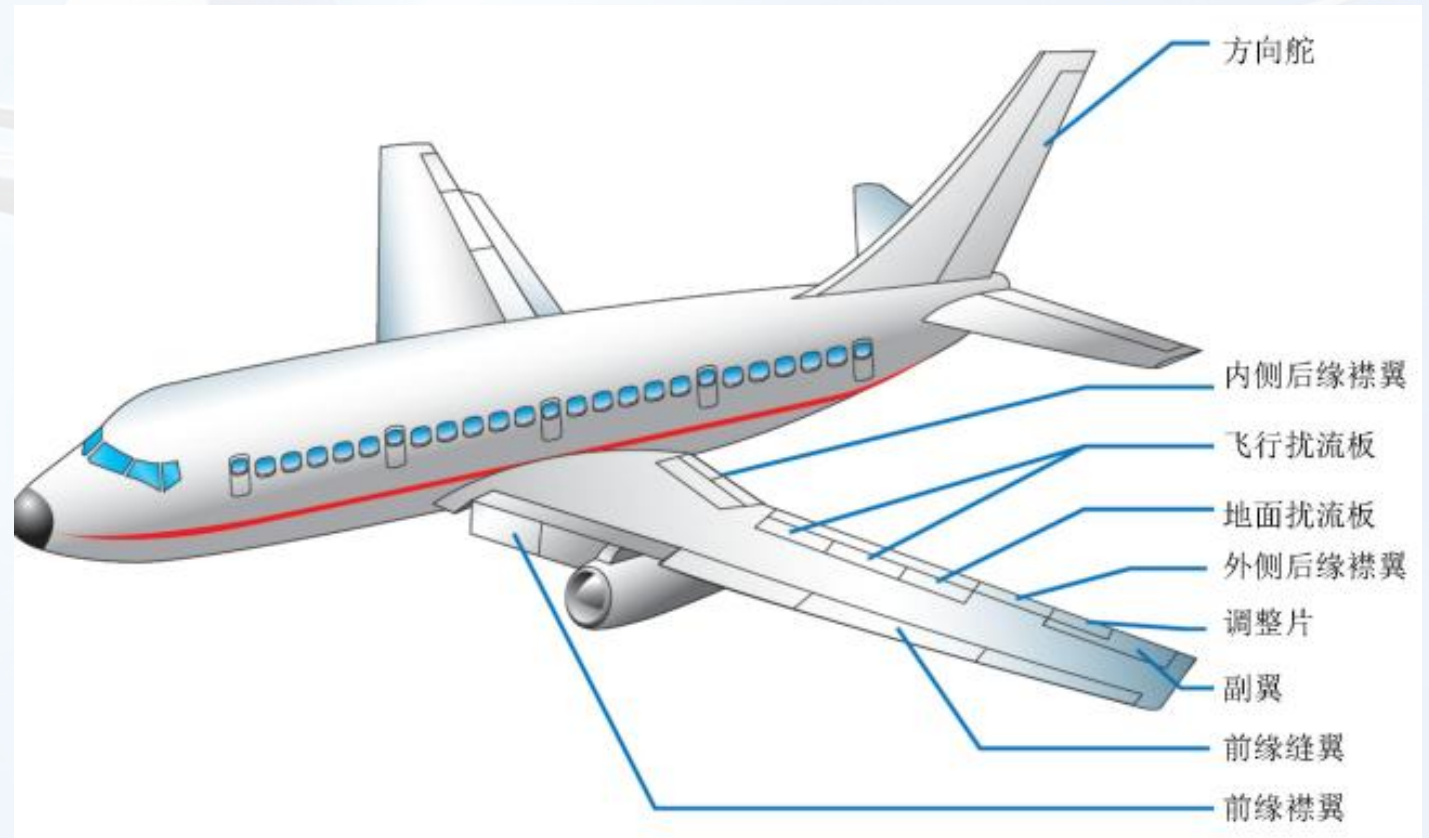
1.3.3 飞机的操纵性

(3) 飞机的横侧向操纵性

1) 飞机的侧向操纵

① 偏转副翼对飞机进行侧向操纵

对飞机的侧向操纵是通过偏转副翼来完成的。副翼是安装在机翼后缘转轴上的操纵面。



1.3.3 飞机的操纵性

(3) 飞机的横侧向操纵性

1) 飞机的侧向操纵

① 偏转副翼对飞机进行侧向操纵

当飞行员向左搬动驾驶杆（或向左转驾驶盘），左机翼上的副翼向上偏转，升力减小；右机翼上的副翼向下偏转，升力增加。两机翼上的不对称升力产生的力矩使飞机向左滚转。如果向右搬动驾驶杆，产生的运动与上述情况正好相反。



1.3.3 飞机的操纵性

②偏转副翼引起的有害偏航

偏转副翼不仅产生滚转力矩，也会产生偏航力矩，偏航力矩值虽然比较小，但对飞机的操纵不利，被称为有害偏航。

有害偏航的产生主要是由于副翼上、下偏转时，不但机翼的升力发生变化，左右不对称；机翼的阻力也发生变化，左右不对称的阻力产生了偏航力矩。比如，将驾驶杆向左搬动，左侧副翼向上偏转，左侧机翼的升力减少，伴随升力产生的诱导阻力也就减少了，使左侧机翼总阻力减少；右侧副翼向下偏转，右侧机翼的升力增加，伴随升力产生的诱导阻力也就增加了，使右侧机翼总的阻力增加。这样右机翼的阻力大于左机翼阻力，于是产生了使飞机绕立轴向右偏转的偏航力矩。

1.3.3 飞机的操纵性

●偏航力矩的出现造成两个不利的影响：

①飞机绕立轴**向右偏转**，出现**左侧滑**，由于飞机的侧向静稳定性，**侧滑产生的滚转力矩使飞机向右滚转**，这与**向左搬动驾驶杆**，使飞机向左滚转的**操纵目的相反**，减少了向左滚转的操纵力矩，从而**降低了副翼的操纵效率**。

②**向左搬动驾驶杆**，使飞机**向左滚转**，是为了使飞机向左进入盘旋，但**两翼阻力不等产生的偏航力矩**却使飞机机头**向右偏转**，这对飞机的**水平转弯操纵也不利**。

1.3.3 飞机的操纵性

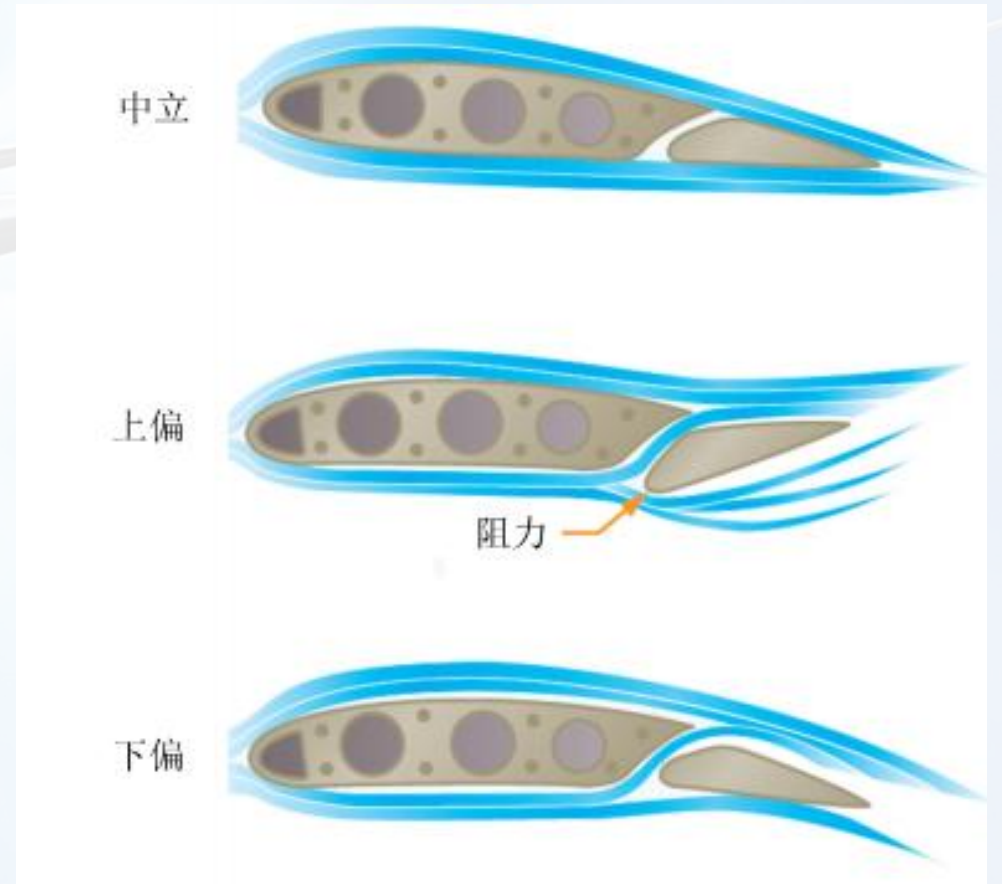
- 如何克服偏航力矩？

- ① 采用差动副翼：

副翼是通过在副翼上偏一侧机翼上产生较大的废阻力，去平衡另一侧机翼上的过大的诱导阻力，来消除有害偏航。

- ② 采用弗来兹（Frise）副翼。

弗来兹副翼是将副翼的转轴由副翼的前缘向后移，并安排在下表面。



弗来兹副翼

1.3.3 飞机的操纵性

③副翼操纵的失效和反逆问题

飞行中，由于机翼弹性变形（扭转变形）的影响，副翼完全丧失作用或产生相反作用的现象，称为副翼的失效或反逆。

1.3.3 飞机的操纵性

- 副翼失效和反逆的原因

机翼是**弹性体**，副翼一般又安装在扭转刚度较低的机翼翼梢部位，当副翼下偏时，在向上的附加气动力作用下，机翼产生低头扭转，使机翼有效迎角减少，产生了向下的附加气动升力。同样，在副翼上偏一侧，使机翼抬头扭转。由于机翼的扭转变形产生力矩，与飞机滚转操纵力矩方向相反，降低了副翼的操纵效率。

1.3.3 飞机的操纵性

- 副翼失效和反逆的原因

飞行速度的提高，操纵力矩和扭转反力矩都在增加，但由于扭转反力矩不但随着飞行速度增加而增加，附加升力的增加也会使它增加，所以它比操纵力矩增加的更快。当飞行速度较小时，副翼的操纵效率虽有所降低，但仍能对飞机进行正常的侧向操纵。当飞行速度达到某一值时，操纵力矩等于扭转反力矩，再操纵副翼就不会产生滚转力矩了，这种现象叫**副翼失效**。这个飞行速度称为副翼反逆临界速度。当飞行速度超过副翼反逆临界速度，再向左压驾驶杆（或转驾驶盘）时，飞机反而会向右滚转；向右压驾驶杆（或转驾驶盘）时，飞机反而会向左滚转，出现这种情况叫**副翼反逆**。

1.3.3 飞机的操纵性

- 副翼失效和反逆的原因

★**定义**： 由于机翼的扭转变形产生力矩，与飞机滚转操纵力矩方向相反，降低了副翼的操纵效率。

- 提高**副翼反逆临界速度的措施

- ①**提高**机翼的抗扭刚度。
- ②**采用**混合副翼的型式。

1.3.3 飞机的操纵性

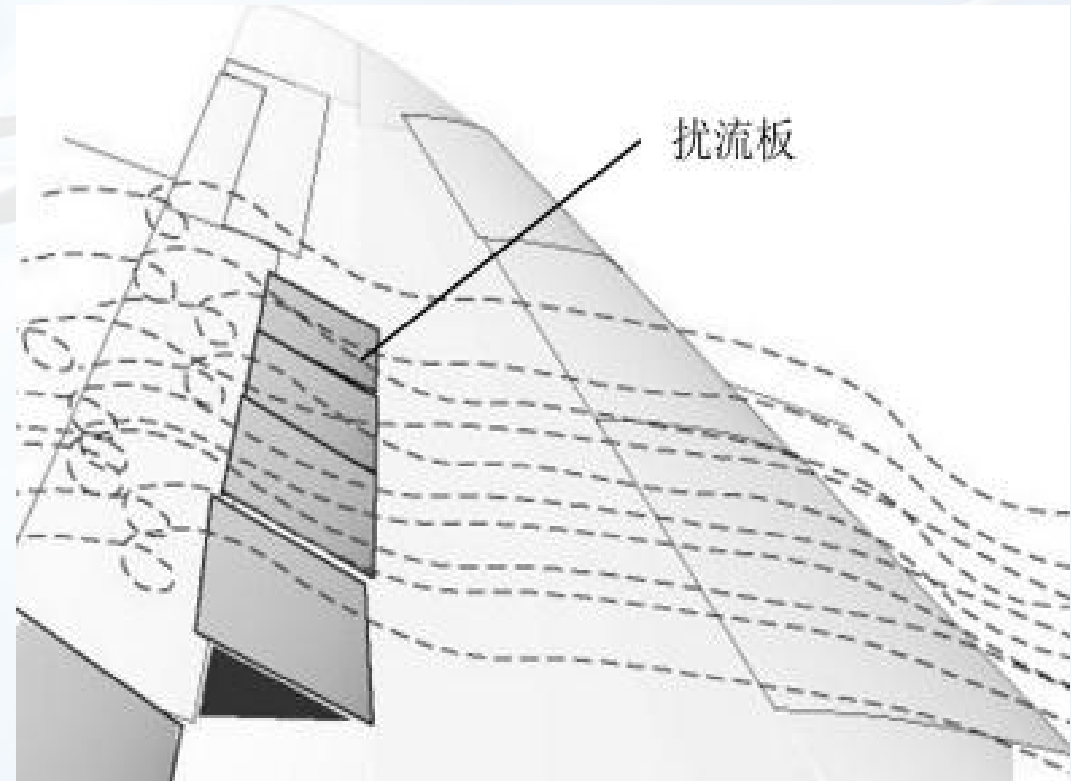
④提高飞机侧向操纵效率的措施

扰流板：

扰流板是矩形板件，前缘是铰链转轴，一般布置在机翼上表面，襟翼的前边。

扰流板不工作时，贴附在机翼上，与机翼形成光滑表面；工作时，绕转轴转动向上向前打开，与机翼上表面形成一定的角度。

对飞机进行侧向操纵，在副翼偏角达到一定值时，副翼向上偏转一侧机翼上的扰流板在联动机构作用下也向上打开。此时，扰流板后气流分离，使副翼上偏一侧机翼的升力进一步减少，加大了横滚力矩，提高了副翼对飞机的侧向操纵效率。



扰流板

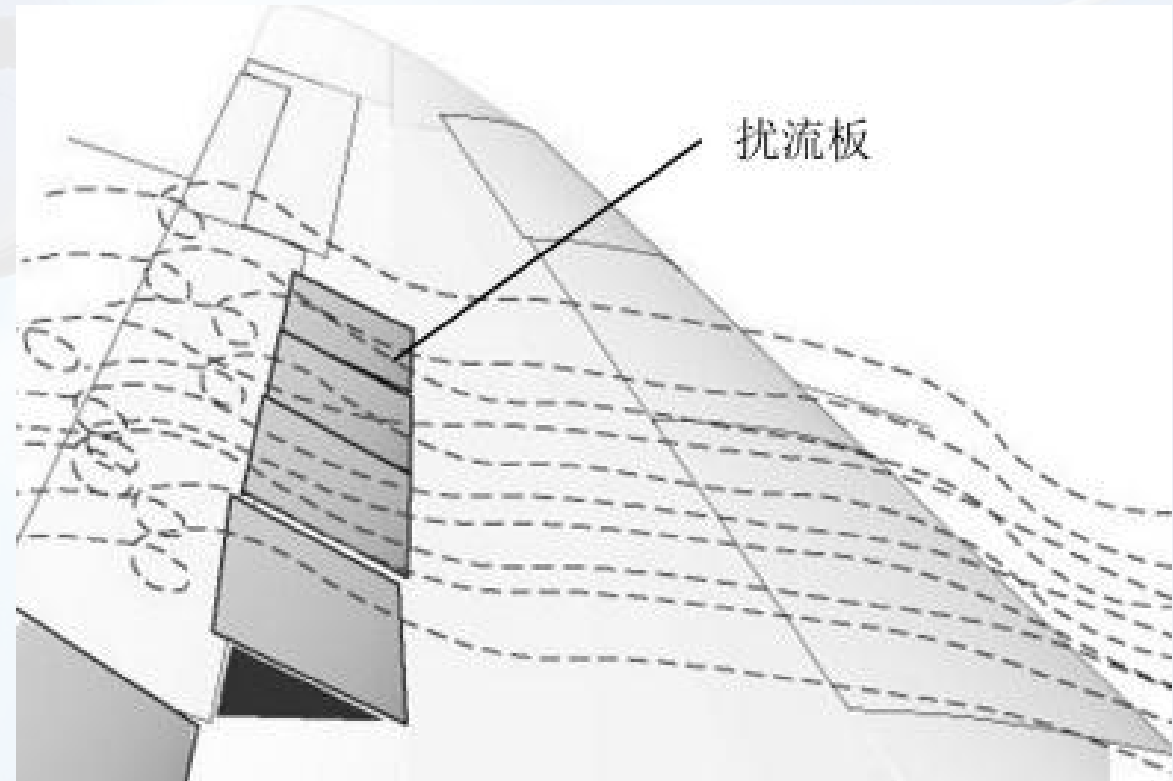
1.3.3 飞机的操纵性

④提高飞机侧向操纵效率的措施

扰流板：

扰流板存在严重的**缺点**：

在它打开的一瞬间，气流绕过扰流板加速流动，不能立即在板后面产生旋涡，这时升力反而会略有增加。这与我们打开扰流板要达到的目的相反。因此扰流板不宜单独使用，而且使用时必须在副翼先向上偏转一定角度后，联动机构才能将扰流板打开，扰流板打开的角度与副翼偏转角度有一定搭配关系。



扰流板

1.3.3 飞机的操纵性

④提高飞机侧向操纵效率的措施

扰流板：

目前一些大型民用运输机都在机翼上表面，襟翼前边布置数块扰流板，靠近机身的几块为地面扰流板，靠外侧的几块为飞行扰流板。飞机飞行时，地面扰流板被锁定，飞行扰流板辅助副翼完成对飞机侧向操纵；着陆时，机轮一接触地，地面扰流板开锁，飞机两侧机翼上的所有扰流板全部打开，减升增阻，缩短飞机着陆滑跑距离。

扰流板是一种十分有效的辅助操纵面，飞行时可以辅助副翼对飞机进行侧向操纵，或在飞行中使飞机减速；着陆时，又减升增阻起到阻力板作用，改善飞机着陆性能。

1.3.3 飞机的操纵性

④提高飞机侧向操纵效率的措施

涡流发生器：

涡流发生器是利用旋涡从外部气流中将能量带进附面层，加快附面层内气流流动，防止气流分离的装置。一些飞机常在机翼上表面，副翼的前面安排涡流发生器，可以有效延缓附面层气流分离，提高了副翼在大偏转角和高速下的操纵效率。



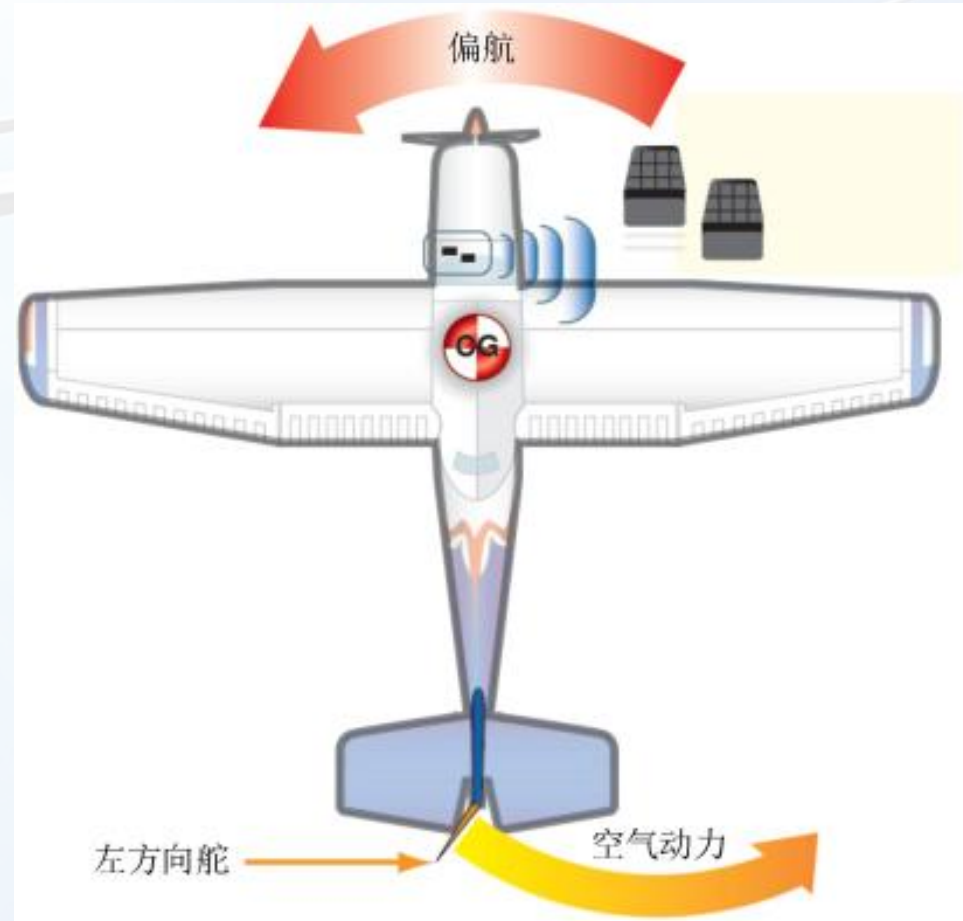
1.3.3 飞机的操纵性

2) 飞机的方向操纵

① 偏转方向舵对飞机进行方向操纵

方向舵是安装在垂直尾翼上的操纵面。垂尾由垂直安定面和方向舵组成，安定面固定在机身上，方向舵悬挂在安定面后缘的转轴上。飞行员可通过脚蹬，操纵方向舵绕转轴左右偏转，实施对飞机的方向操纵。

根据飞行员的生理习惯，当飞行员蹬左舵时，方向舵向左偏转，垂尾上产生的侧向力指向右，对飞机重心产生的偏航力矩使飞机机头向左偏转；若蹬右舵，则飞机的运动正好相反。



1.3.3 飞机的操纵性

② 蹬舵反倾斜现象

蹬左舵时，垂尾上产生的侧向力对重心产生的横滚力矩，却使飞机向右倾斜，如果侧向力对重心产生的横滚力矩大于侧向静稳定性产生的横滚力矩，就会出现蹬左舵飞机向右倾斜，蹬右舵飞机又向左倾斜的现象，这种现象叫做**蹬舵反倾斜**现象。

原因：

这种现象的**根源**在于飞机**侧向稳定性**和**方向操纵性**的**搭配不合理**。

1.3.3 飞机的操纵性

(4) 飞机主操纵面上的附设装置

附设装置所起的作用：

①质量平衡

②气动补偿

③气动平衡。

1.3.3 飞机的操纵性

1) 质量平衡

①质量平衡的目的

目的是防止颤振。

颤振是飞机结构在均匀气流中，由于弹性力、惯性力和气动力的耦合作用而发生的一种自激振动。

当激振力对结构所做的功等于或大于阻尼力所消耗的能量时，就会发生颤振。颤振时，振幅保持定值或越来越大，结果会在很短时间内导致灾难性的结构毁坏，带来严重的后果。

什么是颤震？



1.3.3 飞机的操纵性

1) 质量平衡

②质量平衡的方法

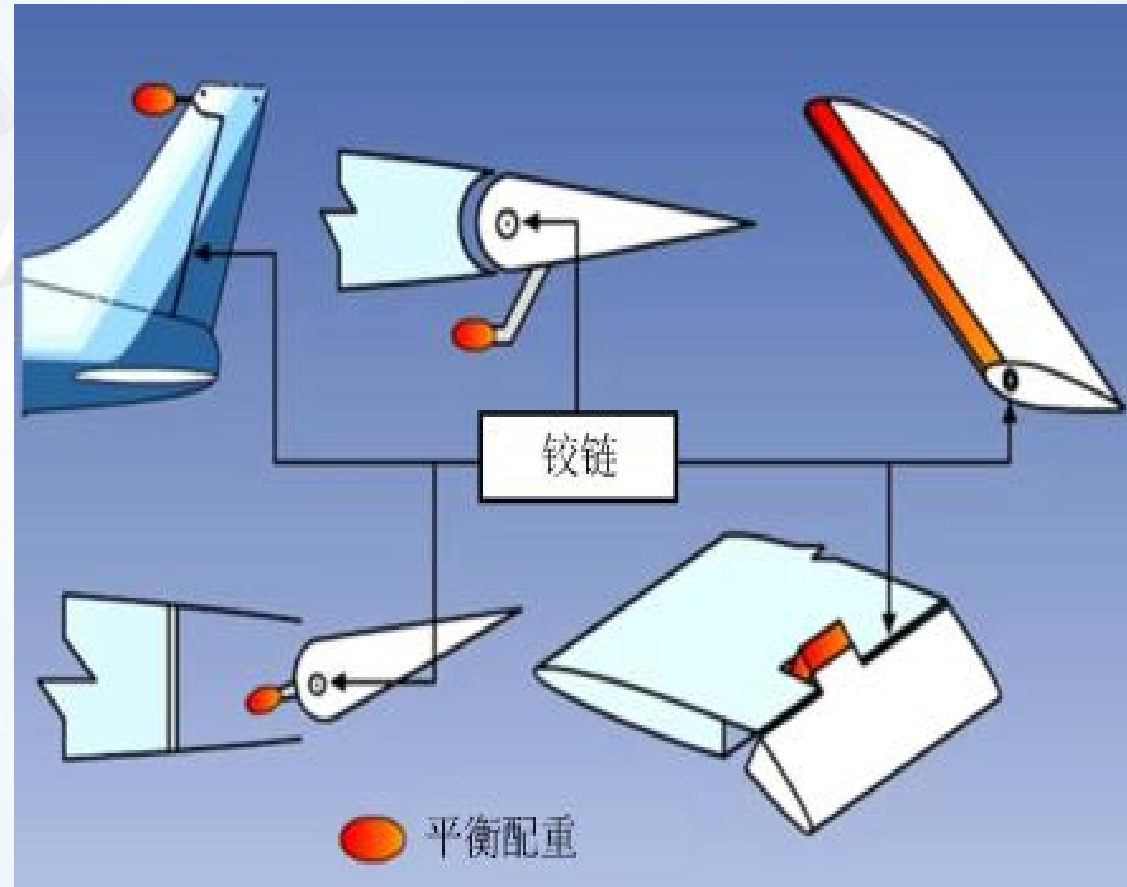
对操纵面进行质量平衡加配重的方法有两种：

集中配重(效果较差, 破坏气动外形, 阻力增大)

分散配重 (效果好,高速飞机上广泛运用)

还可以分为：**固定配重、可调配重。**

当操纵面质量分布发生变化，需要重新配重时，可用可调配重进行调整，固定的是不变的。



1.3.3 飞机的操纵性

2) 气动补偿

① 铰链力矩

作用在舵面上的气动力对舵面转轴的力矩，称为铰链力矩。

偏转舵面时，克服铰链力矩使舵面偏转的力矩称为操纵力矩。

飞行速度的提高和飞机尺寸重量的增加，铰链力矩很快加大，飞行员操纵驾驶杆（或盘）的力也随之增大。

气动补偿的目的就是要减少铰链力矩，减轻飞行员操纵飞机的劳动强度。

1.3.3 飞机的操纵性

2) 气动补偿

② 气动补偿的方式

气动补偿的方式:

轴式补偿

角式补偿

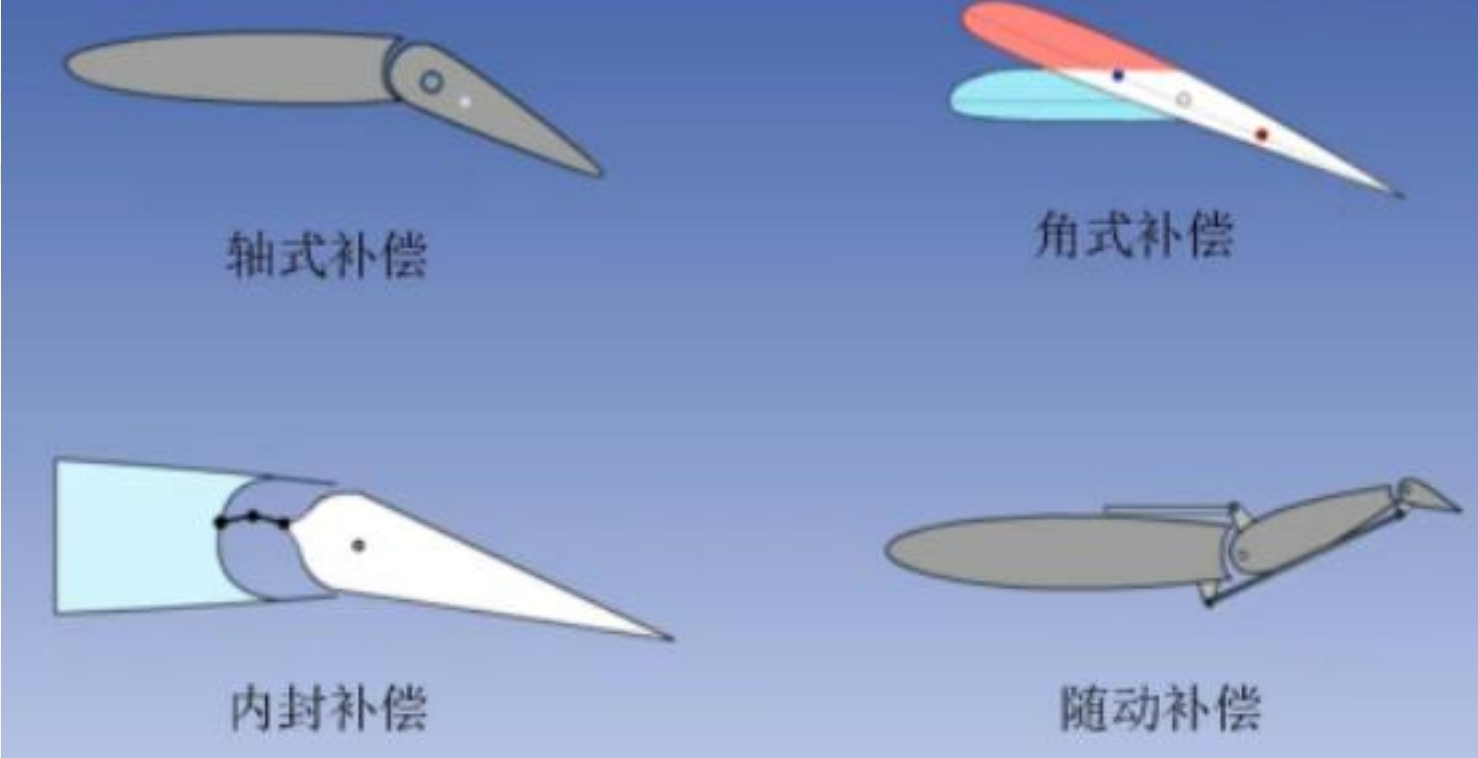
内封补偿

随动补偿片

弹簧补偿片

① 密封布式

② 平衡板式



1.3.3 飞机的操纵性

3) 气动平衡

概念：

气动平衡是在飞机处于某一飞行状态时，完全消除驾驶杆力，实现松杆飞行。

气动平衡与气动补偿的区别：

一是它们的功能不同。气动平衡是在飞机达到某一飞行状态后，将铰链力矩完全抵消掉，飞行员松杆，飞机仍保持这一飞行姿态；而气动补偿则是在飞行员偏转操纵面，对飞机进行操纵时，减小铰链力矩，减轻飞行员操纵飞机的劳动强度。

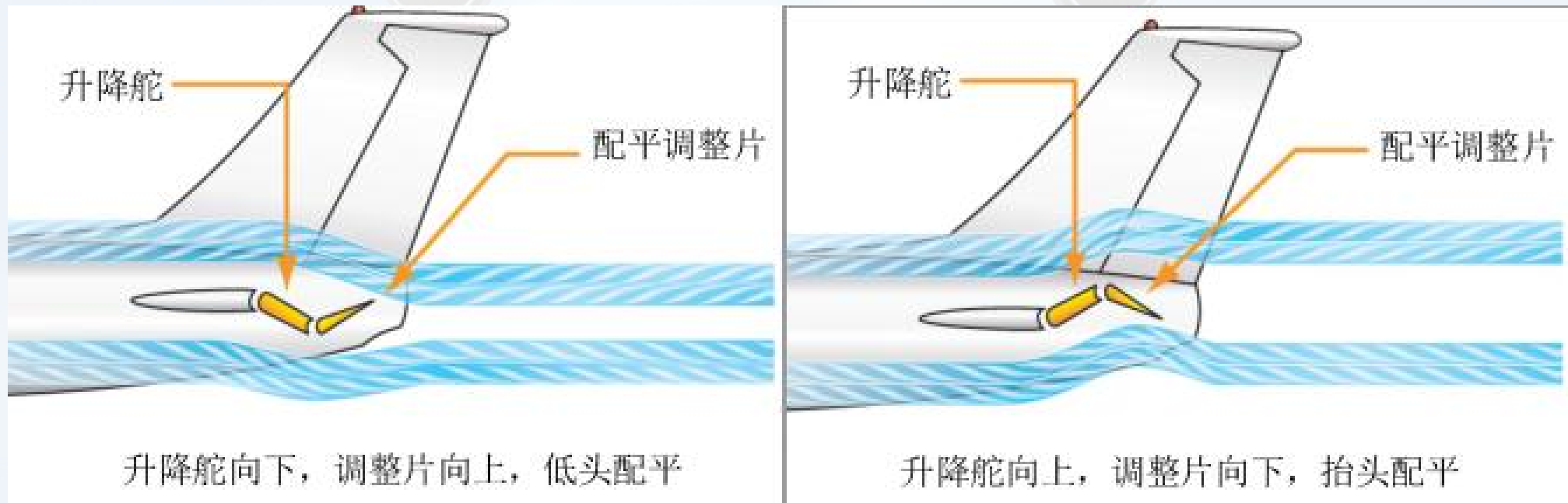
二是操纵方式上不同。气动平衡装置不是随操纵面偏转来起作用，而是飞行员通过独立的配平手轮或配平电门等来操纵。

1.3.3 飞机的操纵性

气动平衡装置有调整片和可变安装角的水平安定面两种。

① 配平调整片：

配平调整片是安装在操纵面后面的一个小翼面，可绕其支持在操纵面上的铰链形成的轴线转动。



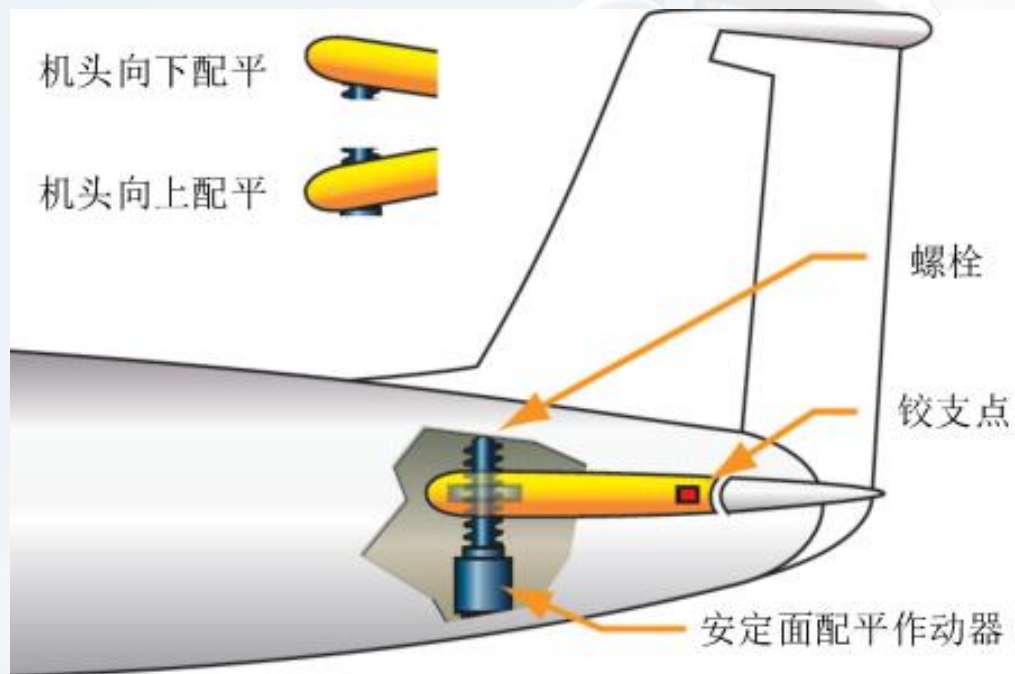
1.3.3 飞机的操纵性

①配平调整片：

飞行员根据飞行情况，将操纵面偏转某一角度，达到一个稳定飞行状态，然后就可通过配平手柄或电门偏转配平调整片。调整片转动方向与操纵面转动方向相反。调整片上产生的气动力对操纵面转轴的力矩与操纵面的铰链力矩方向相反，飞行员逐渐偏转调整片，直到铰链力矩完全被抵消，驾驶杆上没有力的感觉为止。此时飞行员可松杆，操纵面仍保持在被偏转的位置上，飞机即可在这一状态下进行松杆飞行。如果飞机要在新的飞行状态下获得平衡，则必须重新改变调整片相对操纵面的角度。

1.3.3 飞机的操纵性

② 可变安装角的水平安定面



原理示意图



实物图

1.3.3 飞机的操纵性

②可变安装角的水平安定面

起飞前飞行员根据飞机重量配平报告和缝翼、襟翼位置，用配平手轮将水平安定面的安装角调整到需要值，当飞机在地面滑跑加速达到前轮离地速度时，只要操纵升降舵使它稍向上偏，就能产生足够的抬头力矩，使机轮离地。

到达巡航高度后，将安定面的安装角调到巡航时纵向平衡所需要的角度。

着陆下滑时，又可将安定面的安装角调到着陆时需要的角度，以保持飞机着陆时大迎角的飞行姿态。

飞机起飞后，襟翼收起加速到一定的马赫数后，全机压力中心会后移，飞机会产生自动下俯的现象。飞机自动飞行控制系统利用可变安装角的水平安定面进行马赫配平。

襟翼尚未收上的爬高过程中，则利用升降舵进行速度配平。

1.3.3 飞机的操纵性

小结:

- 副翼操纵的反逆和失效，主要的原因是机翼弹性形变中的扭转形变产生的。
- 克服反逆和失效的方法。
- 方向舵的蹬舵反倾斜，原因是伴随着机身滚转，垂直安定面带来的反操纵方向的力矩，导致反倾斜。
- 质量平衡、气动补偿、气动平衡，掌握他们不同的作用和原理，明白他们的区别。

1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理

1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理

(1) 旋翼升力的产生和反作用扭矩

1) 升力的产生

两个升力产生的理论：

①当气流流过翼型上表面时气流加速，根据伯努利的能量守恒定律，气流的加速度将引起压力的减小，使旋翼上下表面产生压差，从而产生升力。

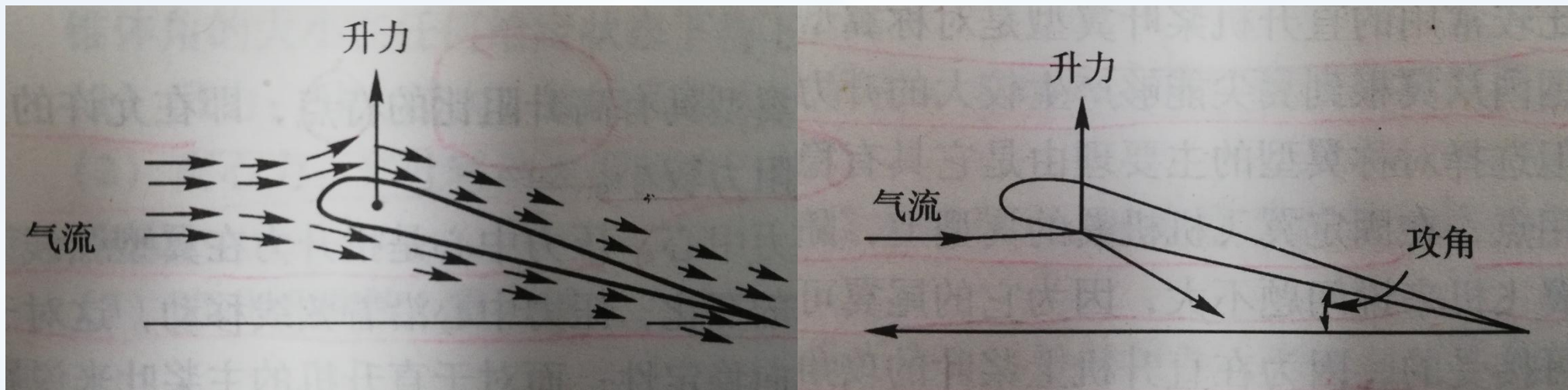
②由于气流流过翼型时的攻角为正，气流流过上表面时将向下反射，根据牛顿第二定律，任何一个力的作用都将产生一个大小相等、方向相反的反作用力。从而产生升力。

1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理

综上所述，每一个旋翼的升力大小可以按下面的公式计算：

$$L = C_{l1} \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

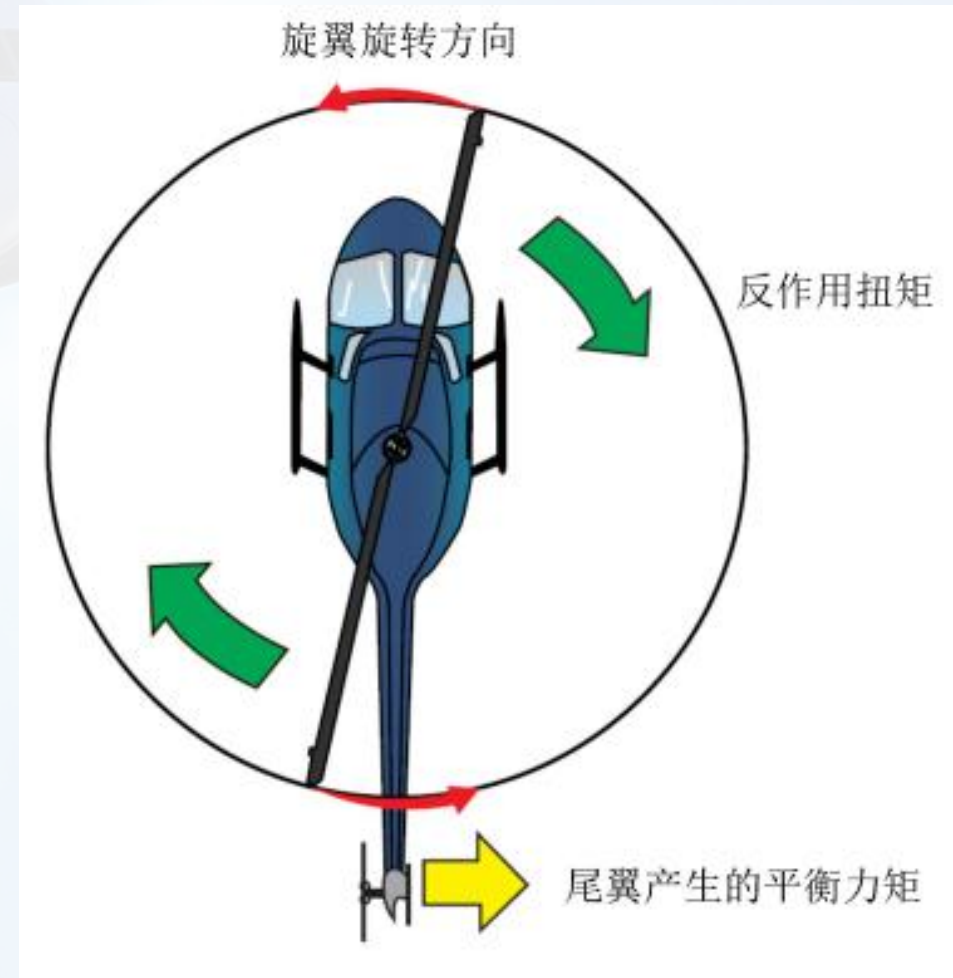
L:升力, C_{l1} : 升力系数, ρ : 空气密度, V: 气流速度, S:翼型面积



1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理 (2H)

2) 反作用扭矩

直升机旋翼产生升力的原理与螺旋桨相同，随着旋翼旋转，直升机机体会产生方向相反的反作用扭矩。



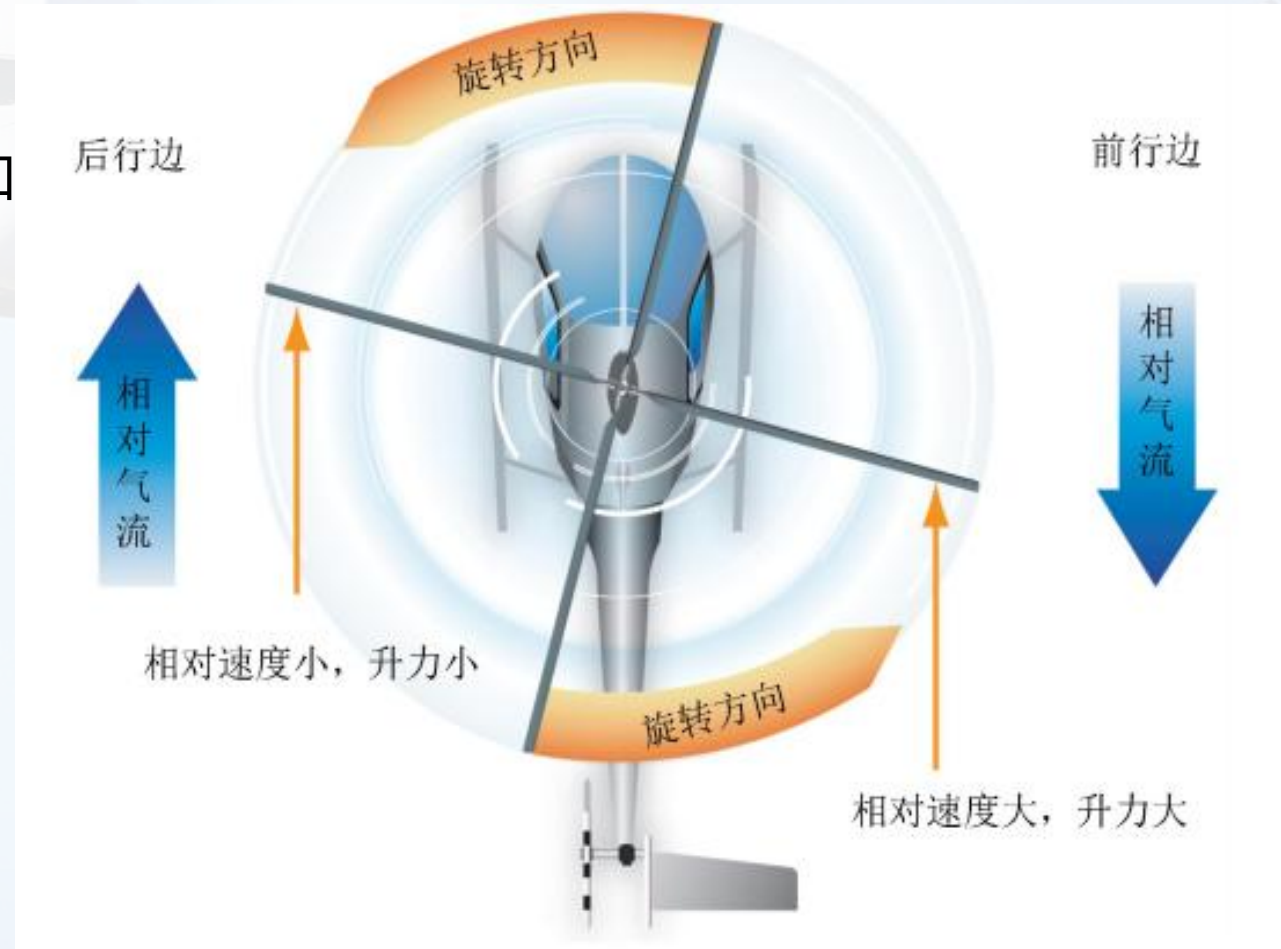
1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理

(2) 旋翼桨叶运动的基本原理

旋翼桨叶的运动比较复杂。

直升机前飞，在迎风的半圈（**前行**）和顺风半圈（**后行**）中，桨叶相对气流的速度是不同的，造成**升力不平衡**，即前行桨叶升力大，这会使直升机倾斜，使桨叶根部产生交变弯矩，使桨叶加速损坏。

桨叶和桨毂之间用**水平铰链**或是**柔性构件**连接，使桨叶可在旋翼平面上、下摆动，从而使两边升力平衡，这个铰链称为**水平铰**或**挥舞铰**。



1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理

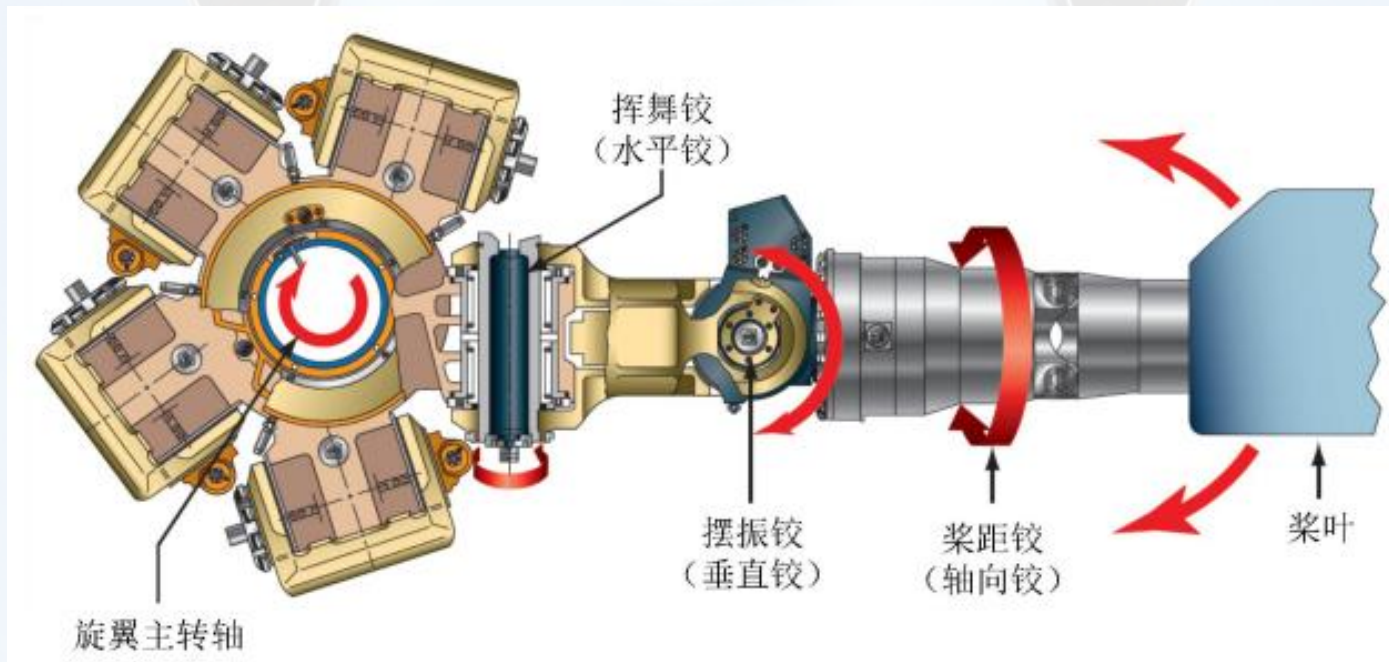
(2) 旋翼桨叶运动的基本原理

使用了挥舞铰后，由于桨叶的上下摆动，使每个桨叶旋转轴的角速度发生变化。由于科里奥利效应，桨叶下挥时，使旋翼角速度变小，上挥时，角速度增大。这个力称为哥氏力，是沿旋翼周向作用在桨叶上的，也是周期变化的，同样产生交变的根部弯曲力矩，为了减少这个力的作用，通常再加上一个垂直放置的铰链，使桨叶可在圆周方向做少量的前后摆动，这个铰链叫做垂直铰或摆振铰。

挥舞铰和摆振铰是旋翼升力均匀的平稳飞行的关键。

1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理

旋翼桨叶的迎角，即桨距，和拉力的产生有直接关系，因而它的桨距也要求可调，从而调节和控制升力，这需要第 3 个铰链使桨叶可以围绕自身的轴运动，这个铰称为桨距铰，或轴向铰。



1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理

旋翼有四种形式，即全铰式、半铰式、无铰式和无轴承式。全铰式旋翼包括水平铰、垂直铰和轴向铰；半铰式旋翼是两片桨叶彼此连为一体，共用一个中心水平铰，没有垂直铰，仍有轴向铰；无铰式旋翼取消了水平铰和垂直铰，只保留轴向铰；而无轴承式旋翼是取消三个铰，桨叶的运动靠其扭转变形和弯曲变形来实现。

直升机尾桨：

桨叶与桨毂结构的特点是有轴向铰和水平铰，但没有垂直铰。

1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理



全铰式



半铰式



无铰式



无轴承式

1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理

(3) 旋翼航空器的操纵

1) 油门变距系统

油门变距系统可以**实现总距操纵**。油门变距系统还可以**实现油门的控制**。



1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理

(3) 旋翼航空器的操纵

1) 油门变距系统

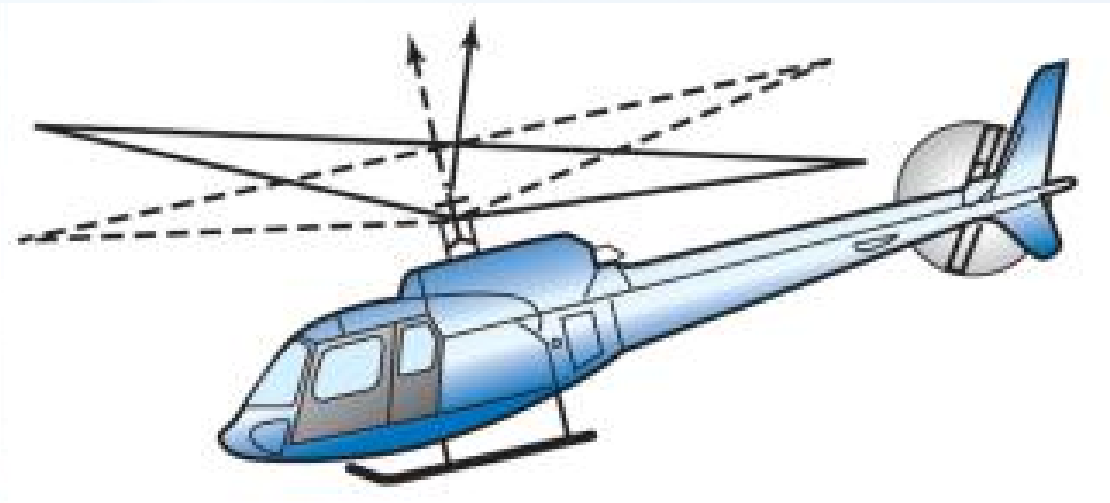
油门变距系统可以实现总距操纵。操纵总距杆可以使旋翼桨距同时增大或减小，从而使旋翼升力增大或减小，以操纵直升机的升降；油门变距系统还可以实现油门的控制，旋转油门变距杆，可以使油门增大或减小。

1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理

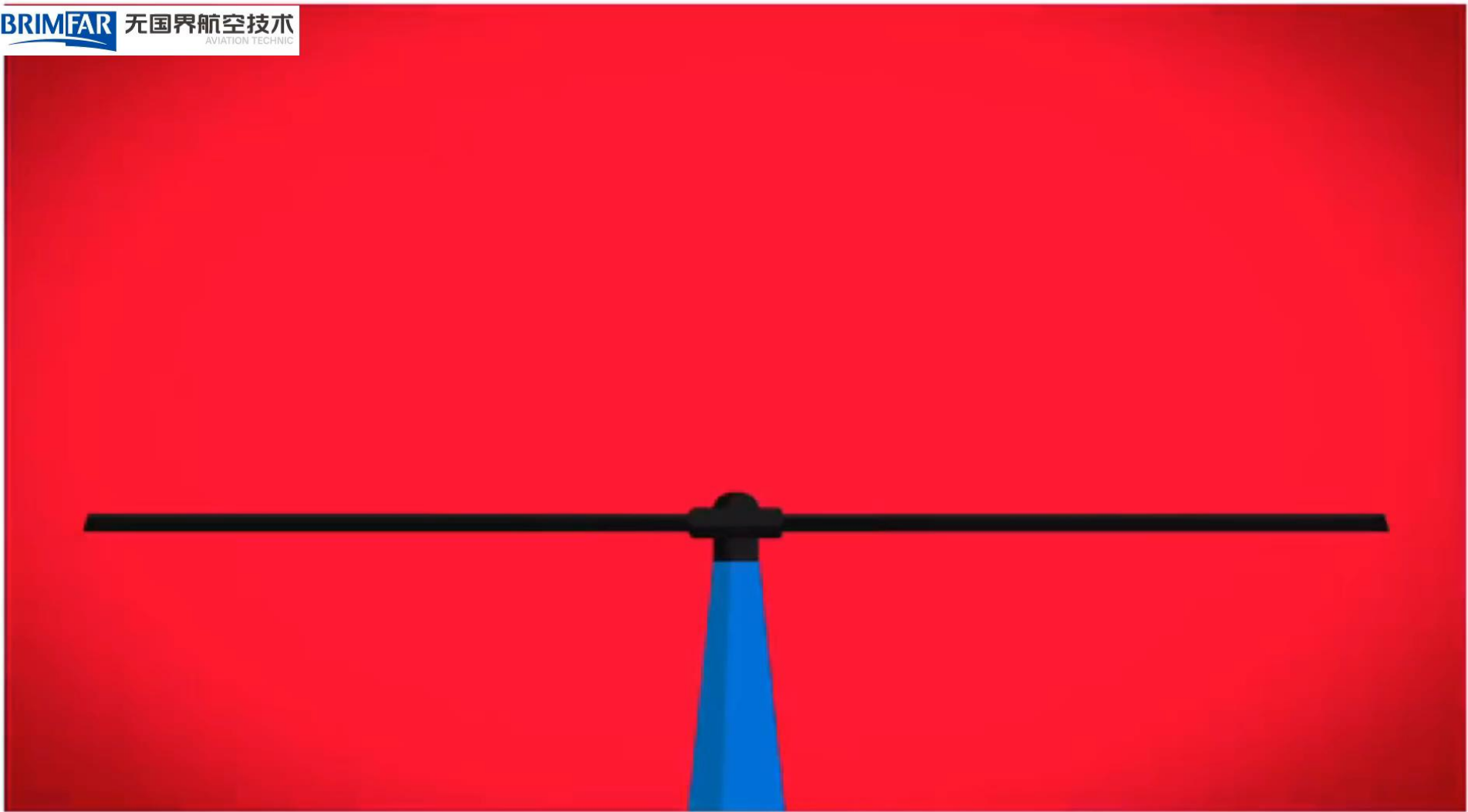
2) 驾驶杆操纵系统

驾驶杆操纵系统实现**周期变距操纵**。

操纵周期变距杆，可以使旋翼桨距产生**周期性变化**，从而旋翼的**旋转平面向某一方**
向倾斜，**改变旋翼拉力的方向**。



直升机飞行原理

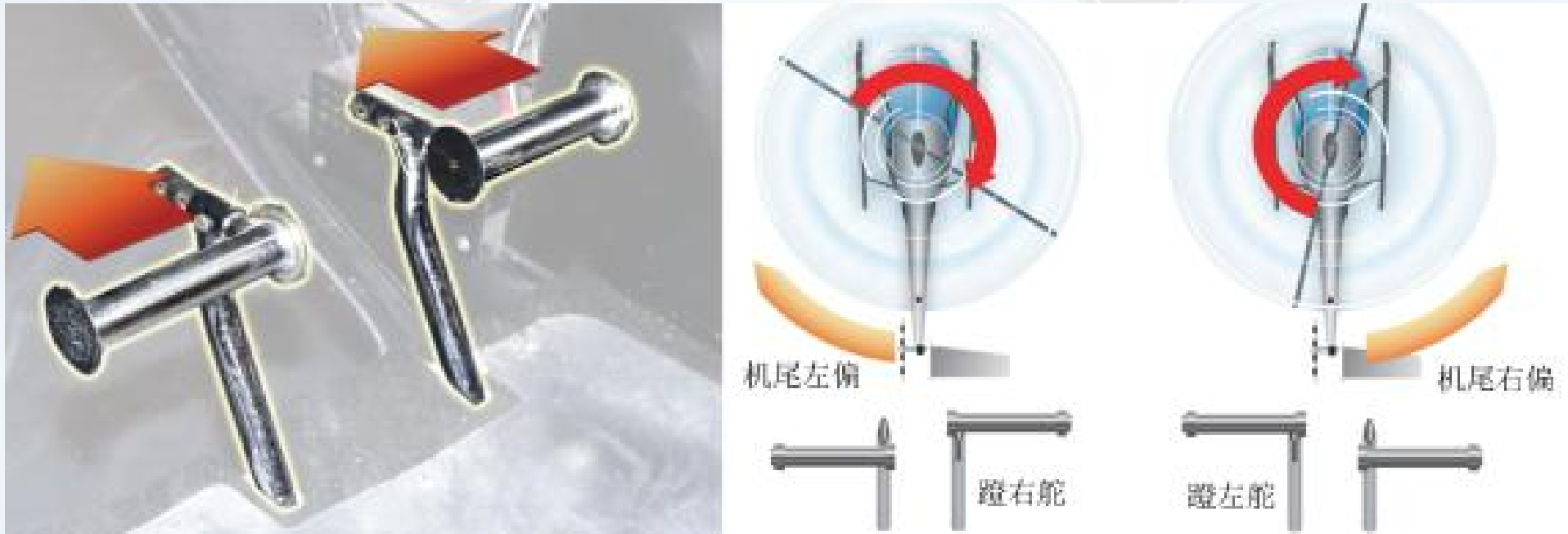


1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理

3) 脚操纵系统

脚操纵系统实现**脚蹬操纵**。

操纵脚蹬，可以**整体改变尾桨的桨距**，从而**改变尾桨拉力**，使直升机机体**改变航向**。



1.3 旋翼航空器的分类和基本组成

4) 自转旋翼机和直升机区别

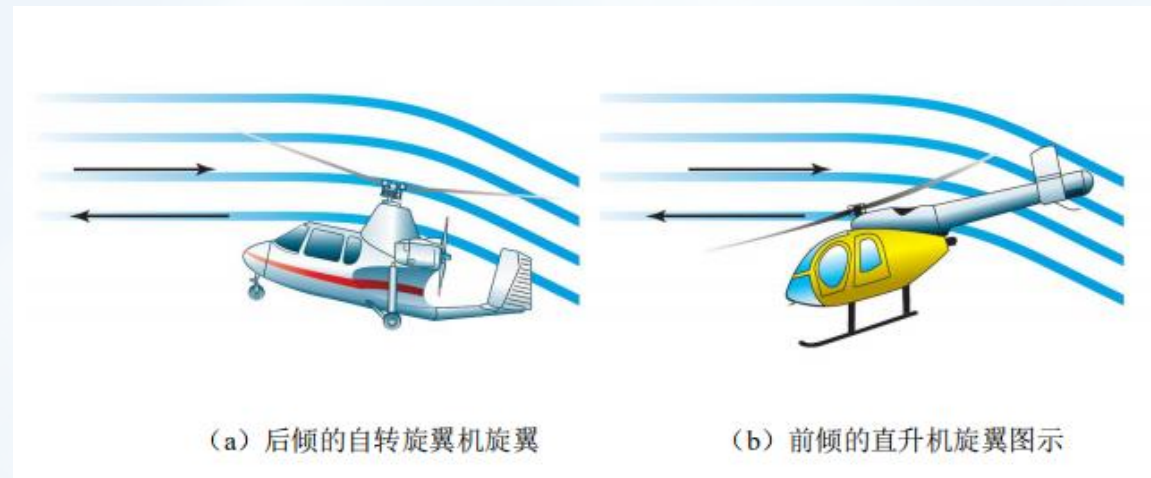
自转旋翼机的旋翼不与发动机传动系统相连，而是在飞行的过程中，由气流吹动旋翼旋转产生升力。由于自转旋翼机的旋翼为自转式，传递到机身上的扭矩很小，因此自转旋翼机无需单旋翼直升机那样的尾桨。自转旋翼机前飞时的动力来自于飞机后部的螺旋桨，它与自转旋翼机的发动机相连，旋转起来向后吹动空气，从而实现飞机的向前飞行。而且，自转旋翼机有尾翼，并且需要通过它来控制飞行的方向。

1.3 旋翼航空器的分类和基本组成

4) 自转旋翼机和直升机区别

最主要的区别：

- ① 飞行中，自转旋翼机的旋翼面是向后倾斜，直升机向前倾斜。
- ② 自转旋翼机不能“悬停”。
- ③ 空中失去动力时，自转旋翼机比直升机更容易实现自转下降并降落的功能。
- ④ 直升机想通过自转下降着陆，需要很多硬性条件，如高度、速度等。



1.3.4 旋翼航空器基本飞行原理

小结:

- 旋翼机的升力产生，可以将桨叶看成机翼，便于理解。
- 明白反作用桨距的产生，掌握如何克服反扭矩。
- 旋翼有四种形式
- 旋翼航空器的操纵:油门变距系统可以实现总距操纵,驾驶杆操纵系统实现周期变距操纵,脚操纵系统实现脚踏操纵

小结:

序号	本节重点知识要点
1	空中运动的自由度、飞机运动参数、载荷平衡与载荷系数、巡航飞行、起飞和着陆、等速爬升和等速下滑、水平转弯和侧滑、增升原理和增升装置
2	稳定性的概念、飞机的纵向稳定性、飞机的横侧向稳定性
3	操纵性的概念、操纵性与稳定性的关系、飞机的纵向操纵性、飞机的横侧向操纵性、飞机主操纵面上的附设装置
4	旋翼升力的产生和反作用扭矩、旋翼桨叶运动的基本原理、旋翼航空器的基本操纵

小结:

序号	思考题
1	对于上单翼飞机和下单翼飞机来说,稳定性和操纵性都有什么特点?
2	飞机操纵面上的配平片和配重片,有何区别?他们是否可以进行调节?如何调节?
3	
4	
5	
6	



感谢聆听，欢迎指正



M1.4 航空动力装置

修订批准页:

1

版次	修订时间	编写/改版	修订说明	审核/日期	审批/日期
R0	2020.06.16	单展	新编课件	谈海军 /2020.08.01	张玉 /2020.08.06
R1	2021.01.29	单展	修订课件	谈海军 /2021.02.01	张玉 /2021.02.02
R2	2021.7.26	单展	修订课件	谈海军 /2021.07.26	张玉 /2021.07.27
R3	2021.9.13	张玉	修订课件	谈海军 /2021.09.28	张玉 /2021.11.12

目的与要求:

目的	通过本课程学习，可以掌握基本的航空器动力装置的分类和特性，为下一步M5的学习打下良好的概念基础。
要求	<ol style="list-style-type: none">1. 了解活塞式发动机的原理和工作特性。2. 了解燃气发动机的不同种类。3. 了解燃气发动机不同类别的不同特性。

课程安排:

序号	内容	等级	课时
1	活塞式发动机概述	1	2H
2	燃气涡轮发动机概述	1	2H
3			
4			
5			
6			

4、航空动力装置

目 录

1.4.1 活塞式发动机概述

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

第四章 航空器动力装置

民用飞机动力装置简介

- 动力装置是什么？

动力装置是飞机的**核心**部分，可以说发动机是飞机的心脏。发动机的构造**复杂**，自成系统，它独立于机体，成为飞机的一个主要部分。

- 动力装置如何分类？

航空发动机共分为**两大类**：**活塞式发动机**和**喷气式发动机**。

第四章 航空器动力装置

- 航空发动机的分如下图所示：



第四章 航空器动力装置

航空发动机共分为两大类：

活塞式发动机和喷气式发动机。

航空用的活塞式发动机主要是四冲程汽油内燃机，重量轻、功率大。直到 20 世纪 30 年代末出现了喷气发动机，飞机的动力装置才有了第二种不同的形式。现代高速飞机都使用喷气式发动机，只有在小型、低速飞机上，由于经济性能好，易于维护，活塞式发动机还在大量使用。本书主要介绍民航飞机应用的两大类发动机，即活塞式发动机和带压气机和涡轮的喷气发动机。

第四章 航空器动力装置

大、中型飞机和大型直升机上，为了减少对地面（机场）供电设备的依赖都装有独立的小型动力装置，称为辅助动力装置（Auxiliary Power Unit，APU）。APU 的作用是向飞机独立地提供电力和压缩空气。飞机在地面，由 APU 来启动发动机，从而不需依靠地面气源、电源车来启动发动机。飞机在地面时，APU 提供电力和压缩空气，保证客舱和驾驶舱内的照明和空调，这样在飞机起飞时，发动机功率便可全部用于地面加速和爬升。降落后，仍由 APU 供应电力照明和空调，使发动机提早关闭，从而节省燃油，降低机场噪声。通常在飞机爬升到一定高度后辅助动力装置关闭。但在飞行中当主发动机空中停车时，APU 可在一定高度以下的高空中及时启动，为发动机重新启动提供动力。

1.4.1 活塞式发动机概述

1.4.1 活塞式发动机概述

(1) 航空活塞式发动机分类

- 按**混气**方式分为：**汽化器式**和**直接喷射式**
- 按空气进入气缸前**是否增压**来分：**吸气式**和**增压式**
- 按螺旋桨**驱动**方式分为：**直接驱动**和**非直接驱动(减速器)**
- 按气缸**冷却**方式分为：**液冷式**和**气冷式**。
- 按气缸**排列**形式分为：**直列型**和**星型**。
- 航空活塞式发动机多采用**星型气冷式**发动机。



直列型发动机



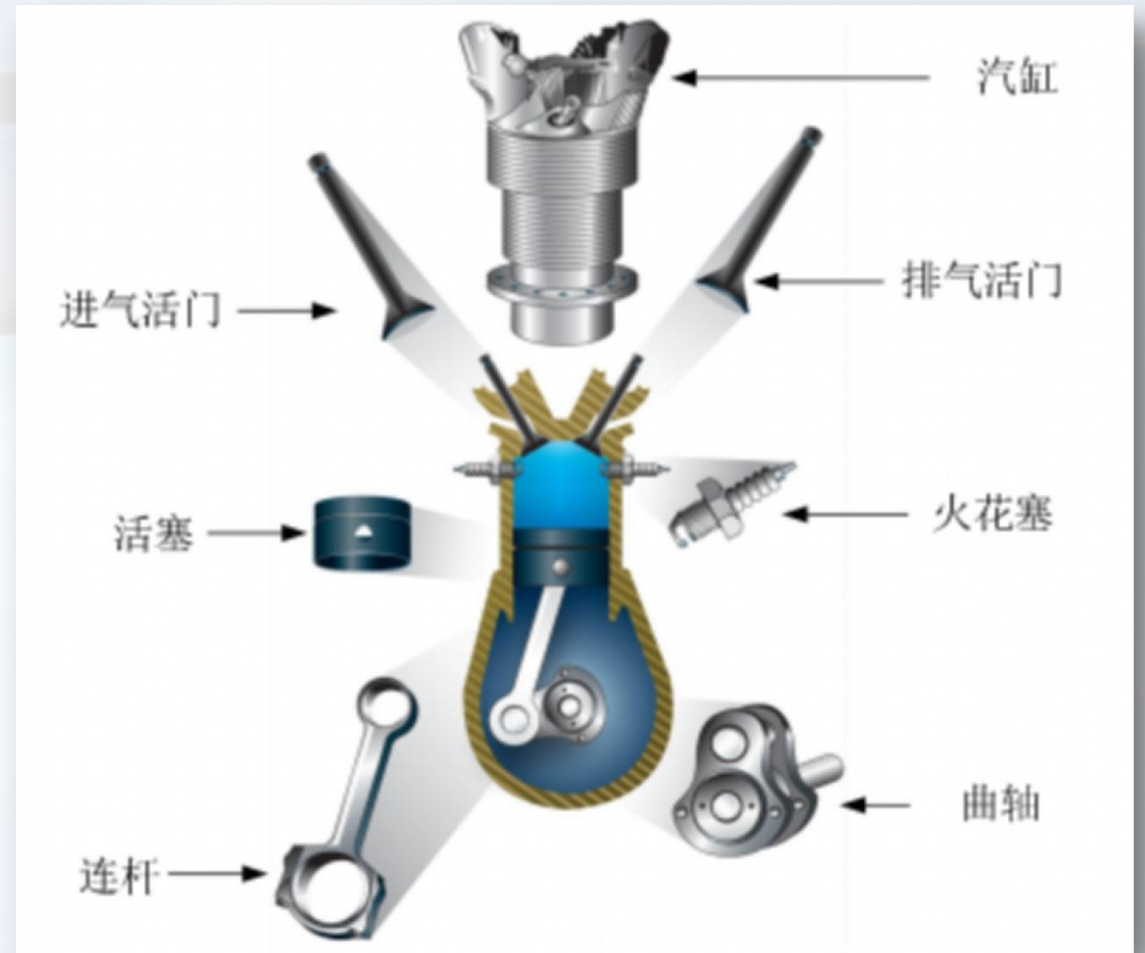
星型发动机

1.4.1 活塞式发动机概述

(2) 四冲程活塞发动机的基本工作原理

1) 基本构件

四冲程活塞式发动机的基本构件是**汽缸**、**活塞**、**曲轴**和**连杆**。在汽缸内，混合气进行燃烧，并将热能转换为机械能。活塞在汽缸内做往复运动，燃气的压力作用在活塞的顶面上，推动活塞做功。



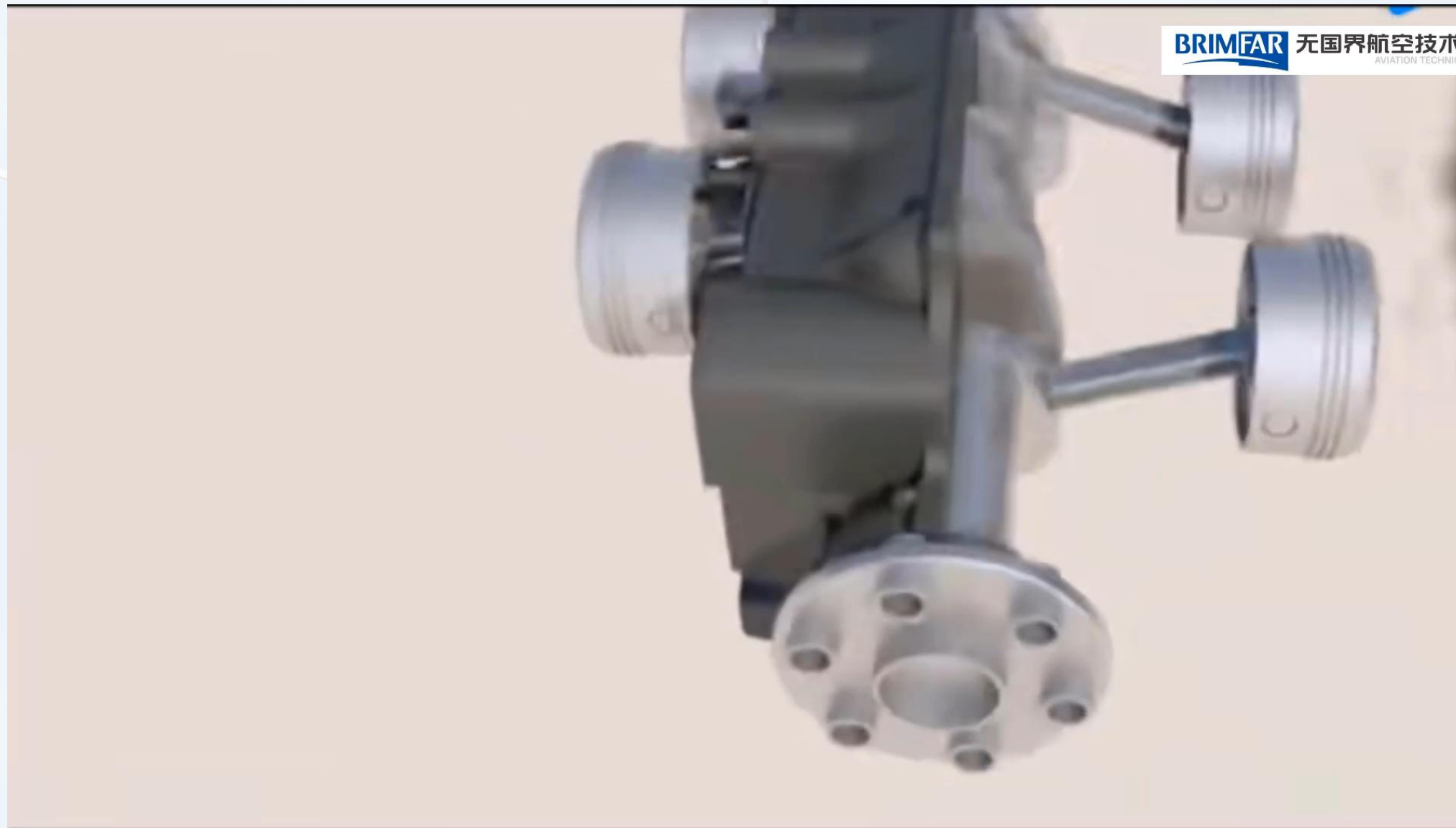
1.4.1 活塞式发动机概述

(2) 四冲程活塞发动机的基本工作原理

2) 工作过程

汽油在汽缸中燃烧，形成高温气体，气体膨胀做功，推动活塞在汽缸中向下运动，活塞带动连杆，使曲轴转动；曲轴继续转动，使活塞又向上移动，然后，再开始点火，使活塞再向下运动，这样往复不断，就把汽油燃烧的热能转化为曲轴转动的机械能，这就是活塞式发动机最基本的工作原理。为实现这一过程，发动机的动作由四个过程构成一个循环，我们称这个过程为冲程或行程。

航空活塞发动机工作原理



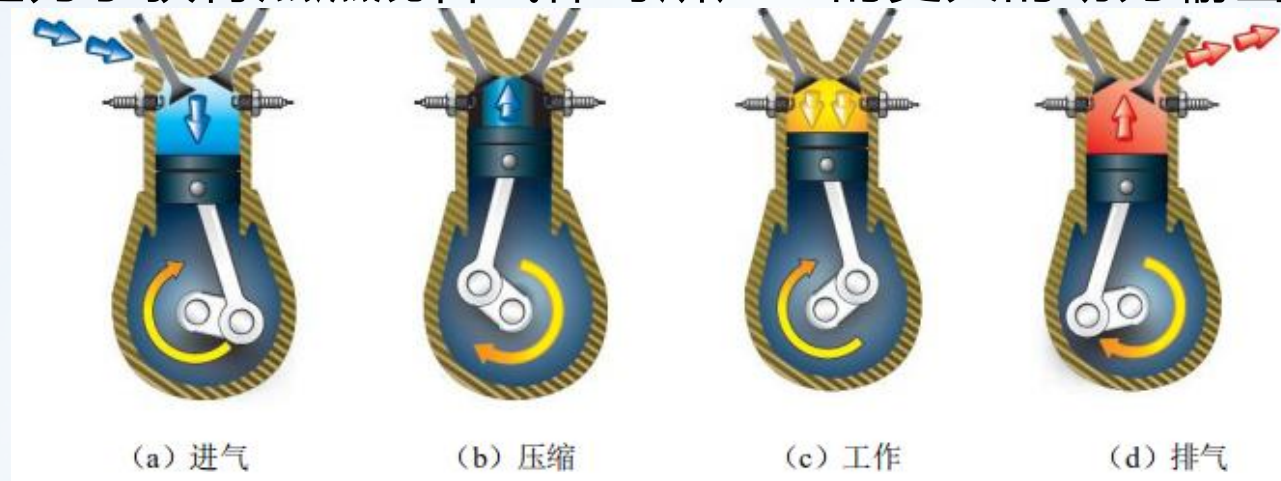
1.4.1 活塞式发动机概述

(2) 四冲程活塞发动机的基本工作原理

2) 工作过程

进气行程：当活塞开始向下运动的时候，进气活门打开，油气混合物被吸进气缸。

压缩行程：当进气活门关闭的时候，活塞开始往气缸顶部运动。这一阶段的循环是为了获得点燃混合气体时所产生的更大的动力输出。



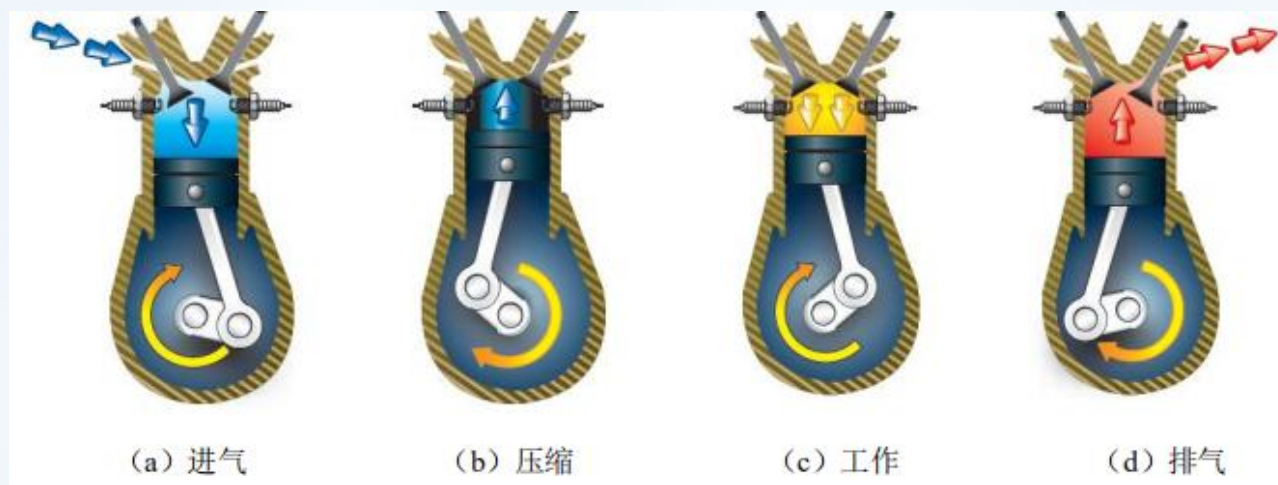
1.4.1 活塞式发动机概述

(2) 四冲程活塞发动机的基本工作原理

2) 工作过程

做功行程：当油气混合物被点燃的时候，这导致气缸内部压力极大增加并迫使活塞离开气缸头向下运动，从而产生了推动曲轴转动的动力。

排气行程：当排气阀门打开的时候排气行程开始，此时活塞开始再次的向气缸头运动，用来排除气缸内的废气。





1.4.1 活塞式发动机概述

(2) 四冲程活塞发动机的基本工作原理

2) 工作过程

活塞在四个冲程运动中，每一个循环，活塞往复两次，进、排气门各开关一次，点火一次，气体膨胀做功一次，其中只有做功冲程获得机械功，其余三个冲程都要消耗一部分功，消耗的这部分功比膨胀得到的功小得多。因此，从获得的功中扣除消耗的那部分功，所剩下的功仍然很大，可用于带动附件和螺旋桨转动。

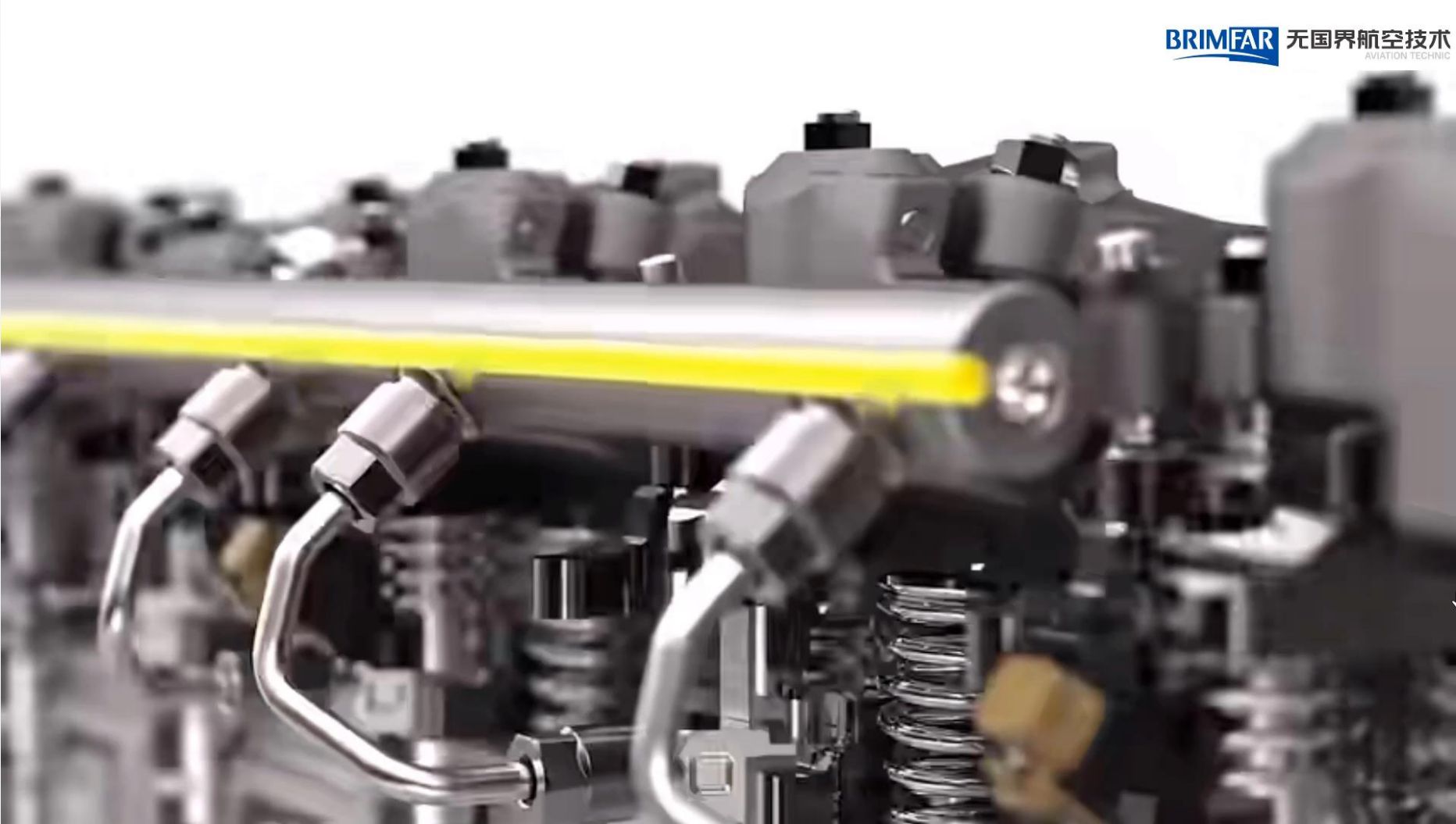
1.4.1 活塞式发动机概述

3) 多缸活塞式发动机的工作次序

单气缸功率不足，振动大，所以做成多气缸。多气缸工作均匀，功率大。功率与气缸数成正比。偶数气缸比奇数气缸工作上更均匀，震动更小。

不论发动机有多少个汽缸，每个汽缸内的活塞总是按四个冲程的方式进行工作的。但是，各个汽缸内同样的冲程并非同时进行，而是按一定的次序均匀错开，点火次序也是均匀错开的。由于四行程发动机电嘴的点火时刻在压缩行程结束、膨胀行程开始时，即发动机是按点火→膨胀→排气→进气→压缩的顺序工作的，因此多缸发动机上各缸的点火次序也就确定了整台发动机的工作次序。各缸工作均匀错开，可以保证活塞推动曲轴的力量比较均匀，发动机的运转较为平稳。

△型缸活塞发动机



直缸式活塞发动机



www.LearnEngineering.org

A YouTube PARTNER...



1.4.1 活塞式发动机概述

4) 活塞式发动机的附件系统

燃油系统:燃油系统的功用是连续地向发动机供给适量的、清洁无污染的燃油，并将燃油很好地雾化和气化，便于与空气混合形成均匀的可燃混合气体。

点火系统:使用航空汽油的活塞式发动机，正常工作时还需要点火系统，在发动机工作过程中的适当时刻产生能量足够的电火花，点燃汽缸内的混合气体。而使用航空煤油的活塞式发动机，其汽缸内混合气体的着火方式是压燃式，因此不需要点火系统。

1.4.1 活塞式发动机概述

4) 活塞式发动机的附件系统

润滑系统:滑油系统的功用是在发动机正常工作过程中，连续不断地将温度适当的清洁滑油送到各机件的摩擦表面进行润滑，减小摩擦阻力，减轻机件磨损，带走磨损下来的金属碎屑，并将机件摩擦产生的热量带走，散发到大气环境中。在有些活塞发动机上还用来做螺旋桨变距机构的伺服介质。发动机不工作时，金属零件表面的滑油油膜还起到防腐作用。

冷却系统:冷却系统的功用是在发动机正常工作过程中，将汽缸的部分热量散发到大气环境中去，确保汽缸头温度正常。

启动系统:启动系统的功用是利用外部动力把曲轴转动起来，使发动机从静止状态转入正常的工作状态。

1.4.1 活塞式发动机概述

3) 活塞式发动机的性能

航空活塞发动机的**性能指标**，主要是发动机的**功率**和**经济性**。发动机的功率包括本身所消耗各种功率和发动机输出带动螺旋桨的功率；发动机的经济性指的是燃料的消耗率和效率等。发动机功率指标包括指示功率、阻力功率、有效功率等；经济性指标包括发动机的效率和燃油消耗率。发动机有效效率越高，说明供给发动机的燃料所含的热能，转换为有效功的热量越大，用于带动螺旋桨的功就越多；燃油消耗率是发动机产生一马力有效功率，在一小时内所消耗的燃油重量，也称为燃油消耗率。有效效率高，说明能量损失小，要得到同样的有效功率，燃料消耗率就必然小。

工作**可靠**，**经济性好**，**体积小**，**重量轻**。目前仍在小型固定翼和轻型直升机上广为应用。

1.4.1 活塞式发动机概述

小结:

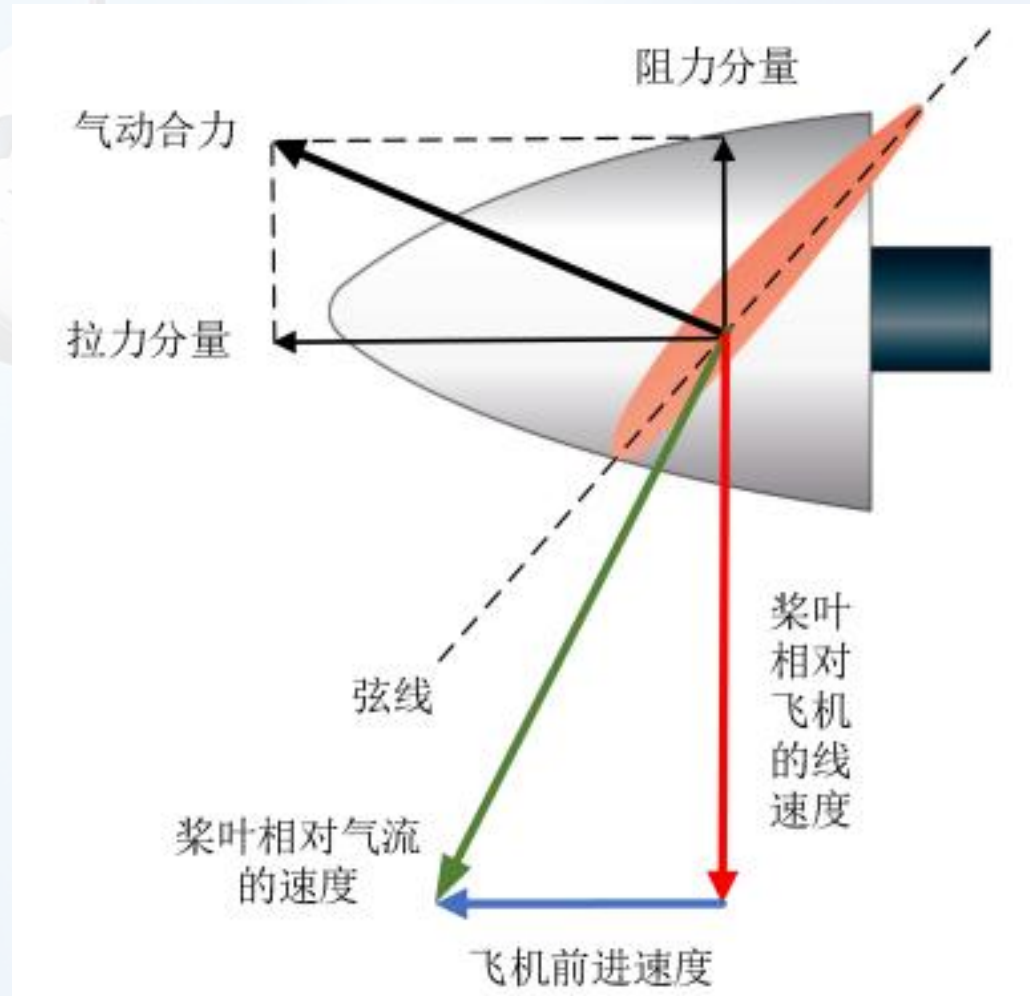
- 活塞式发动机的基本工作原理。
- 活塞式发动机的各个系统如何工作。
- 四冲程的四个过程。

1.4.1 活塞式发动机概述

(3) 螺旋桨基本工作原理

1) 螺旋桨拉力的产生

当螺旋桨旋转通过空气时，类似于飞机机翼产生升力的原理，在桨叶的两侧形成压力差，同时，螺旋桨迫使相对气流改变方向产生的反作用力，在发动机轴线方向上也形成一个分力，两者的合力形成了螺旋桨的拉力。螺旋桨的拉力的大小取决于桨叶迎角、螺旋桨转速和翼型的形状。

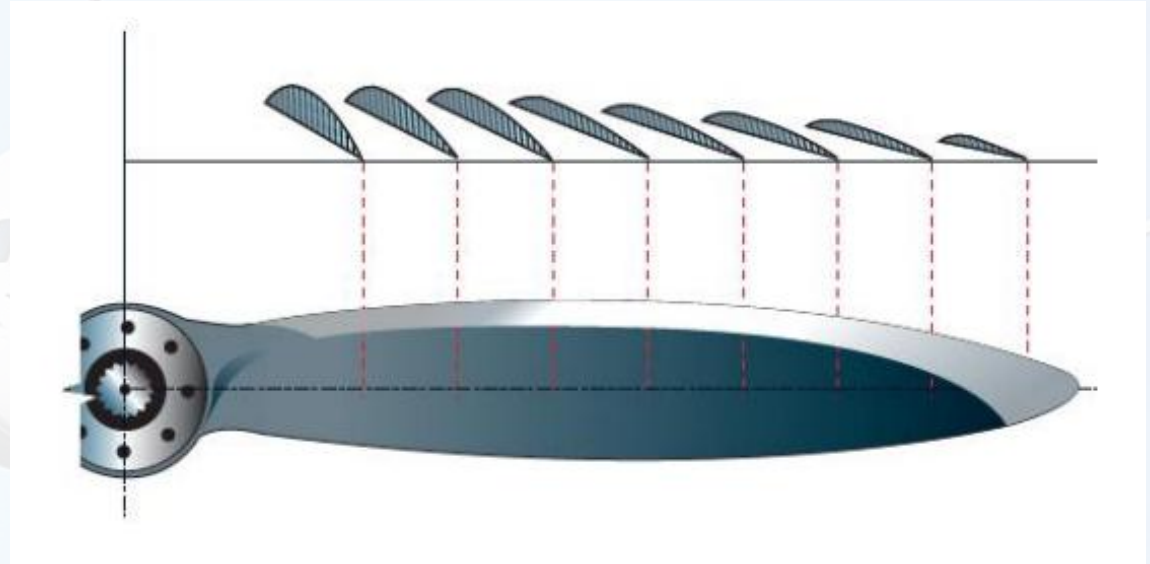


1.4.1 活塞式发动机概述

(3) 螺旋桨基本工作原理

1) 螺旋桨拉力的产生

桨叶的各部分以同样的角速度旋转，但是桨叶根部的线速度要比尖部的线速度小，只有将桨叶的迎角从根部到尖部逐渐减小，才能保证叶尖不受过大的力，这是螺旋桨扭曲的主要原因。



1.4.1 活塞式发动机概述

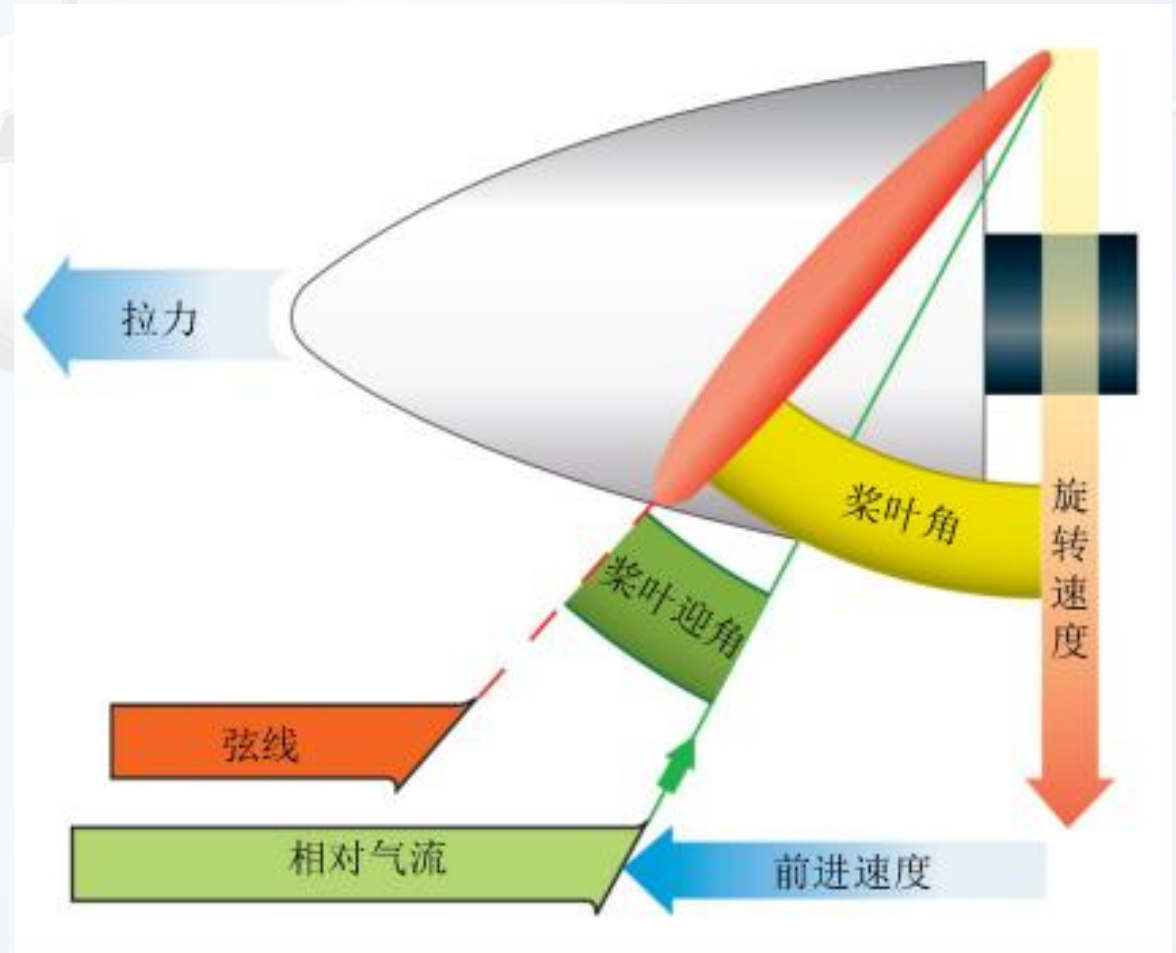
(3) 螺旋桨基本工作原理

2) 桨叶迎角、桨叶角和桨距的概念

① 桨叶迎角和桨叶角

桨叶迎角：是桨叶弦线和相对气流速度的夹角。

桨叶角：桨叶剖面的弦线与螺旋桨旋转平面的夹角。



1.4.1 活塞式发动机概述

(3) 螺旋桨基本工作原理

2) 桨叶迎角、桨叶角和桨距的概念

② 桨叶角和桨距

桨距：指螺旋桨旋转一周桨上点向前移动的距离。

桨叶角增大，则桨距增大。

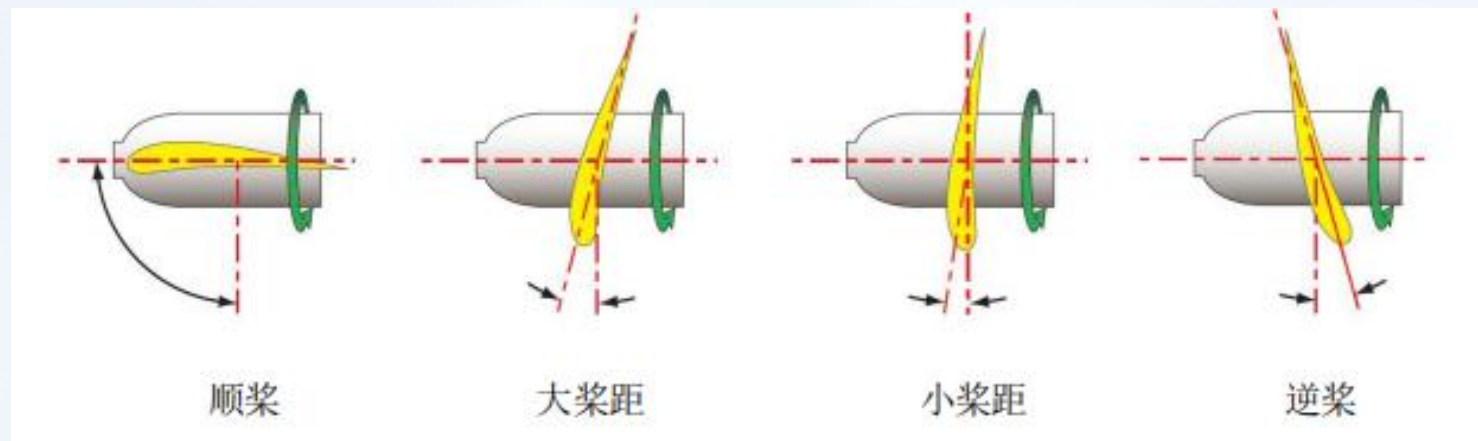


1.4.1 活塞式发动机概述

(3) 螺旋桨基本工作原理

3) 螺旋桨的变距

随着飞行前进速度的提高，螺旋桨翼面的合成速度向桨叶弦线靠拢，使桨叶迎角变小，这样拉力就会减小。这时如果能使桨叶角变大，则桨叶迎角就会增大到原来的有利状态，因而就产生了变距螺旋桨。



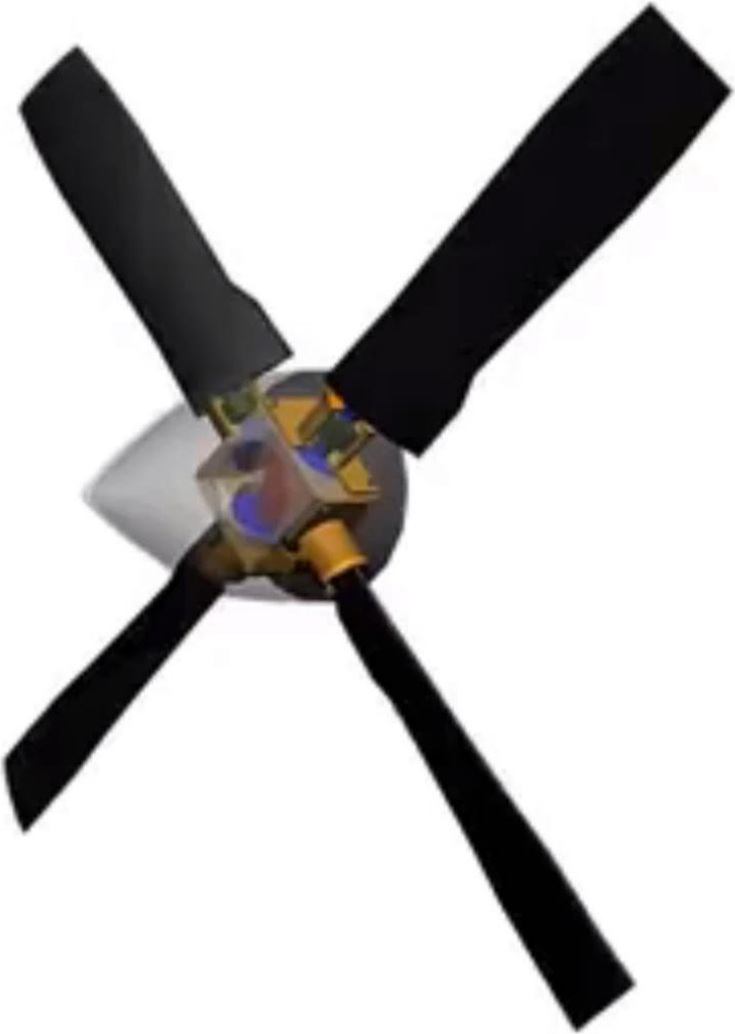
1.4.1 活塞式发动机概述

(3) 螺旋桨基本工作原理

3) 螺旋桨的变距

速度较高的大中型螺旋桨飞机，采用变距螺旋桨能够使飞机的效率大为提高。变距螺旋桨要加装一套变距机构，驾驶员控制螺旋桨的桨距随着飞行的状况而改变。如飞行速度高时，可以增大桨距，使桨叶角变大；飞行速度低时，减小桨距，使桨叶角变小。

螺旋桨变距



1.4.1 活塞式发动机概述

(3) 螺旋桨基本原理

3) 螺旋桨的变距

当不需要螺旋桨产生拉力时（降落或发动机失效），为减少阻力可以使桨叶角调到90度附近，桨叶将顺着气流旋转，也叫顺桨，这时的阻力最小。也可以使桨叶角变为负值，使螺旋桨产生反方向的拉力，阻止飞机前进，这时称为逆桨，以利于飞机在着陆时缩短降落距离。



(a) 完全顺桨状态



(b) 正常运动状态和顺桨状态的对比

1.4.1 活塞式发动机概述

(3) 螺旋桨基本工作原理

3) 螺旋桨的变距

螺旋桨上任一点的速度都是飞行速度和旋转速度合成的因而桨上各点的运动速度都要大于飞行速度，特别是叶尖的速度最高。因此，飞行速度低于声速时，叶尖速度就可能接近声速，在叶尖上产生激波，使阻力大增，所以，装一般的螺旋桨的飞机最高速度都在每小时 800 千米之下。一般在 20 千米/小时到 700 千米/小时的范围内，螺旋桨推进的效率很高，产生的推力也较喷气推进的飞机大，因而在支线运输飞机上，涡轮螺旋桨飞机得到了广泛应用。

1.4.1 活塞式发动机概述

小结:

- 螺旋桨叶片的结构和升力原理与旋翼机类似，可以联合理解。
- 重点在与螺旋桨的桨叶角和迎角的关系，反桨的反方向力的原理。
- 螺旋桨的桨距控制机构。

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

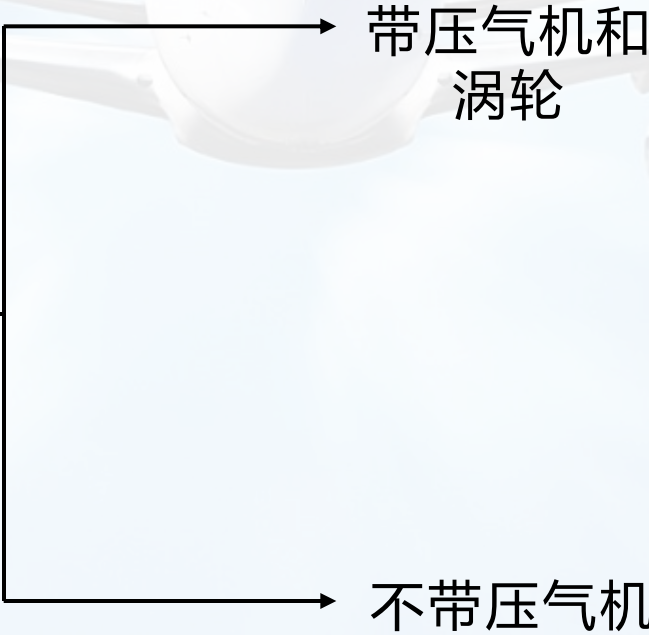
1.4.2 燃气涡轮发动机概述

由于螺旋桨在高速飞行时的缺点及活塞发动机在提高推重比上已接近了极限，因而人们为提高飞机飞行速度在动力装置上需要来一次革新才能继续前进。随着喷气式发动机的出现，飞机的动力装置进入了一个新纪元。

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

(1) 航空燃气涡轮发动机的分类

航空燃气涡轮发动机



带压气机和
涡轮

不带压气机

涡喷式

涡扇式

涡桨式

涡轴式

冲压式

脉动式

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

(2) 发动机的基本组成和工作原理

1) 喷气式发动机的基本工作原理简介

喷气式发动机和活塞式发动机的能量都是由燃油燃烧的热能转化为机械能而来的。它们的不同在于喷气式发动机的燃油是在一个开敞的燃烧室内燃烧，气流不断喷出，燃气的喷射速度很高，但对发动机壁的压力不大，不需要坚固的器壁。喷出的气流直接输出功率，不需要连杆、曲轴一类的运动转化机构。以上两个方面的原因，使喷气式发动机的结构重量比同样功率的活塞发动机要轻很多，为飞机高速飞行提供了基础，使得高亚声速和超声速飞行得以实现。

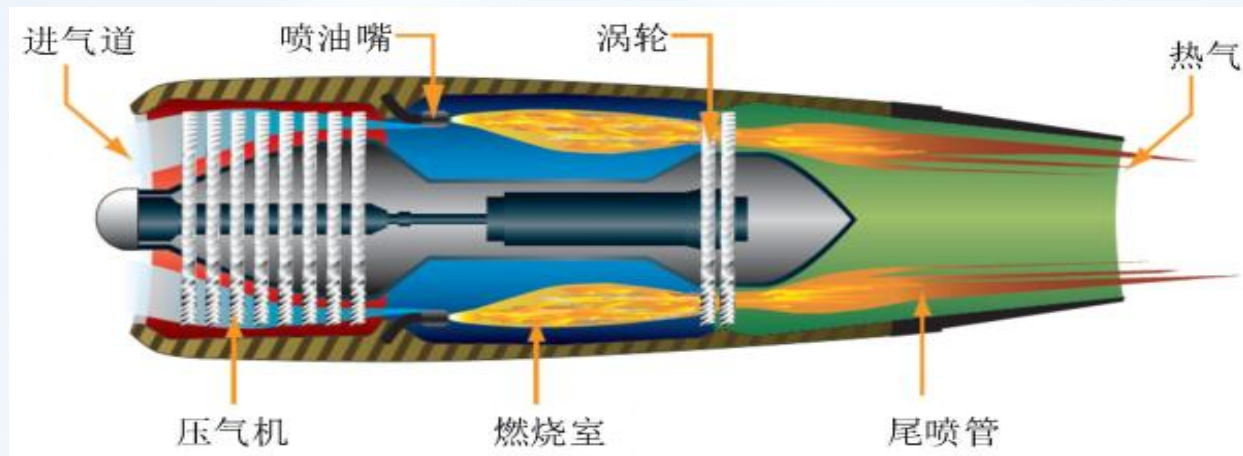
1.4.2 燃气涡轮发动机概述

(2) 发动机的基本组成和工作原理

1) 喷气式发动机的基本工作原理简介

与活塞式发动机的工作流程结合来看：

气体从进气道进入相当于进气冲程；气体经过旋转的压气机被压缩，相当于压气冲程；气体在燃烧室点燃，气体膨胀通过涡轮，使涡轮转动，涡轮带动压气机，相当于做功冲程；最后燃烧的高温气体从尾喷管排出，相当于排气冲程。



1.4.2 燃气涡轮发动机概述

(2) 发动机的基本组成和工作原理

1) 喷气式发动机的基本工作原理简介

涡轮喷气发动机是带压气机的喷气发动机的**最基本形式**，**重量轻、推力大，适于高速飞行**，但它的**油耗大、经济性差**，目前在民航飞机上已经使用的不多，主要使用的是在它的基础上发展起来的涡轮螺旋桨发动机、涡轮风扇式发动机和涡轮轴发动机。

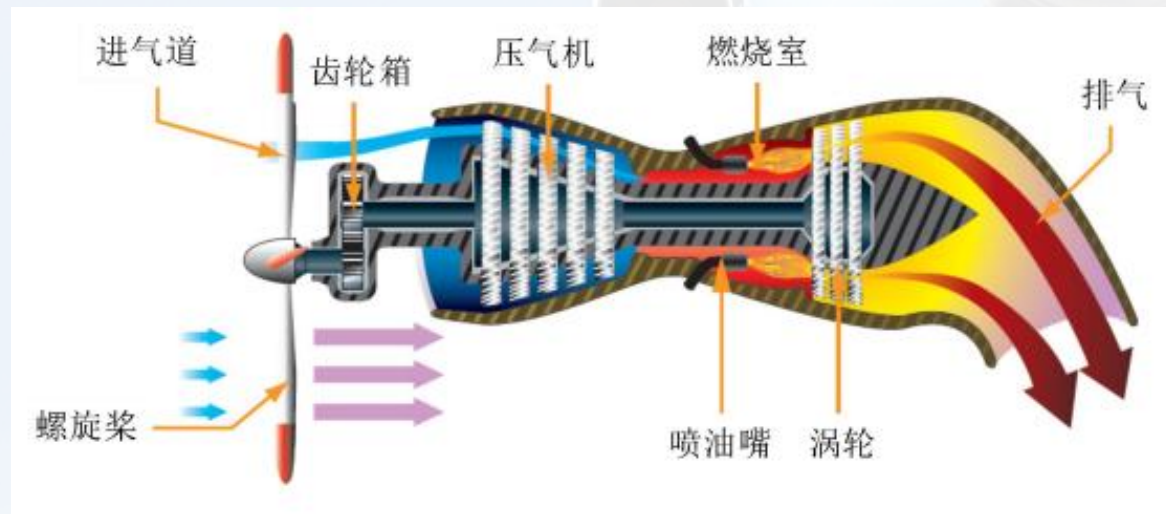
1.4.2 燃气涡轮发动机概述

2) 涡轮螺旋桨发动机

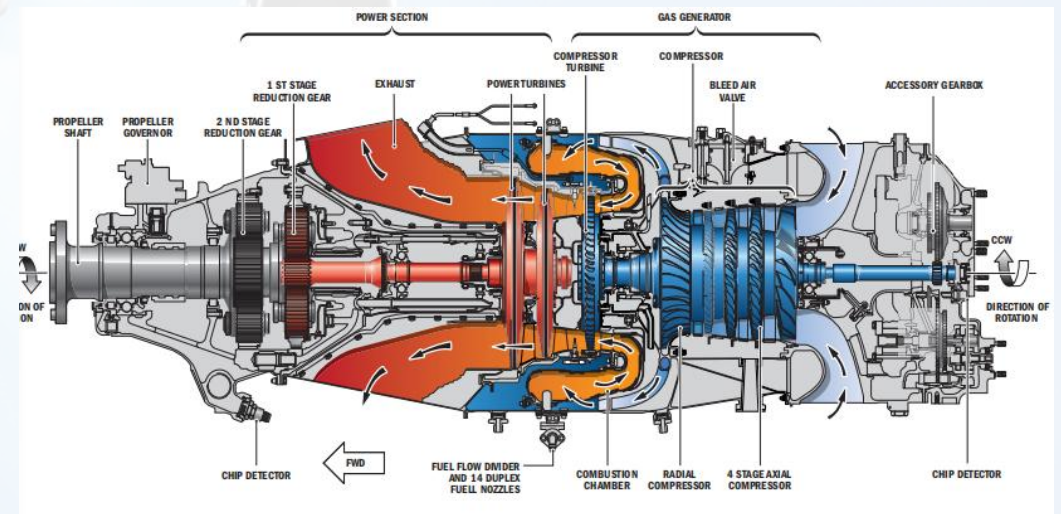
喷气发动机在亚声速飞行时经济性差，人们自然想到用涡轮输出轴功率来带动螺旋桨，这样就产生了涡轮螺旋桨发动机。它的基本构造与涡轮喷气发动机相同，但它的涡轮要带动前面的螺旋桨，这就提出了两个要求：一是涡轮提供一部分的功率，以带动螺旋桨，为此涡轮的级数要相应增加来吸取更多的能量；另一个要求是在涡轮后的转速很高，但螺旋桨要求的转速很低，因而只有加装减速机构二者才能连接。

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

2) 涡轮螺旋桨发动机



典型的涡轮螺旋桨发动机



倒置的螺旋桨发动机

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

2) 涡轮螺旋桨发动机

涡轮螺旋桨发动机产生的动力以螺旋桨的拉力为主，约占全部前进动力的**90%**，因此它本质上是螺旋桨推进的飞机。由于受到螺旋桨叶端速度的限制，飞机的飞行速度一般在 800千米/小时以下，但和活塞发动机相比，**涡轮发动机的推重比高，构造简单，维护容易**。它的耗油率和活塞式发动机相近并使用航空煤油，航空煤油比活塞式飞机使用的航空汽油价格低，因而经济性比活塞式发动机略优。

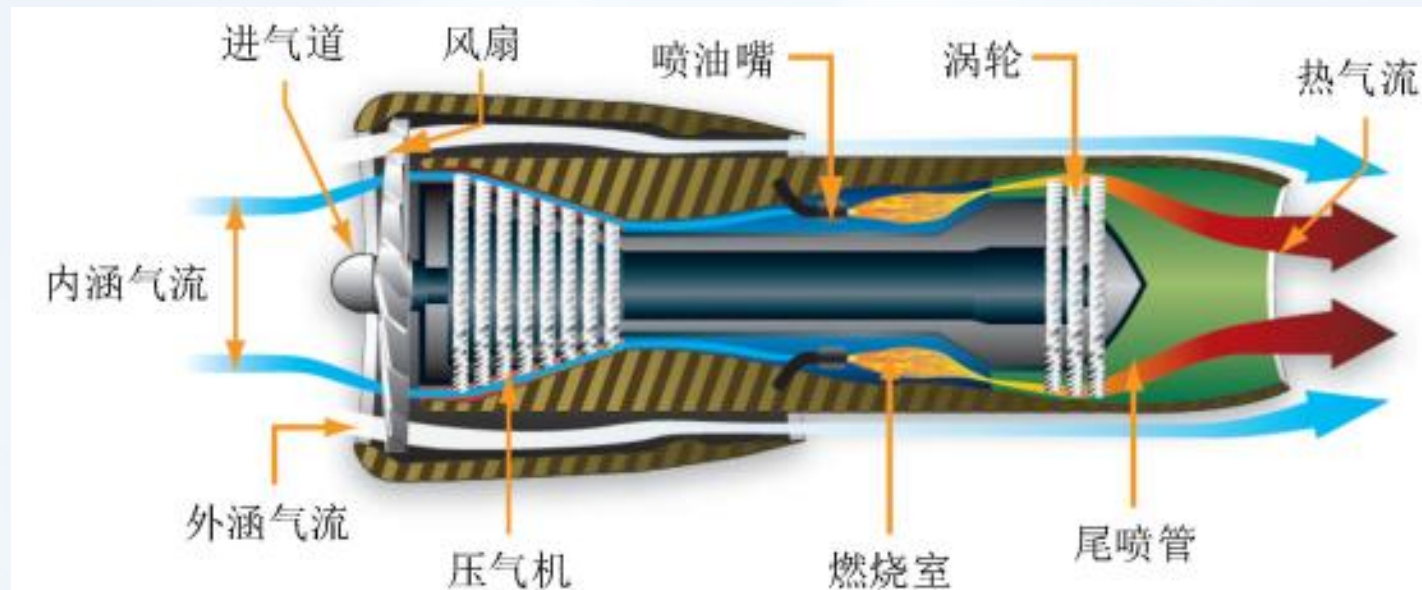
由于以上优点，涡轮螺旋桨发动机在中速的客机和支线飞机上已经取代了活塞式发动机。许多小型飞机也在采用这种发动机。

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

3) 涡轮风扇发动机

为了使喷气式飞机能在高亚声速中以低的油耗飞行，20世纪60年代出现了涡轮风扇发动机，它已经成为目前大型民航运输飞机主要的动力装置。

涡轮风扇发动机是在涡轮喷气发动机的压气机前面又增加了风扇，风扇由大的叶片组成，直径比压气机大，并由涡轮带动。



1.4.2 燃气涡轮发动机概述

3) 涡轮风扇发动机

空气经过风扇后分成两部分，一部分在核心机外面流过，这个气流通道我们称之为**外涵道**或**外涵**。这部分气流受到风扇的推动向后流去，产生**推力**，同时也把后面的核心机**冷却**。

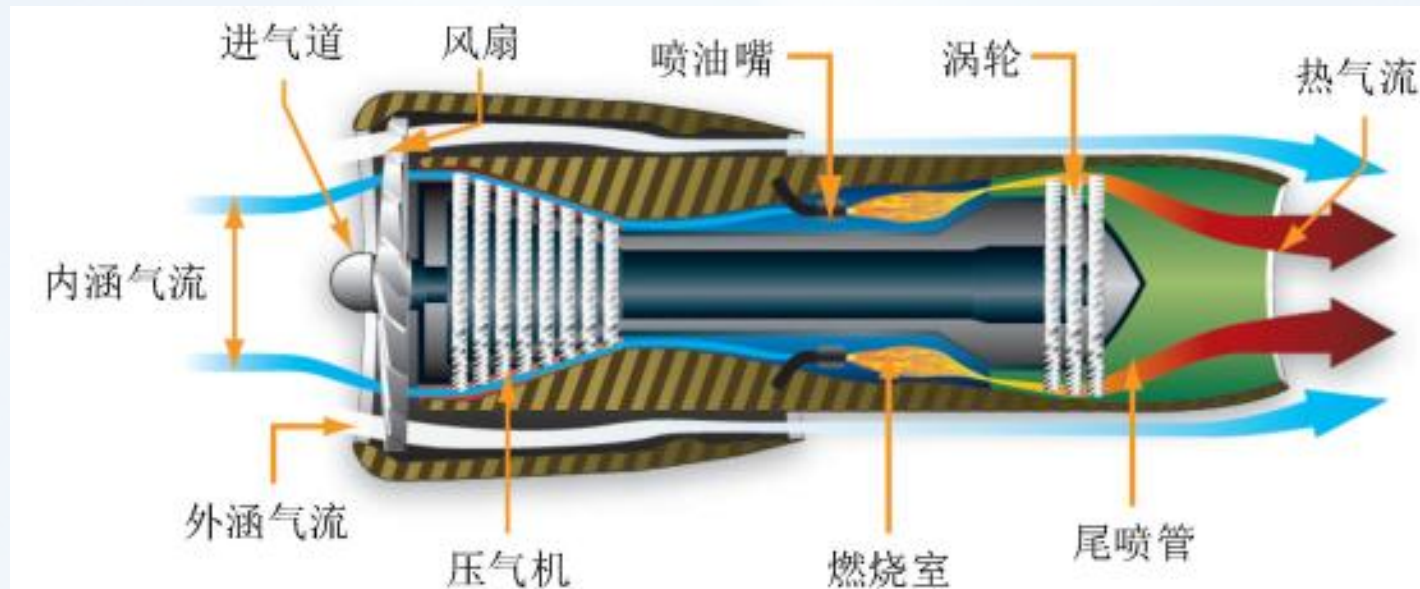
另一部分通过核心机，这条通路称为**内涵道**或**内涵**。内涵流动的气流燃烧后推动涡轮，然后从尾喷管排出产生**推力**。外涵的推力产生和螺旋桨相似，只不过风扇的叶片大大缩短，并且它被放入一个有限直径的涵道中，从而**避免**螺旋桨叶尖在高速时**产生激波**的情况，使飞机速度得以提高。

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

3) 涡轮风扇发动机

涵道比：发动机外涵道与内涵道的流量比称为涵道比，涵道比大表明流过外涵道的流量大，发动机由喷气排出产生推力的比例小，发动机的经济性就会提高。

涵道比不能太大，太大则叶片太长，一来增大阻力，另外也会增加制造困难。



1.4.2 燃气涡轮发动机概述

3) 涡轮风扇发动机

涡轮排气温度EGT:

涡轮风扇发动机的另外两个主要技术参数是涡轮前温度和增压比。涡轮前温度是发动机最重要的一个参数，但是因无法准确测量，所以用涡轮排气温度（EGT）来间接反映。EGT是监控发动机工作状况的重要参数，如果排气温度超过规定值，就有可能损坏燃烧室、涡轮叶片和尾喷管等发动机部件。EGT作为衡量发动机工作正常与否的重要参数，直接影响飞行员对发动机工作状态的判定，如果显示异常，将会直接影响飞行安全。

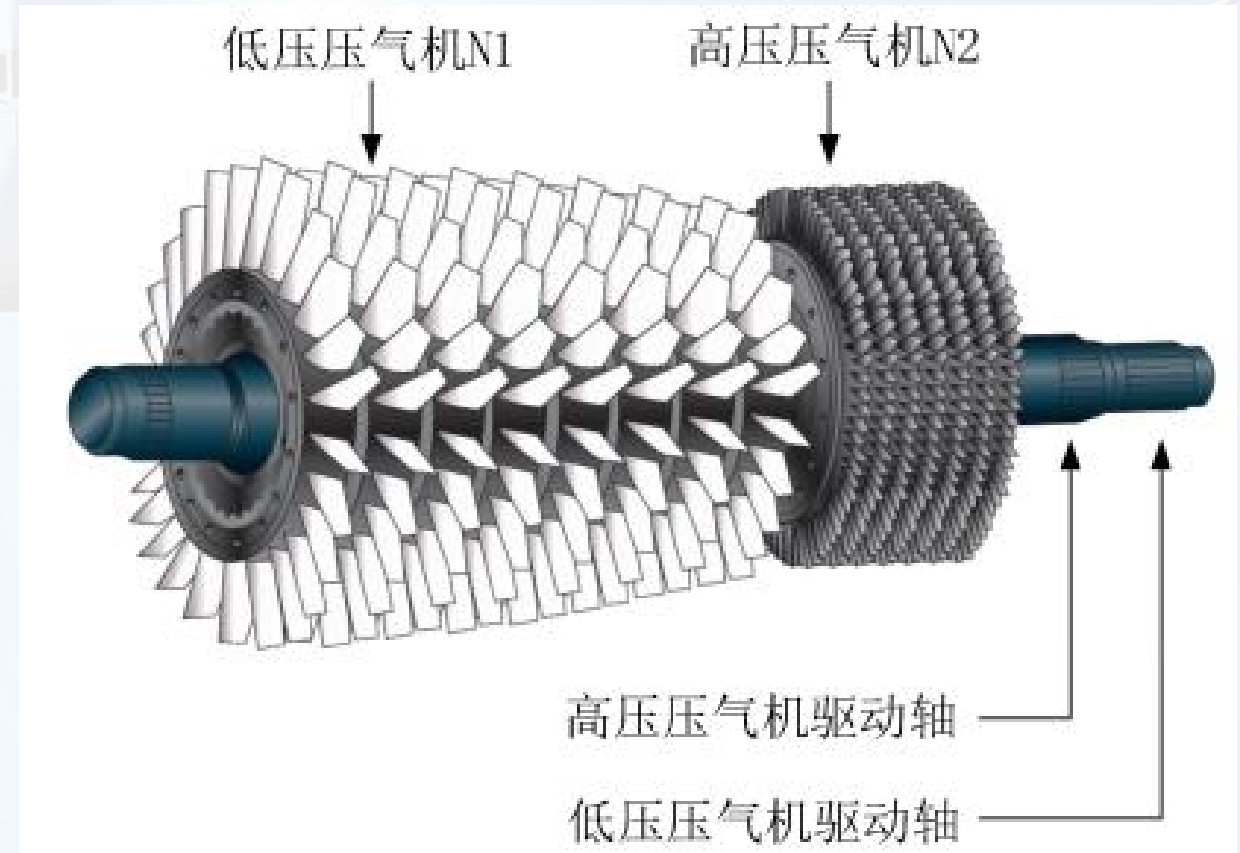
增压比（EPR）：

指发动机低压涡轮出口总压与低压压气机进口总压之比。对于轴流式压气机的涡扇发动机，它表征推力，EPR越大，发动机的推力越大。

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

3) 涡轮风扇发动机

双转子或多转子：对于双转子的轴流式压气机，由低压压气机和高压压气机组成。发动机启动后，低压压气机的速度由 N1 涡轮叶轮调节；高压压气机由 N2 涡轮叶轮调节。可以用低压转子转速或者风扇转速（N1）来表示涡扇发动机推力的大小，以设计转速的百分比来显示，N1 越大，发动机推力越大。高压转子转速（N2）也是表示发动机推力的一个重要参数，N2 也是以设计转速的百分比来显示的。



1.4.2 燃气涡轮发动机概述

3) 涡轮风扇发动机

优势:

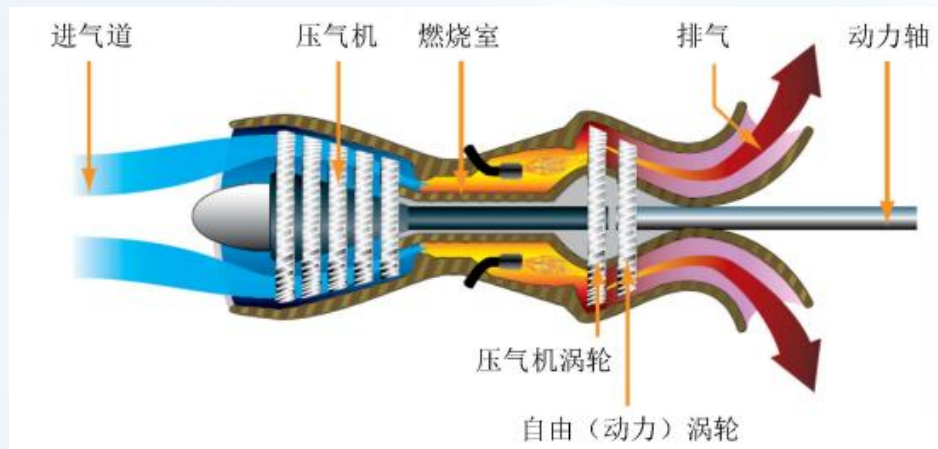
涡轮风扇发动机空气流量大，推力大，在高亚声速的情况下使用时，耗油率接近涡轮螺旋桨发动机的水平。涡轮风扇发动机的另一个巨大的优点是噪声低。由于涡轮风扇发动机大量的外涵低速气流，当内涵的高速气流和外涵气流混合排出时，噪声大为下降。这是涡轮风扇发动机在民航飞机上取代涡轮喷气发动机的又一重要原因。

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

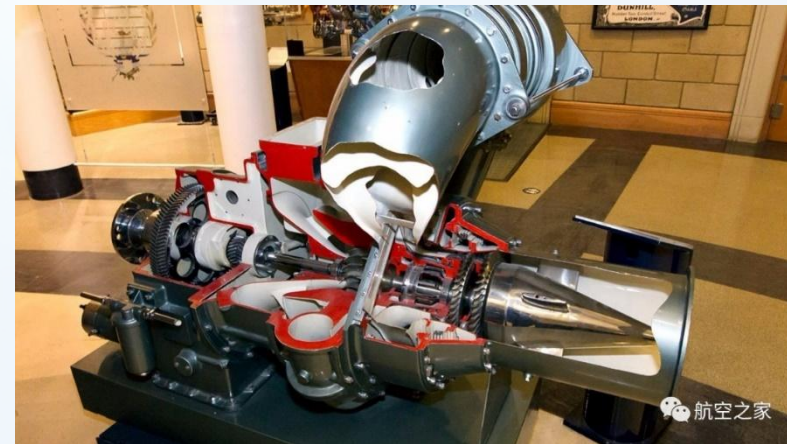
4) 涡轮轴发动机

在直升机和其它工业应用上需要一种只输出轴功率而不需要喷气动力的涡轮发动机，在20世纪40年代末出现了涡轮轴发动机（如图4-13所示）。

在涡轮螺旋桨发动机中已经介绍，它的功率输出的90%以上是轴动力输出，由喷气产生的动力只占动力输出的一小部分，因而将涡轮螺旋桨发动机做一定的改动，就发展成为涡轮轴发动机。



原理剖面图



实物图

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

4) 涡轮轴发动机

涡轮轴发动机都采用**两套涡轮**，一套带动压气机，而另一套则是专门输出功率的**自由涡轮**。**自由涡轮也称动力涡轮**，一般在两级以上，它专门用来输出功率。喷气通过自由涡轮后剩余能量很小，基本上不能再产生推力了。由自由涡轮带动减速箱，再带动旋翼，这样涡轮轴发动机就成为直升机的动力。

和活塞式发动机相比，涡轮轴发动机的结构**重量轻，功率大，同时耗油率也在逐步下降**，它燃烧的是低价的航空煤油，因而经济性能也和活塞式发动机不相上下。目前已成为直升机的主要动力形式。

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

从上述类别发动机的工作特点，可以总结各个发动机的使用范围如下：

- 涡轮喷气式发动机：**高速 / 超音速** 军机运用比较多
- 涡轮风扇式发动机：**中高速 / 亚音速** 大型运输航空器运用比较多
- 涡轮螺旋桨式发动机：**中低速**
- 涡轮轴发动机：**旋翼机使用**
- 活塞式发动机：**多用于小型飞机**

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

(3) 发动机安装布局

1) 螺旋桨飞机发动机安装位置

螺旋桨推进飞机的发动机，一般装在机身前段和机翼上的发动短舱之内。



1.4.2 燃气涡轮发动机概述

2) 根据发动机数量的安装位置

- 单发动机的活塞式/涡桨式飞机的发动机都装在机头部分；
- 多发发动机的螺旋桨飞机的发动机都对称地装在两翼上。



单发螺旋桨



双发螺旋桨

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

3) 喷气式发动机的安装位置

喷气发动机主要有两种安装形式：

- 在**机翼下**的发动机**吊舱**中（翼吊布局）



优点是：

- ①由于机翼受向上的力，而发动机的重力向下与之抵消，使机翼受力减小，因而减少了机翼结构重量。
- ②发动机进气不受干扰。
- ③飞行阻力在巡航时很小。
- ④噪声影响小。

缺点是：

- ①由于发动机远离机身轴线，如果有一台发动机失效，它的偏航力矩大，飞机的航向控制比较困难；
- ②发动机离地近，容易吸入异物。

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

- 和在机身尾部外侧的发动机舱中（尾吊布局）

优点是：

- ①客舱内的噪音小。
- ②单发失效时偏航力矩小。
- ③机翼设计简单、容易。
- ④可以安装奇数个发动机。

缺点是：

- ①和翼吊布局比结构重量较高。
- ②由于机身的一部分被占用，因而机身长度长。
- ③尾翼受发动机排气的影晌，通常都是高平尾形式。
- ④飞机的重心靠后，因而导致机翼后移。



1.4.2 燃气涡轮发动机概述

- 混合安装

飞机尾部一台发动机，翼下两台，称为混合布局。

现代双发飞机多采用翼吊式安装。优势比较大。



混合式

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

翼吊布局：

是现在最通行的布置方式。

优点：

由于机翼受向上的力，而发动机的重力向下与之抵消，使翼根受力减小，因而减少了机翼结构重量；发动机进气不受干扰；飞行阻力在巡航时很小；客舱内噪声影响较小。

缺点：

由于发动机远离机身轴线，如果有一台发动机失效，它的偏航力矩大，飞机的航向控制比较困难；发动机离地近，容易吸入异物。

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

尾吊布局：

优点：

客舱内的噪声小；单发失效时偏航力矩小；机翼设计简单、容易；可以安装奇数个发动机。

缺点：

和翼吊布局比结构重量较高；由于机身的一部分被占用，因而机身长度长；尾翼受发动机排气的影响，通常都是高平尾形式；飞机的重心靠后，因而导致机翼后移。装载时要注意配平，否则会尾部接地。

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

(4) 发动机主要附件系统

1) **燃油系统**：用于给发动机提供适量的清洁燃油，并雾化燃油，便于与空气混合。现代的发动机驾驶员只通过手动控制油门杆来控制发动机的开、停和功率选择，其它控制都是自动的。

2) **点火系统**：用于在发动机启动和正常工作时，使电嘴适时地产生电火花，可靠地点燃混合气。

3) **启动系统**：利用外部动力，使发动机由静止状态进入慢车工作状态。主要使用电启动和空气启动。电启动是用电动机来启动发动机，它的电源是电池、地面电源或飞机上安装的辅助动力装置供电；空气启动是由地面或飞机上装的辅助动力装置向空气涡轮启动机供气，使空气涡轮启动机旋转带动发动机启动。

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

(4) 发动机主要附件系统

- 4) **附件齿轮箱**：由于涡轮的转速一般在20000-30000 转/分，不能为其它机构直接提供动力，因此所有涡轮发动机都需要有一套减速齿轮装置，为飞机的液压、气压和电气装置提供动力，这套装置称为附件传动装置。附件传动装置是发动机的重要部件，若出现故障，发动机应立即停车，是维护中的重要部位。
- 5) **滑油系统**：对涡轮发动机的所有齿轮、轴承都要用滑油润滑和冷却。润滑系统由滑油箱、滑油泵、供油管道、供油喷嘴、回油管道、冷却装置组成。

1.4.2 燃气涡轮发动机概述

(4) 发动机主要附件系统

6) **仪表系统**：发动机的仪表安装在仪表板的中央部位，用以测量发动机的各种参数，按类型分有压力表、温度表、转速表、油量表、振动指示器等。随着电子技术的进步，现代飞机把这些数据都通过电子指示系统综合显示到一个或几个显示器上，并有报警系统。如果某一项数据超限，就用声音、灯光向飞行员报警。

7) **冷却系统**：使发动机工作的温度保持在一个适当的范围。由于有大量空气流过，因此发动机大部分由空气冷却。齿轮箱和轴承由滑油冷却，滑油的热量经过交换器由气流带走。

注：本章节只做简单介绍，在后续模块中将详细讲解。

小结:

序号	本节重点知识要点
1	航空活塞式发动机的分类、四冲程活塞发动机基本工作原理、螺旋桨基本工作原理
2	航空燃气涡轮发动机的分类、发动机的基本组成和工作原理、发动机安装布局和主要附件系统

小结:

1

序号	思考题
1	高空高速飞机大多会采用什么类型的发动机?
2	现阶段军用歼击机, 发动机安装的位置在哪?
3	
4	
5	
6	



感谢聆听，欢迎指正



M1.5 航空仪表和机载设备

修订批准页:

1

版次	修订时间	编写/改版	修订说明	审核/日期	审批/日期
R0	2020.06.16	单展	新编课件	谈海军 /2020.08.01	张玉 /2020.08.06
R1	2021.01.29	单展	修订课件	谈海军 /2021.02.01	张玉 /2021.02.02
R2	2021.7.26	单展	修订课件	谈海军 /2021.07.26	张玉 /2021.07.27
R3	2021.9.13	张玉	修订课件	谈海军 /2021.09.28	张玉 /2021.11.12

目的与要求:


目的	通过本课程学习，可以了解民用航空器仪表的基本功能和设计理念，为下一步M3的学习打下良好的理论基础。
要求	<ol style="list-style-type: none">1. 了解航空器机电仪表的设计理念。2. 了解航空器机电仪表的基本功能。3. 了解航空仪表的发展历程。4. 了解其他航空器系统的仪表的基本功能。

课程安排:

A faint, light-colored image of a commercial airplane is visible in the background, centered behind the table.

序号	内容	等级	课时
1	驾驶舱仪表	1	2H
2	机载电子设备	1	2H
3	其它机载系统	1	2H

目
录

- 
- 1.5.1 驾驶舱仪表
 - 1.5.2 机载电子设备
 - 1.5.3 民用航空器其他机载系统



1.5.1 驾驶舱仪表

1.5.1 驾驶舱仪表

1.5.1 驾驶舱仪表

(1) 驾驶舱仪表的分类

飞机仪表分为飞行仪表、发动机仪表和其他飞机系统仪表。

1.5.1 驾驶舱仪表

① 飞行仪表

飞行仪表用于测量飞机的各种**运动参数**，主要包括气压飞行仪表和陀螺飞行仪表。其中气压飞行仪表有高度表、升降速度表、空速表等；陀螺飞行仪表有转弯仪、姿态指示器、航向指示器等；还有无线电高度表、无线电磁指示器等无线电类仪表等。

1.5.1 驾驶舱仪表

① 飞行仪表



传统独立飞行仪表



现代集成飞行仪表

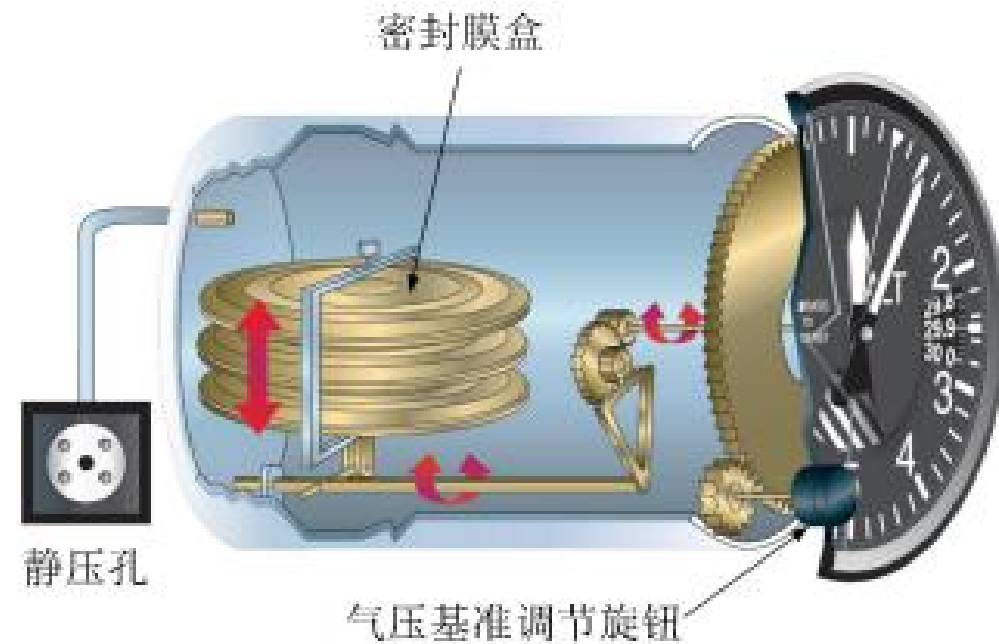
1.5.1 驾驶舱仪表

① 飞行仪表

工作依据：大气压随着高度升高而下降，测出这一高度的气压就可换算出高度值。

高度表外壳密封，静压从密封壳后部接入表壳。表内有密封膜盒，膜盒内腔被抽空至标准大气压，膜盒内气压与壳体气压相比较，把压缩和膨胀位移经机械装置传送、放大到指示器上，就表示了外界的大气压力。

通过测量气压来表示高度时，选定的基准面不同，测出的高度也不同，仪表底部的气压基准调节旋钮用于设定不同的气压高度基准面。

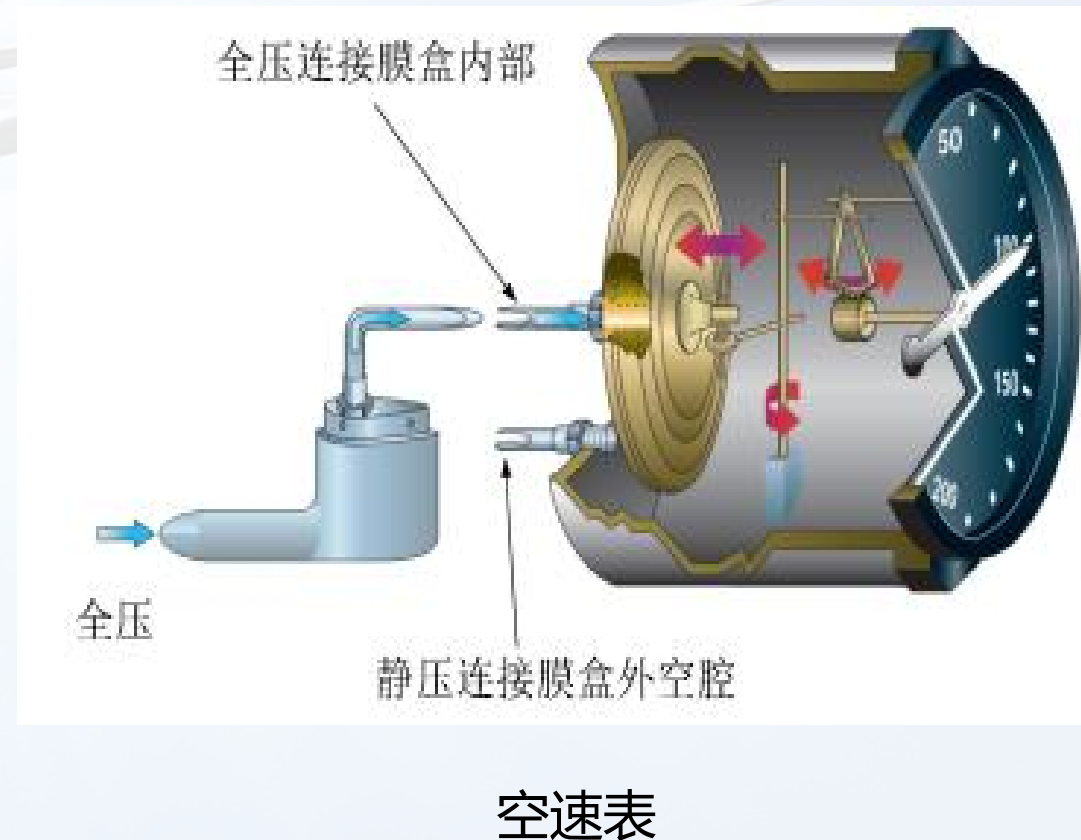


气压高度表

1.5.1 驾驶舱仪表

① 飞行仪表

空速表的构造和高度表相似，不同的是它的膜盒内部和全压管相连，膜盒外的空腔和静压管相连。膜盒内外的压差越大，膜盒的变形就越大，这个压力差就是气流的动压。机械装置带动指针，就指示出空速。在没有对大气密度变化、安装误差或仪表误差进行修正的条件下，直接从空速表上读取的仪表读数，称为**指示空速 (IAS)**；而在 IAS 基础上对安装误差和仪表误差修正后的空速称为**校准空速 (CAS)**；对 CAS 进行了高度和非标准温度修正后的空速，称为**真空速 (TAS)**。

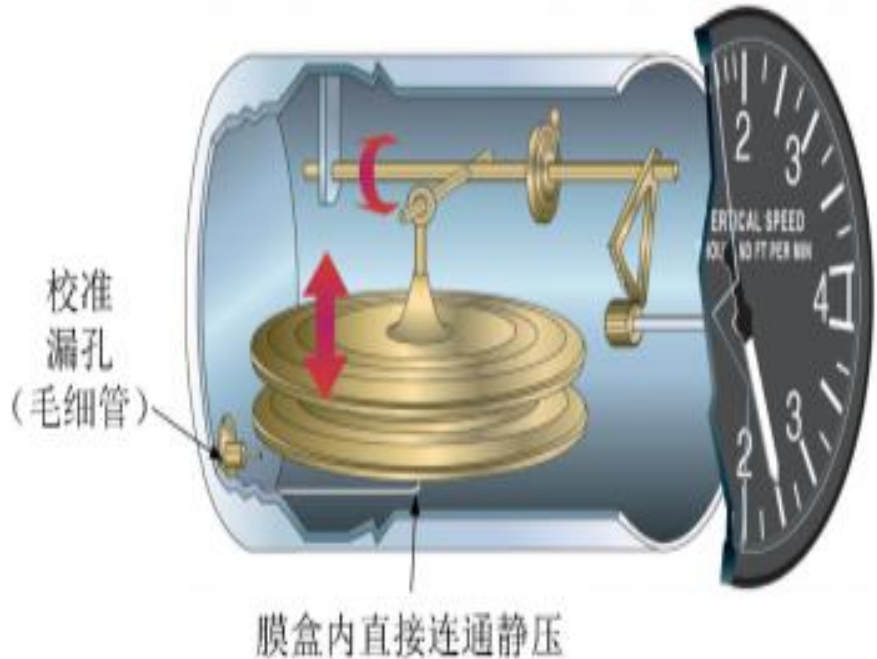


1.5.1 驾驶舱仪表

① 飞行仪表

高度的变化率是单位时间内飞机高度的变化量，也可称为**升降速度**或**垂直速度**。

升降速度表由一个位于密封壳体内部且通过机械联动装置连接指针的膜盒构成。膜盒的**内部**直接与**静压管**相连。密封壳内膜盒外的区域则是通过一根**毛细管**与**静压管**相连。当飞机在**地面**或**平飞**时，膜盒内外压力相等，指针指零。当飞机**爬升**或**下降**时，膜盒内部气压会立即随高度变化，但密封壳内膜盒外的区域的气压则由于收到毛细管的阻滞作用会在短时间内保持原值不变，此时的压差导致膜盒膨胀或压缩，驱动指针指示爬升或下降。

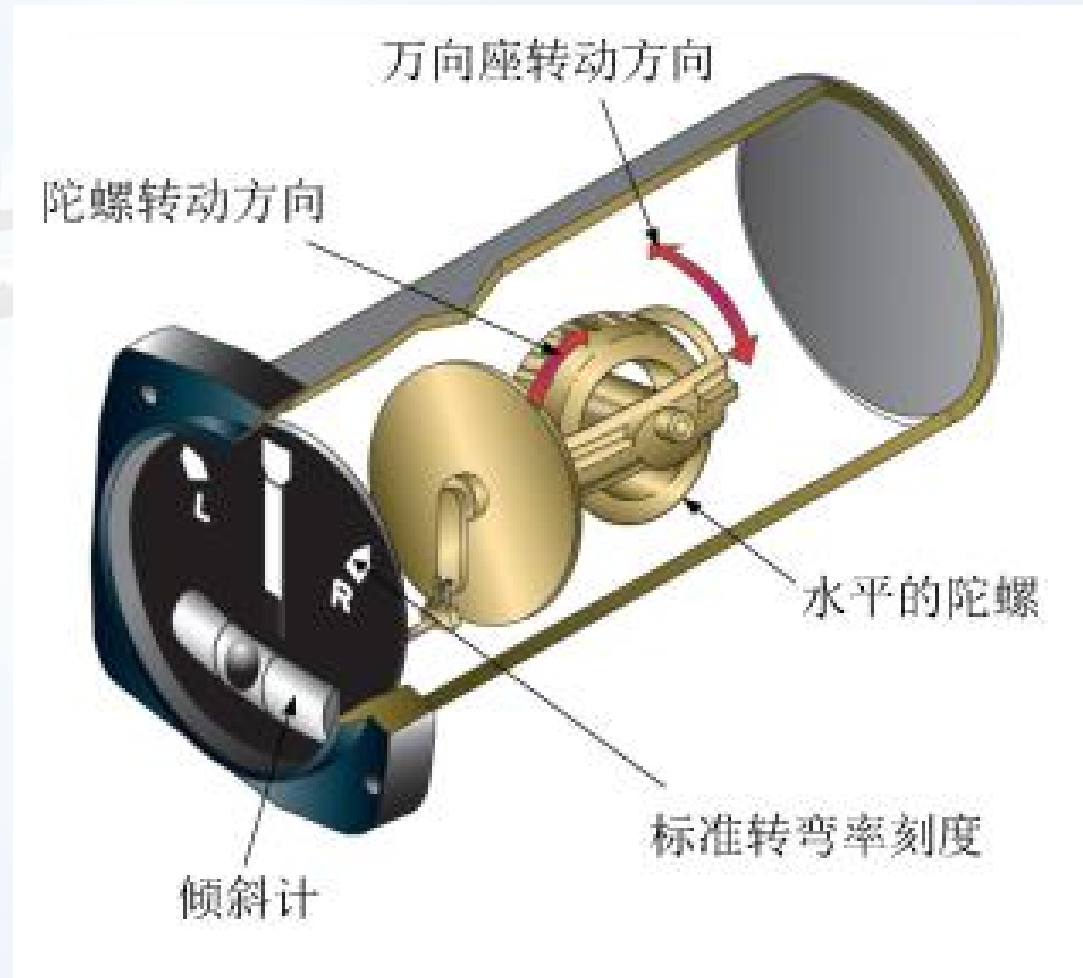


升降速度表

1.5.1 驾驶舱仪表

① 飞行仪表

转弯侧滑仪中的陀螺在一个与飞机纵轴垂直的旋转面内转动，万向座用于防止陀螺旋转面发生倾斜，转弯指针可以指示转弯的方向和速率。

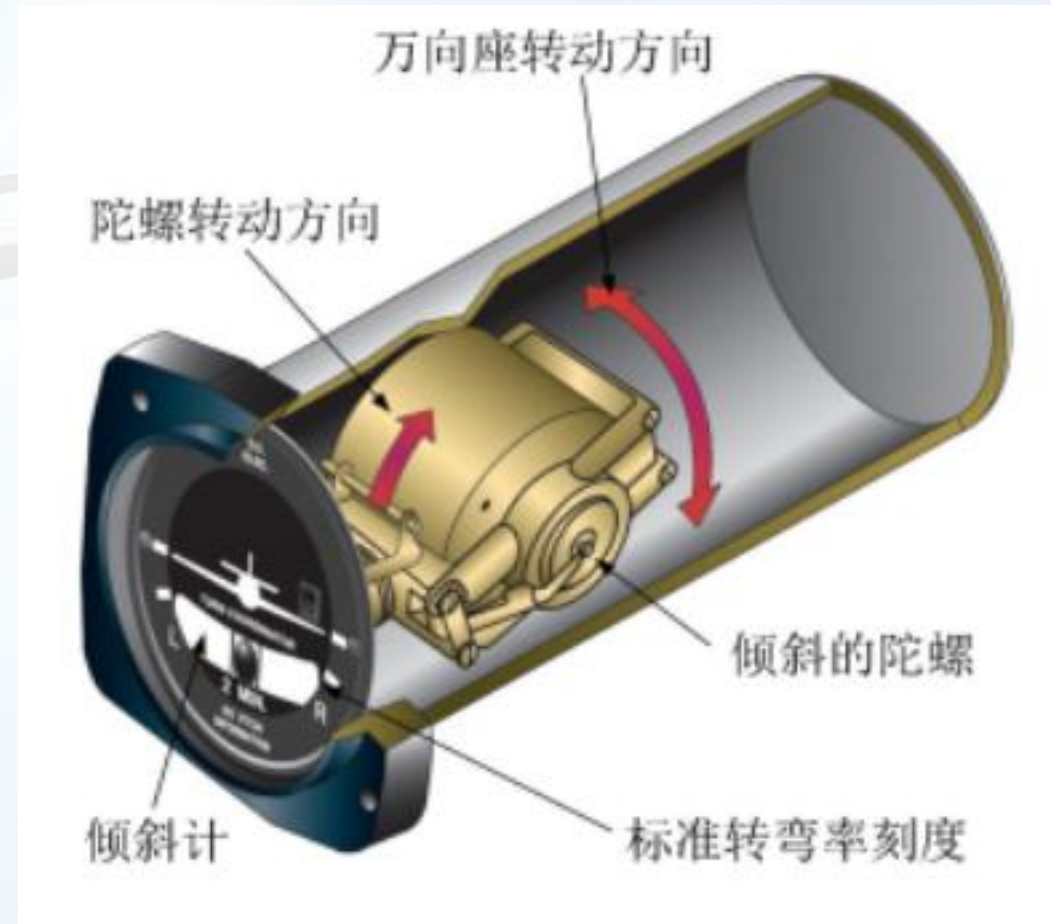


转弯侧滑仪

1.5.1 驾驶舱仪表

① 飞行仪表

转弯协调仪中的万向架是倾斜的，因此它的陀螺能够同时感受横滚率和转弯速率，使用转弯协调仪时，将小飞机与标准转弯刻度对齐，飞机就是在以标准速率转弯。



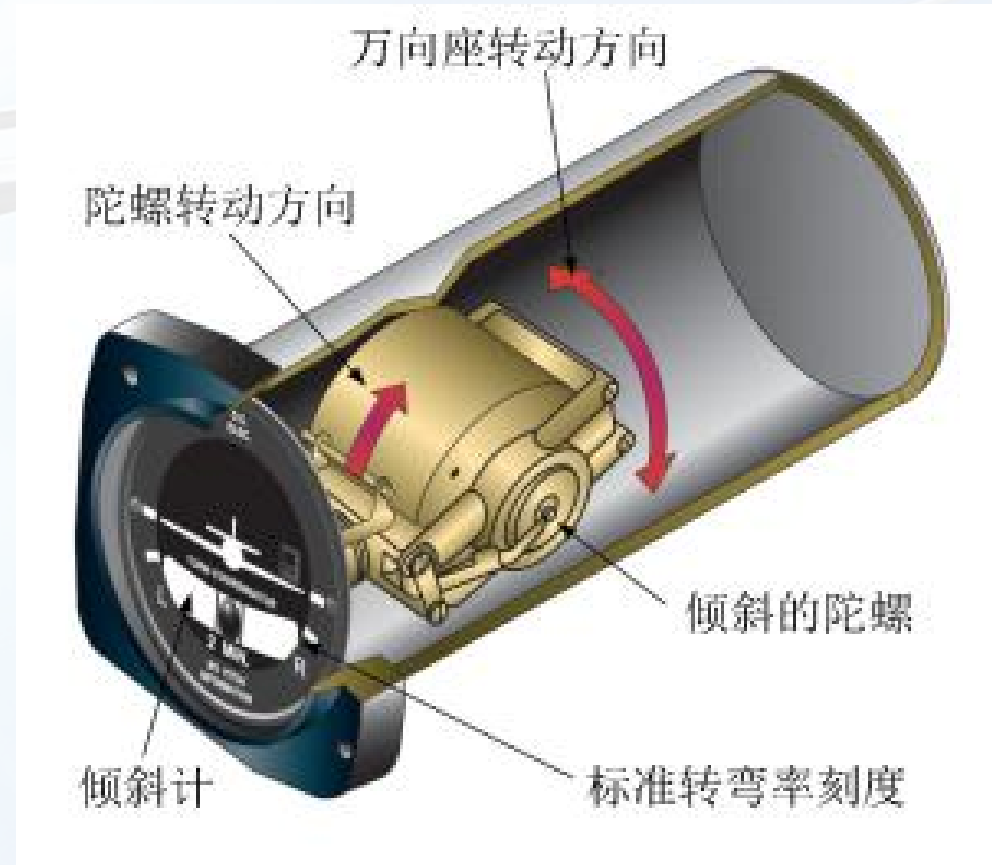
转弯协调器

1.5.1 驾驶舱仪表

① 飞行仪表

表盘下部的侧滑仪用于描述飞机的偏航状态，即机头的侧向偏转程度。

侧滑仪由一个盛有液体的密封弯管构成，固定在表上，液体中浮着一个小球，当飞机平飞时，小球处于弯管中央的最低位置；当飞机没有侧滑盘旋时，小球仍处于中央位置；只有当飞机出现侧滑时，小球的受力偏离了立轴，小球从中央移向侧滑的一侧。如果小球不在中央，可使用方向舵使其回中，驾驶员根据“脚踩在球上”的简单原则，可确定踩哪边的脚舵。



转弯协调器

1.5.1 驾驶舱仪表

① 飞行仪表

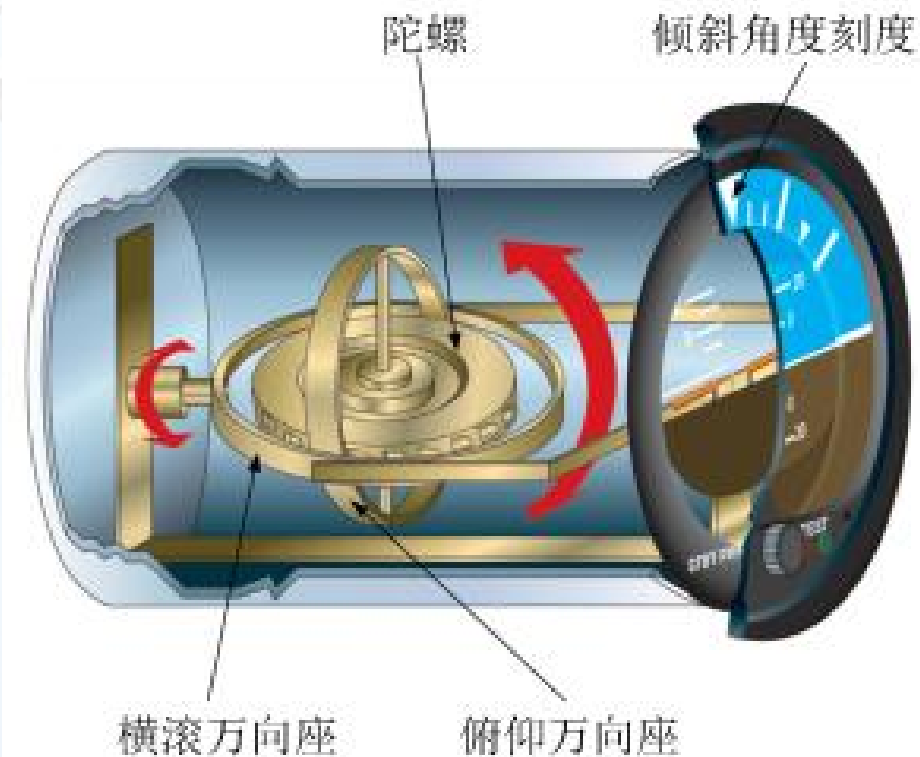
陀螺的定轴性：

当陀螺转子以高速旋转时，在没有任何外力矩作用在陀螺仪上时，陀螺仪的自转轴在惯性空间中的指向保持稳定不变的特性。也称为**稳定性**。

其稳定性与以下的**物理量**有关：

- 1、转子的转动惯性愈大，稳定性愈好；
- 2、转子角速度愈大，稳定性愈好。

“转动惯量”，是描述刚体在转动中的惯性大小的物理量。



姿态指示器

1.5.1 驾驶舱仪表

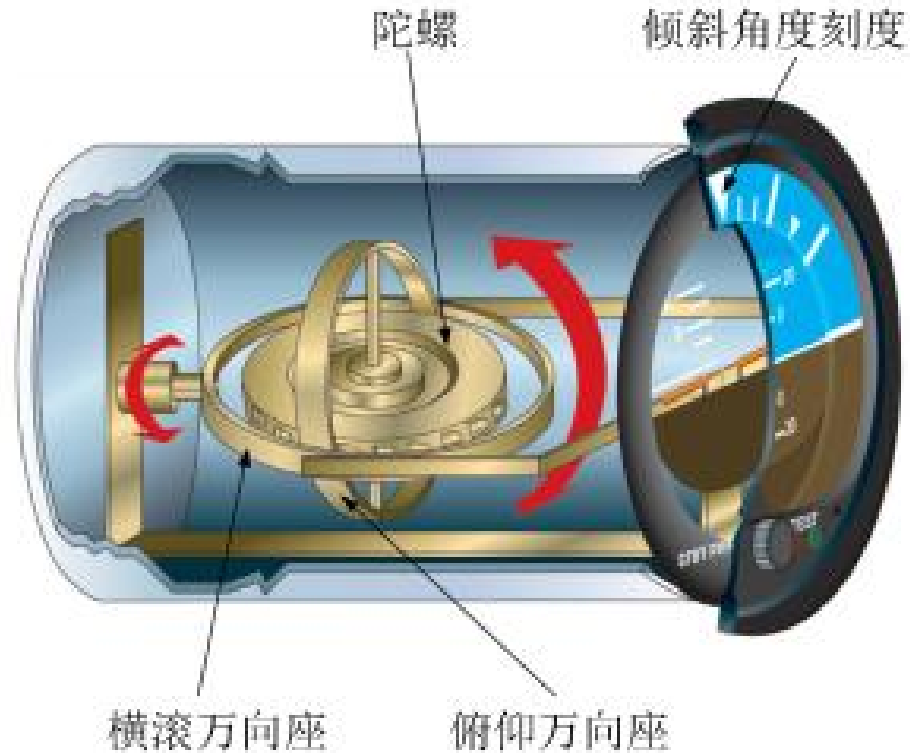
① 飞行仪表

姿态指示器也称为**地平仪**，用来指示飞机与地平线之间的相对关系，即指示飞机的俯仰和倾斜角度。姿态指示器中有飞机标志和地平线，利用飞机标志和人工地平线显示出飞机的飞行姿态。

飞机**上仰**，飞机标志在地平线上；

下俯，飞机标志在地平线下。

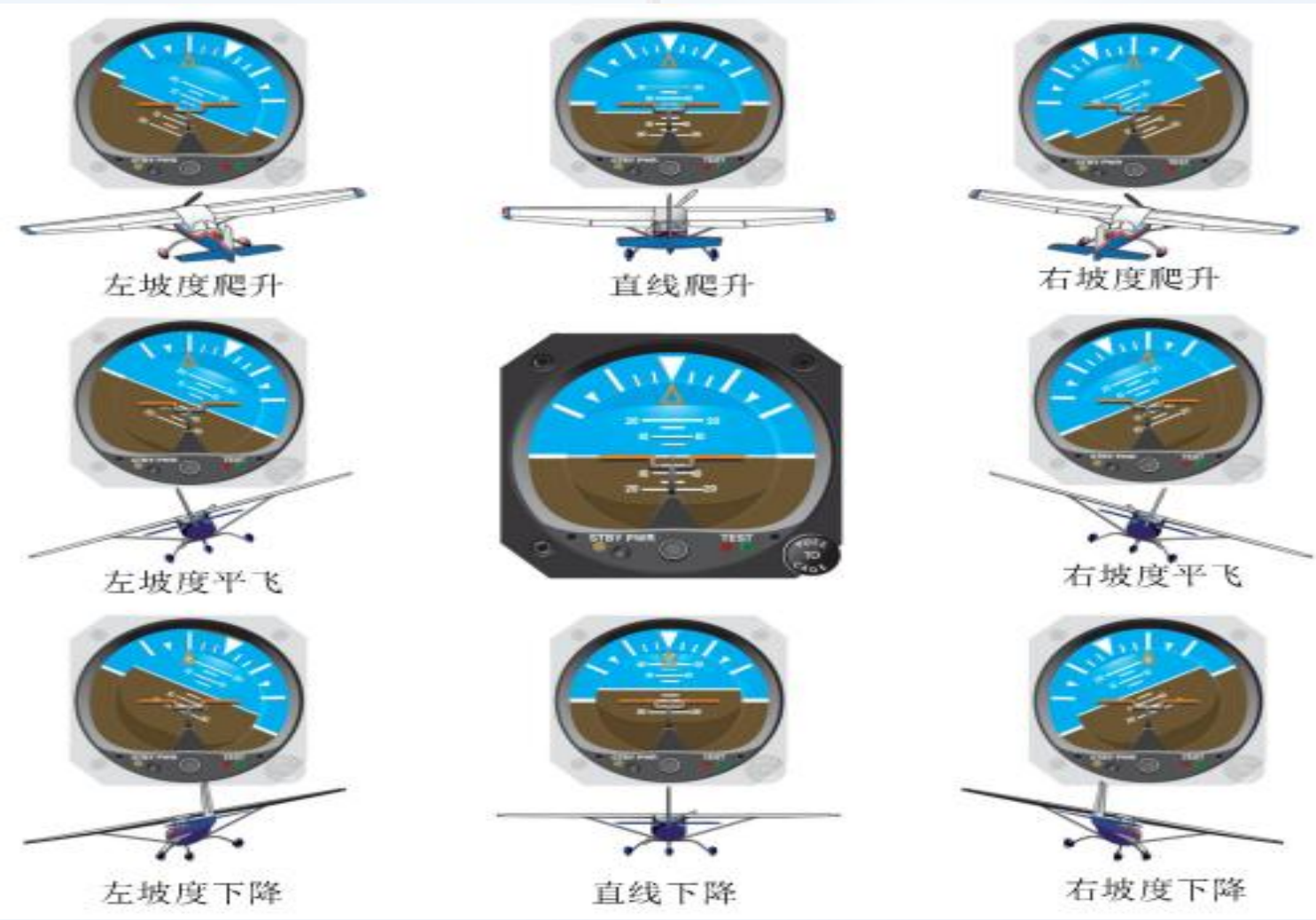
左侧倾或右侧倾都可以从飞机标志的倾斜上看出来，表的周围和中间都有刻度来表示飞机的俯仰和倾斜角度。姿态指示器中的陀螺被放置在一个水平面上，其工作原理基于陀螺的空间定轴性。



姿态指示器

1.5.1 驾驶舱仪表

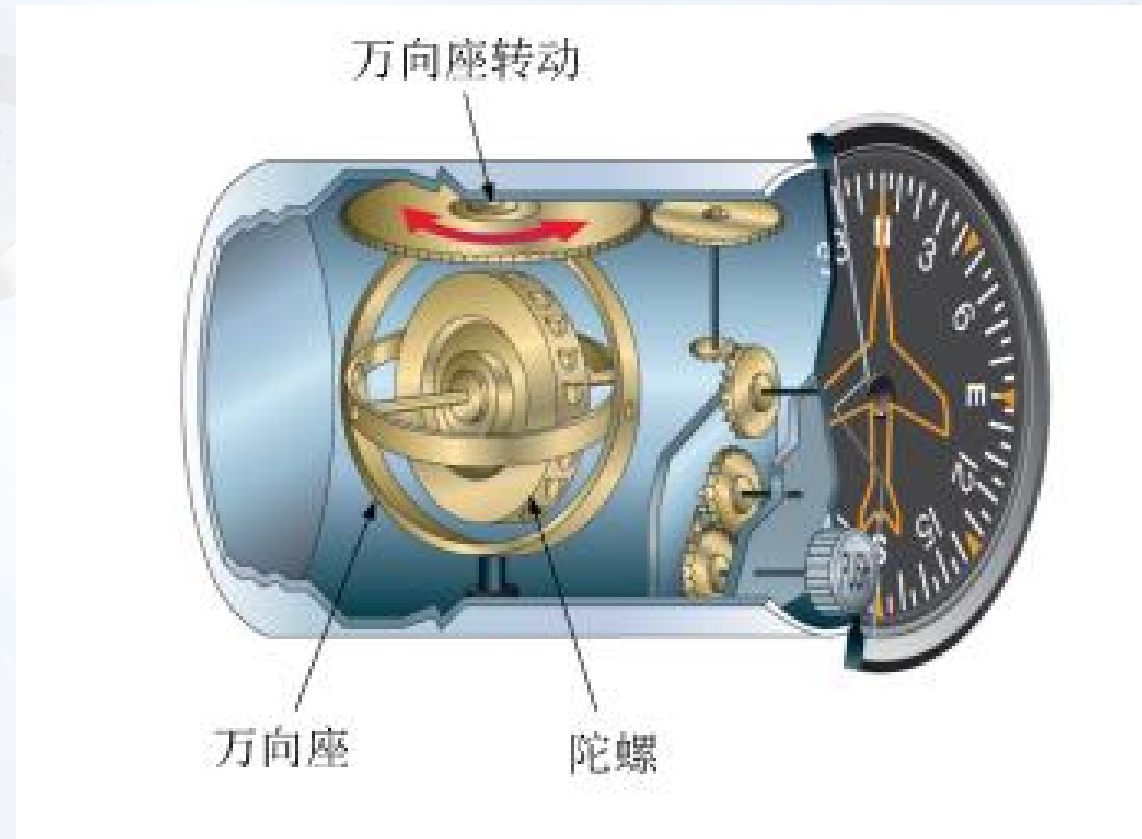
飞机的真实姿态与姿态指示器



1.5.1 驾驶舱仪表

① 飞行仪表

航向指示器也称为航向陀螺仪。磁罗盘存在多种误差。陀螺罗盘稳定性好，但无自动定向能力，通过把陀螺的定轴性和磁罗盘的指向性结合起来制成陀螺磁罗盘系统，使其能够输出磁航向修正后的陀螺航向。航向指示器的工作原理基于陀螺的空间稳定性，它的陀螺指向在起始状态，飞机静止时或平飞时要调整得和磁针指向一致。表盘中央的飞机标志固定，而表盘上的刻度盘随着机身偏航而转动，由此指示出飞机的航向。



航向指示器

1.5.1 驾驶舱仪表

② 发动机仪表

发动机仪表是指发动机工作系统中的各种参数测量仪表。测量压力、温度、转速、油量、流量和振动的仪表。



传统独立发动机仪表



现代集成发动机仪表

1.5.1 驾驶舱仪表

③其他飞机系统仪表

在飞机的其他系统或设备中使用的测量仪表统称为其他飞机系统仪表。

在飞机的其它系统或设备中使用的测量仪表统称为其它飞机系统仪表，如飞机增压系统的座舱高度表、压差表等；飞机液压系统的各种压力表和液压油油量表等；灭火系统的各种压力表；此外，还有起落架收放位置表、襟翼位置表和飞机电气设备用的电流表、电压表、频率表等。其它飞机系统仪表通常位于驾驶舱的顶板上。



图虫创意 stock.tuchong.com

1.5.1 驾驶舱仪表

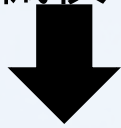
小结:

- 仪表分为：飞行仪表、发动机仪表和其他飞机系统仪表。
- 了解飞行各个仪表的原理。

1.5.1 驾驶舱仪表

(2) 航空仪表发展历程与布局

1) 机械仪表阶段



2) 电气仪表阶段



3) 机电式伺服仪表阶段



4) 综合指示仪表阶段



5) 电子综合显示仪表阶段

1.5.1 驾驶舱仪表

(2) 航空仪表发展历程与布局

1) 机械仪表阶段

多数仪表为单个整体直读式结构，也称为**直读式仪表**。即传感器和指示器组装在一起的单一参数测量仪表。表内敏感元件、信号传送和指示部分均为机械结构。

优点是结构简单、工作可靠、成本低廉。

缺点是灵敏度较低，指示误差较大。

1.5.1 驾驶舱仪表

(2) 航空仪表发展历程与布局

2) 电气仪表阶段

从 20 世纪 30 年代起，航空仪表已由机械化逐步走向电气化，发展成电气仪表，此时的仪表称为**远读式仪表**。如远读式磁罗盘、远读式地平仪等。

指仪表的传感器和指示器没有装在同一个表壳内，它们之间的控制关系是通过**电信号的传递实现的**，因相距较远，故称为远读式仪表。

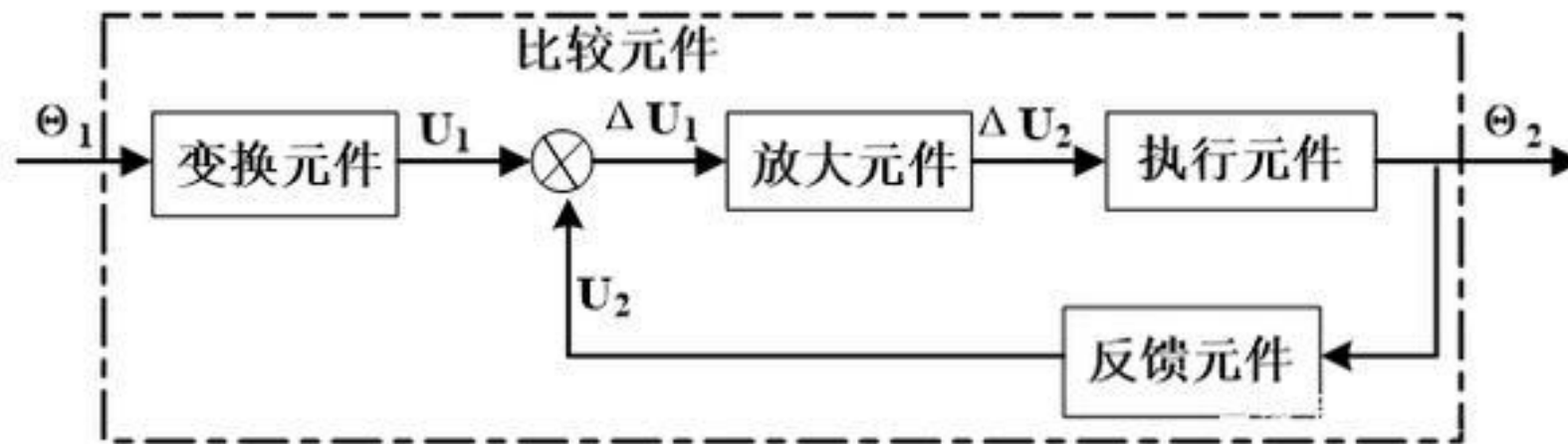
优点：可以提高仪表的反应速度、准确度和传输距离。仪表的指示部分与其它部分分开，仪表体积缩小，仪表不拥挤。敏感元件远离驾驶舱，减少干扰，提高测量精度

缺点：整套仪表结构复杂、部件增多、重量增加。

1.5.1 驾驶舱仪表

- (2) 航空仪表发展历程与布局
- 3) 机电式伺服仪表阶段

为了提高仪表的灵敏度和精度，出现了能够自动调节的小功率机电式伺服仪表。伺服系统又称为**随动系统**，它是一种利用**反馈原理**来保证输出量与输入量相一致的信号传递装置。提高了仪表的指示精度和带负载能力，有利于仪表的综合化和自动化。



1.5.1 驾驶舱仪表

(2) 航空仪表发展历程与布局

4) 综合指示仪表阶段

由于指示和监控仪表大量增加，驾驶员眼花缭乱。另外，飞机的飞行速度和机动性能的提高，又使驾驶员观察仪表的时间相对缩短，因此把功能相同或相关的仪表指示器有机地组合在一起，形成统一指示的综合仪表。



图 5-9 典型机电式综合仪表及其布局

1.5.1 驾驶舱仪表

(2) 航空仪表发展历程与布局

5) 电子综合显示仪表阶段

随着电子技术的飞速发展，从 60 年代开始出现了电子屏幕显示仪表，逐步在取代指针式机电仪表，使仪表结构进入革新的年代。到 70 年代中期，电子显示仪表又进一步向综合化、数字化、标准化和多功能方向发展，并出现了高度综合又相互补充、交换显示的综合电子仪表显示系列。驾驶员可以通过控制板对飞机进行控制和安全监督，初步实现了人机“对话”。驾驶舱仪表、惯性导航系统、大气数据系统、自动飞行控制系统和飞行管理系统等已成为重要的航空电子设备。

1.5.1 驾驶舱仪表

(2) 航空仪表发展历程与布局

5) 电子综合显示仪表阶段

80 年代初期，在以波音 757、767、空客 310 为代表的飞机驾驶舱章，主要仪表的显示部分已广泛采用衍射平视仪和彩色多功能显示器，出现了**电子飞行仪表系统（EFIS）**和**发动机指示和机组警告系统（EICAS）**，但是综合程度有限，仍配置有较多的机电仪表和备用仪表。这是电子飞行仪表的第一代产品。

80 年代中后期，以波音 747-400、空客 320 为代表的电子飞行仪表为第二代产品。彩色电子显示系统有了进一步的发展，出现了综合电子飞行仪表系统，其特点是驾驶舱用大屏幕 CRT 显示器显示数据，仅配置很少的备用仪表。

1.5.1 驾驶舱仪表

(2) 航空仪表发展历程与布局

5) 电子综合显示仪表阶段

正、副驾驶员的飞行仪表板上有主飞行显示器（PFD）和导航显示器（ND），中间的发动机仪表板上有上、下 EICAS 显示器。在现代屏幕显示的驾驶舱中，仍然保留了陀螺地平仪、气压式高度表/空速表、无线电磁指示器三块指针式备用仪表。在一些更先进的大型商业飞机上，除具有电子飞行仪表外，已经将备用姿态、备用高度、备用空速、航向罗盘、仪表着陆、偏离指示和气压基准设置等指示器集成在一起，称为综合备用飞行显示器（ISFD），用液晶显示器 LCD 作为仪表屏幕

1.5.1 驾驶舱仪表

现阶段，机电综合仪表和电子综合显示仪表被现代飞机广泛运用。



典型综合指示仪表



典型的电子综合显示仪表



小型通用飞机的综合显示仪表

1.5.1 驾驶舱仪表



(a) 波音 787 电子综合化仪表



(b) 空客 A350 电子综合化仪表



(c) 中国商飞 C919 电子综合化仪表

1.5.1 驾驶舱仪表

电子显示的**优点**:

- 1) 显示灵活多样, 可以显示字符、图形、表格等, 还可以采用不同的颜色显示。
- 2) 容易实现信号的综合显示, 减少了仪表数量, 使仪表板布局简洁, 便于观察。
- 3) 电子式显示器的显示精度高。
- 4) 采用固态器件, 寿命长, 可靠性高。
- 5) 价格不断下降, 性能价格比高。
- 6) 符合机载设备数字化的发展方向。

1.5.1 驾驶舱仪表

6) 驾驶舱显示新技术



HUD平视显示器

1.5.1 驾驶舱仪表

6) 驾驶舱显示新技术

平视显示器 (Head-Up Display, HUD)，是运用在航空器上的飞行辅助仪器。HUD 使用方便，能够提高飞行安全，因此日趋成为驾驶舱的重要组成部分。HUD 在各飞行阶段为驾驶员提供增强的情景意识和状态管理能力，减少了驾驶员在飞行中频繁俯视仪表的动作，使其可以始终保持平视飞行。HUD 能将飞行参数等信息，以图像、字符的形式，通过光学部件投射到座舱正前方。飞行员透过 HUD 观察舱外景物时，可以同时看到叠加在外景上的字符、图像等信息，使飞行员几乎不用改变眼睛焦距，即可随时察看飞行参数，可视度也不会受到日光照射的影响。

1.5.1 驾驶舱仪表

6) 驾驶舱显示新技术

合成视景系统 (Synthetic Vision System, SVS) 的主要特征是以三维色彩地形图像背景，叠加传统的 PFD 仪表式读数，由此形成大面积逼真的地形背景，再组合地形感知和告警系统地形数据，可以精确地描绘当前地形、障碍物和跑道等信息。这种合成的地形显示不受气象状况的影响，有助于飞行机组判断飞机相对地形的位置，在低能见度条件下，这一优点更为突出。PFD 上显示的地形与外部实际环境是一致的，



1.5.1 驾驶舱仪表

6) 驾驶舱显示新技术

增强视景系统 (Enhanced Vision System, EVS) 可大大增强人眼的可视能力, 利用前视红外成像传感器对可见光灵敏度低的特性, EVS 能够为飞行员提供在低能见度条件下清晰的红外环境图像, 有效增强飞行员的观察和识别能力, 提升飞行员的态势感知能力。EVS 还能够进一步结合合成视景系统和平视显示器功能, 通过前视红外传感器图像与合成视景画面的融合, 进一步提高系统性能, 增强飞行员的态势感知能力, 使飞机具备全天候起降能力。



1.5.1 驾驶舱仪表

7) 模拟式/数字式电子仪表的优缺点

飞机上，老式的空速表是模拟式测量仪表，指针在刻度盘上连续的指示出空速值。驾驶员要想得到空速值就必须根据指针在刻度盘上的位置计算出来，这需要一定的时间。然而，如果驾驶员关心空速的变化趋势时，则可以很快地通过指针的摆动方向判断出来。可见，驾驶员使用模拟式测量仪表具有获得准确数值慢，获得数值变化趋势快的特点。

驾驶员既可以**较快**地得到**准确**的数据，又可以**较快**地获得该**数据的变化趋势**，这是现代数字式仪表的特点。

1.5.1 驾驶舱仪表

(3) 显示数据的基本T型格式

无论分离式仪表显示数据的格式，还是屏幕仪表显示数据的格式都遵循基本“T”型格式。

1) 分离式仪表显示数据的基本“T”型格式

典型的飞行仪表板如图，从仪表板上线框处的形状可以看出，左边为指示空速表，中间为姿态指示器，右边为气压高度表，T型下边为航向指示器，构成了“T”型格式。



1.5.1 驾驶舱仪表

2) 电子式仪表显示数据的基本“T”型格式

该显示器称为主飞行显示器

(PFD)。从显示器上同样可以看出，左边的空速带，中间的姿态指示球，右边的气压式高度带，下边的航向带也构成“T”型格式。



1.5.1 驾驶舱仪表

小结：

- 所有仪表布局都是按“T”型布局为基础的。
- 仪表的发展史有独立的机械仪表逐步发展到现代电子集成仪表的。



1.5.2 机载电子设备

1.5.2 机载电子设备

1.5.2 机载电子设备

(1) 机载通讯系统

机载通信系统主要是用以实现飞机与地面之间，飞机与飞机之间的相互通信，对于大型民用客机，还包括机内通话、广播、驾驶舱话音记录等。典型无线电通信系统主要包括**高频（HF）**通信系统、**甚高频（VHF）**通信系统、**卫星通信系统（SATCOM）**、**选择呼叫系统（SELCAL）**和**飞机通信寻址与报告系统（ACARS）**等。

1.5.2 机载电子设备

1.5.2 机载电子设备

(1) 机载通讯系统

① 高频通信HF

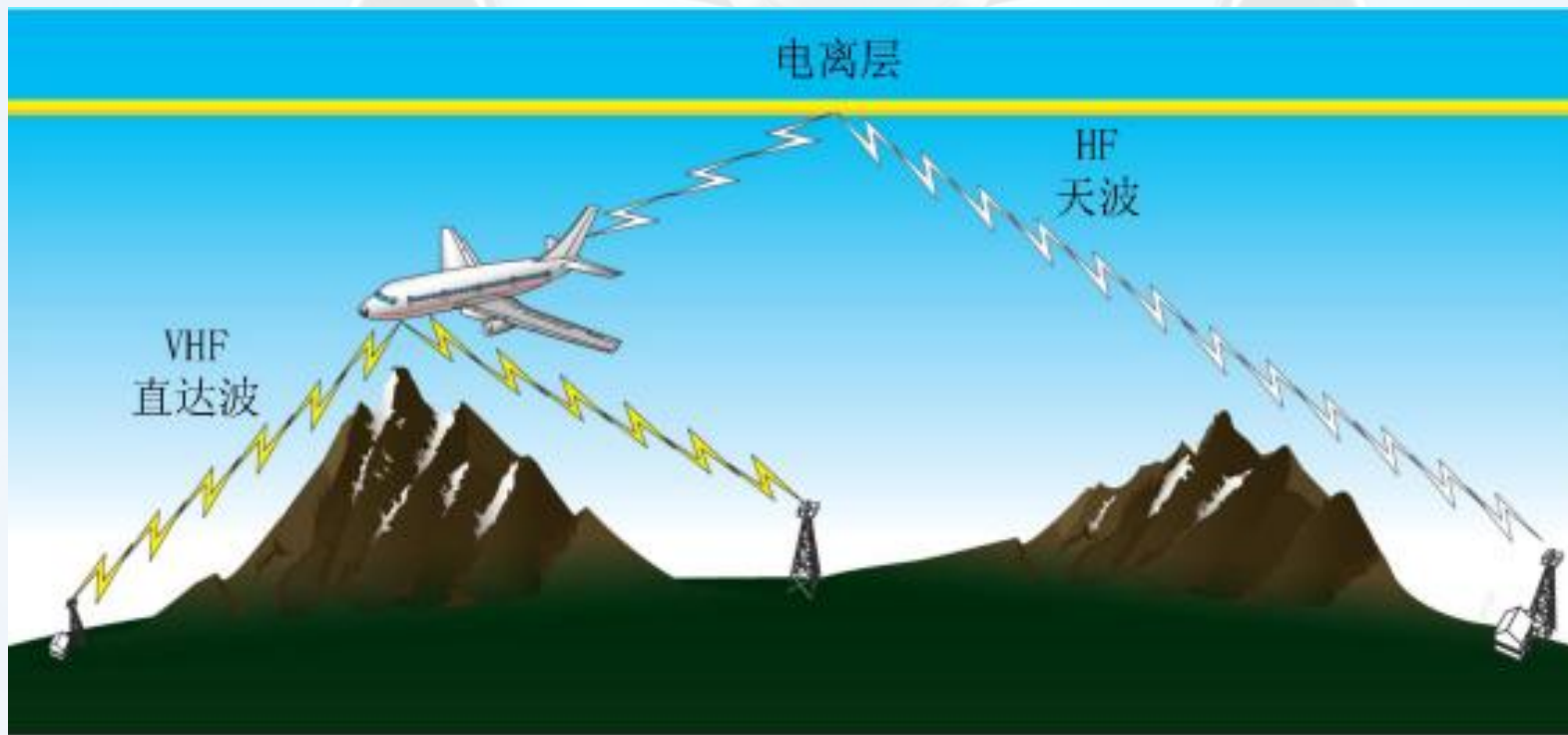
高频（HF）通信系统是一种远距离通信系统，主要用于飞行中保持与基地和远方航站的联络，使用的频率范围为 2~30MHz。HF 电波传播主要靠电离层反射（图 5-19），而电离层随着昼夜和季节而变，很不稳定，还会受太阳黑子活动的影响，产生扰动。但在卫星通信还没有完全普及的情况下，HF 通信仍然是远距通信的主要手段；即便采用卫星通信，HF 仍然是高纬度地区的主要通信手段。高频语音通信的作用虽然正在日趋减弱，但高频数据链通信仍可以作为甚高频数据链和卫星数据链通信的补充，可以增加通信覆盖区，充分利用现有 HF 地面通信设施。

1.5.2 机载电子设备

1.5.2 机载电子设备

(1) 机载通讯系统

① 高频HF



1.5.2 机载电子设备

1.5.2 机载电子设备

(1) 机载通讯系统

②甚高频VHF

甚高频（VHF）通信系统是一种近程通信系统，也是应用最广泛的飞机无线电通信系统，主要用于飞机在起飞、降落时或通过控制空域时机组人员与地面人员间的双向语音通信。甚高频通信使用甚高频无线电波，以直达波的形式在视距内传播，传播距离近，根据飞机飞行高度、发射功率和天线高度而定，最远可以达到 400 千米。

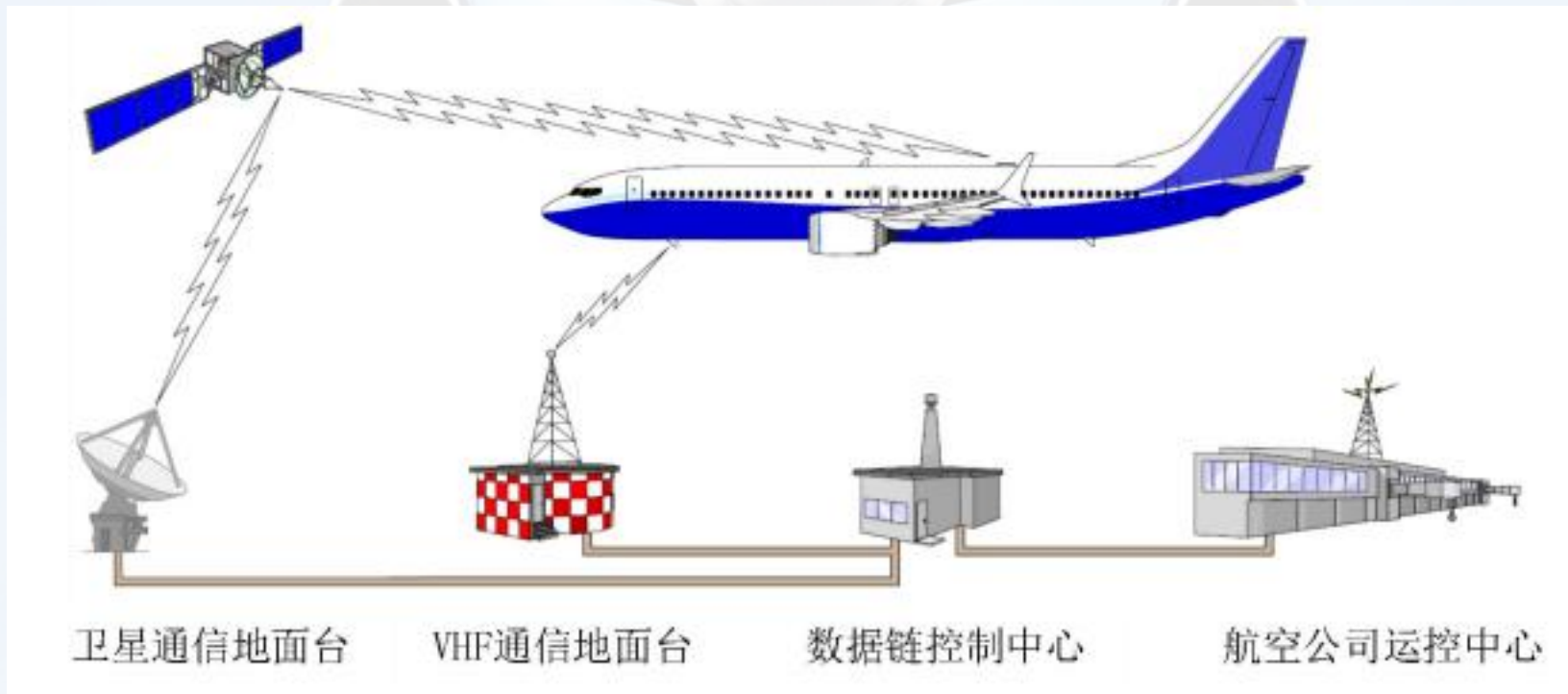
大型民航飞机通常装有 2~3 套系统。甚高频通信系统由收发机组、控制盒和天线三个部分组成，天线为刀形。

1.5.2 机载电子设备

1.5.2 机载电子设备

(1) 机载通讯系统

③ 数据链通信ACARS



1.5.2 机载电子设备

1.5.2 机载电子设备

(1) 机载通讯系统

③ 数据链通信

飞机寻址通信与报告系统（Aircraft Communication Address and Report System, ACARS）是把数据通过地空双向的数据链进行交换，飞机用甚高频或高频向地面发射，地面站把这些数据再发往航空公司、管制塔台等。数据链通信可以克服语音通信中信道拥挤、误解、信号听错、信号失真和信号破坏等问题，增加信息传输的效率。如图 5-20 所示，ACARS 系统使飞机与地面各有关部门联系成为一个实时数据处理的整体。它向地面部门自动报告飞机的各种参数，同时接受地面来的各种指示和信息，使飞行安全性提高，降低机组人员的工作负荷，减少地面维修人员的工作量，扩大了服务范围。

1.5.2 机载电子设备

1.5.2 机载电子设备

(1) 机载通讯系统

④ 卫星通信系统

通信卫星承担着地面站和飞机之间的通信中继作用，它把接收到的信号放大后转发，使飞机和地面的通信联通。通信卫星要覆盖全球，就要组成一个全球的网络，对于地球静止轨道卫星，轨道高度为 36 000 千米，需要 3 颗卫星组成，中、低轨道的通信卫星网需要更多的卫星来组成全球通信卫星系统。

1.5.2 机载电子设备

(2) 机载导航系统

① 陆基导航

无方向信标 (NDB) 台是最早投入使用的无线电导航设备。由于其设备简单，使用方便、价格低廉，至今仍然广泛应用于飞机导航。NDB 台不断地向空间发射无方向性的无线电信号，因此称为无方向性信标。机载定向设备为自动定向机 (ADF)，接收天线为环形天线和垂直天线或组合式环形/垂直天线。

1.5.2 机载电子设备

(2) 机载导航系统

① 陆基导航

甚高频全向信标 (VOR) 系统，是一种近程无线电测角导航系统。VOR 系统属于它备式导航系统，地面发射台通过天线发射含有方位信息的无线电信号，机载 VOR 接收机由接收到的无线电信号解算出方位信息，并通过有关的指示器指示相应的方位信息，引导飞机完成导航任务。

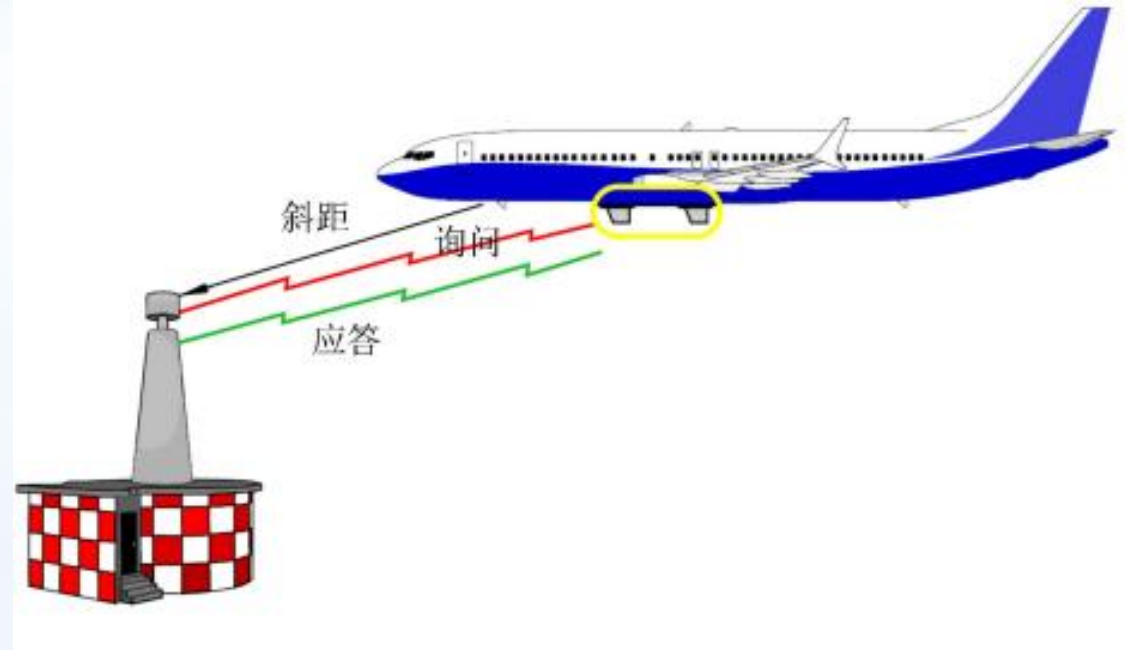


1.5.2 机载电子设备

(2) 机载导航系统

① 陆基导航

DME 测距机用于测量飞机到地面台之间的距离，由机载询问器向地面信标台发射询问脉冲对，地面台接收到这些询问脉冲对后，延迟 50 μ s，然后发射回答脉冲对。按照发射询问脉冲对和接收回答脉冲对之间所经过的时间，可以计算出飞机到地面台的斜距。机载 DME 测距机是民用飞机普遍装备的一种无线电导航系统，常与VOR 台安装在一起，可用于飞机定位、测高、等待飞行、进近着陆、航路间隔、避开保护空域及计算地速等。



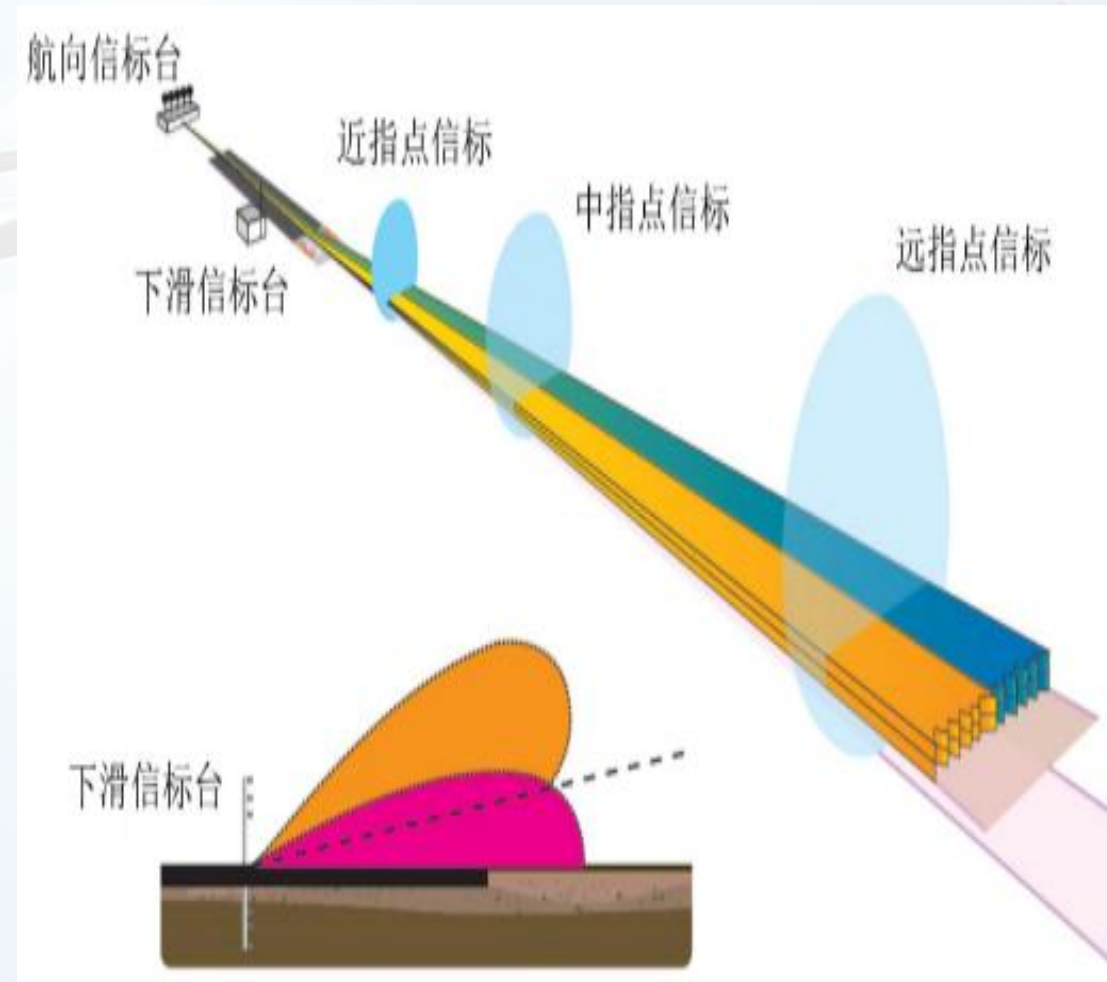
测距机DME

1.5.2 机载电子设备

(2) 机载导航系统

① 陆基导航

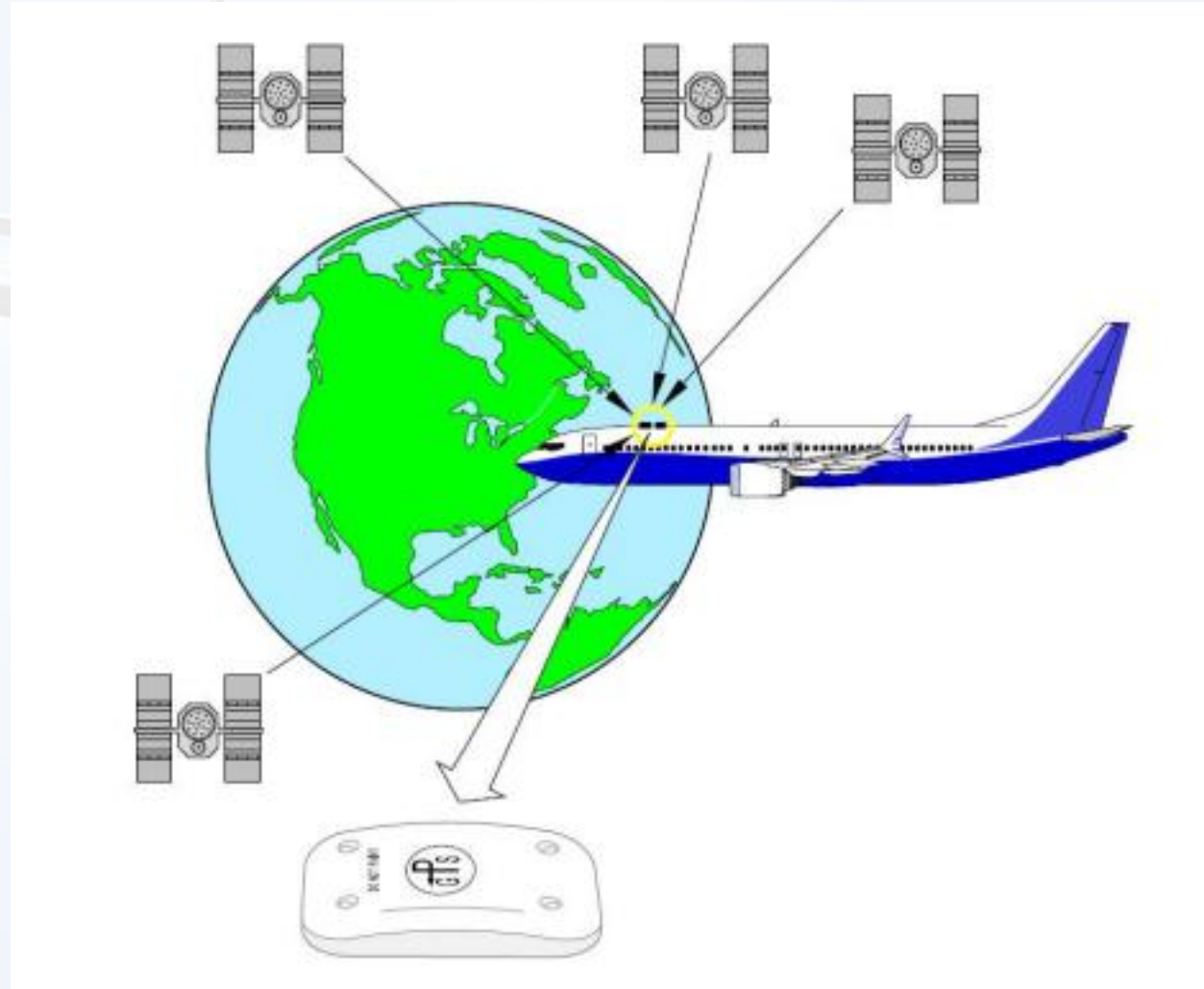
仪表着陆系统是目前应用最为广泛的飞机精密进近着陆引导系统，能够在复杂气象条件下为航空器着陆提供航向引导和垂直引导。仪表着陆系统的作用是由地面发射的两束无线电信号实现航向道和下滑道指引，建立一条由跑道指向空中的虚拟路径。通过机载仪表着陆接收机，飞机可以确定自身与该路径的相对位置，使飞机沿正确方向飞向跑道并且平稳下降高度，最终实现安全着陆。



1.5.2 机载电子设备

(2) 机载导航系统

② 星基导航：由飞机上的接收机接收导航卫星发射的无线电信号，计算出飞机相对于卫星的位置，再根据已知的卫星相对地面的位置，计算并确定飞机在地球上的位置。

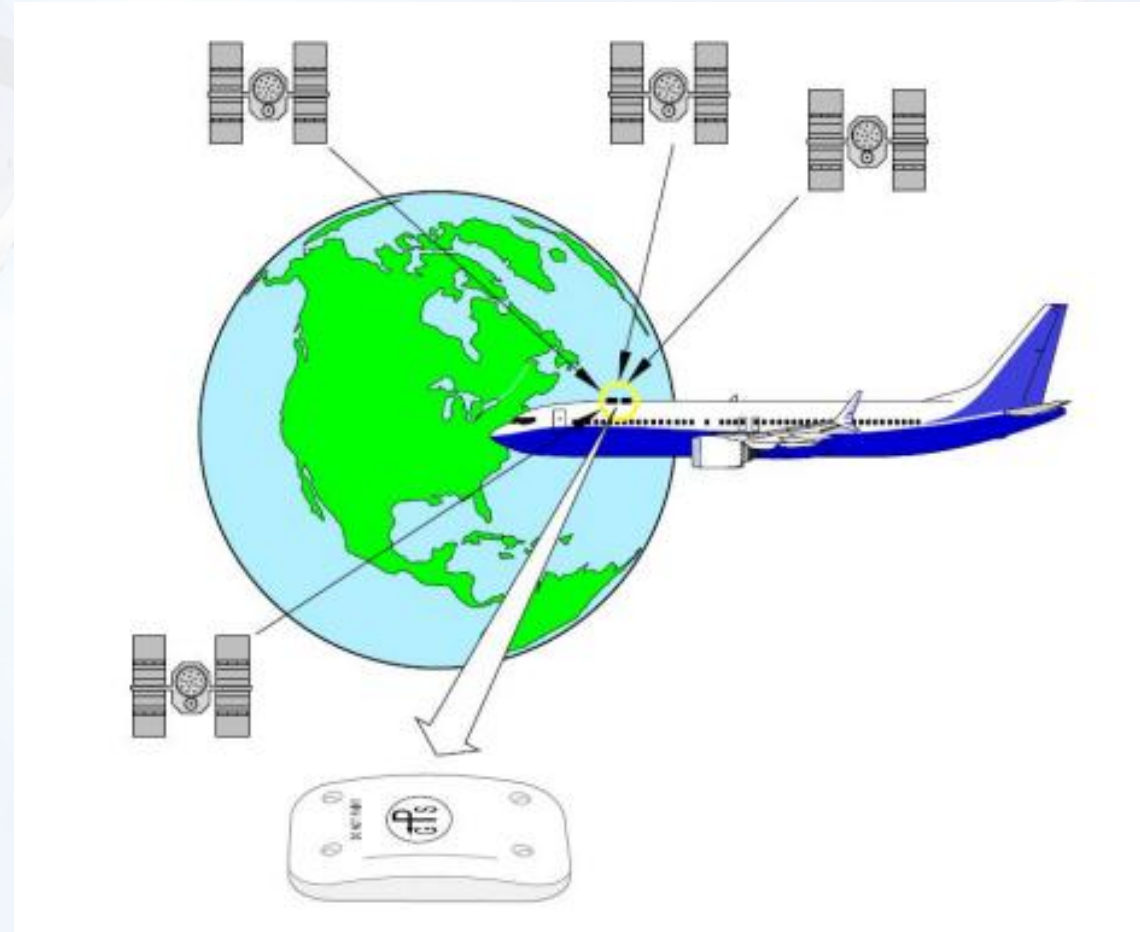


1.5.2 机载电子设备

(2) 机载导航系统

② 星基导航：

全球导航卫星系统 (Global Navigation Satellitesystem, GNSS)，包括美国的全球定位系统 (GPS)、俄罗斯的全球卫星导航系统格洛纳斯 (GLONASS)、欧洲的伽利电卫星导航系统 (GALILEO) 以及中国的北斗卫星导航系统 (BDS)。使用 GNSS，飞机就可直线飞行，既缩短飞机间隔，又省时省油，并提高了安全性、准点率与空间利用率，而且还能以此为基础作自动相关监视。



1.5.2 机载电子设备

(2) 机载导航系统

➤ 地基增强系统 (GBAS)

GBAS 具有极高的精度、可用性和完好性，能够满足 I 类进近的需求，未来甚至可以满足 III 类精密进近的需求。使用 GBAS 的目的是将卫星着陆系统 (GLS) 替代仪表着陆系统 (ILS)，以支持全范围的进近和着陆运行。

➤ 星基增强系统 (SBAS)

在 SBAS 中，用户接收的增强信息来自星基发射机。SBA 系统通过地球静止轨道卫星搭载卫星导航增强信号转发器，向用户播发星历误差、卫星钟差、电离层延迟等多种修正信息，实现对于原有卫星导航系统定位精度的改进。SBAS 系统能为民用航空提供花费更低、可用性更高的导航功能，并将为航空领域带来巨大的经济效益和社会效益。

1.5.2 机载电子设备

全球导航卫星系统

- ①美国的全球定位系统（GPS）
- ②俄罗斯的全球卫星导航系统“格洛纳斯”（GLONASS）
- ③欧洲的“伽利略”卫星导航系统（GALILEO）
- ④中国的“北斗”卫星导航系统（BDS）

1.5.2 机载电子设备

(3) 机载监控系统

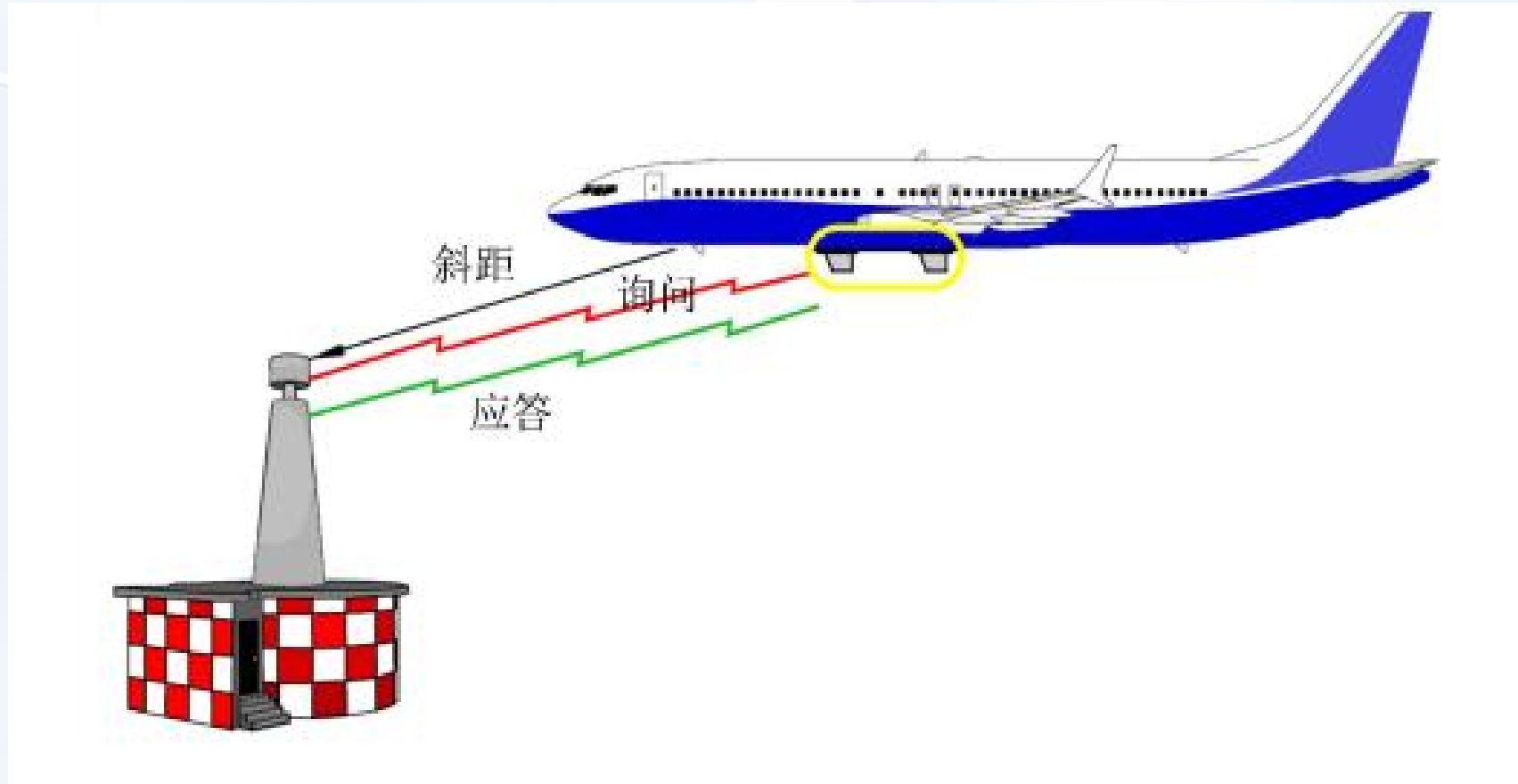
1) 雷达监视

一次雷达 (Primary Surveillance Radar, PSR)

一次雷达指通过自主发射电磁波并在接收端检测到目标对电磁波的反射而对目标进行空中定位的雷达系统。它是不需要被监视者配合、完全由监视者独立完成对被监视者测量定位的监视方式，也称为独立监视。一次雷达只能探测出空中飞行物的方位和距离，但无法知道该飞行物的飞行高度及其性质，因此它只用于监控，只有和二次雷达配套使用才能实现空中交通的雷达管制。

1.5.2 机载电子设备

1) 雷达监视：二次雷达（SSR, Secondary Surveillance Radar）



二次雷达与机载ATC应答机

1.5.2 机载电子设备

1) 雷达监视：二次雷达（SSR, Secondary Surveillance Radar）

二次雷达是利用约定的询问应答模式对合作目标实现定位的雷达系统。二次雷达发射约定模式的询问信号，机载应答机接收并响应询问后发送应答信号。二次雷达接收处理后，管制员容易获得飞机的编号、高度、方向等参数，使雷达由监视的工具变为空中管制的手段。二次雷达是一种需要被监视者协同工作，才能完成对被监视者测量定位的监视方式，通常二次雷达和一次雷达起工作，它的主天线安装在一次雷达的上方，与一次雷达同步旋转。

1.5.2 机载电子设备

1) 雷达监视：二次雷达（SSR, Secondary Surveillance Radar）

按照国际民航组织规范，传统二次雷达有 6 种询问模式，分别称为 1、2、3/A、B、C、D 模式。其中，1、2 模式专用于军用识别询问；3/A 模式用于军用识别和民用识别询问；B 模式只用于民用识别询问；C 模式用于高度询问；D 模式作为备用询问模式。实际常用 A、C 两种模式。新型的二次雷达采用 S 模式询问，可以实现“一对一”的点名询问。

1.5.2 机载电子设备

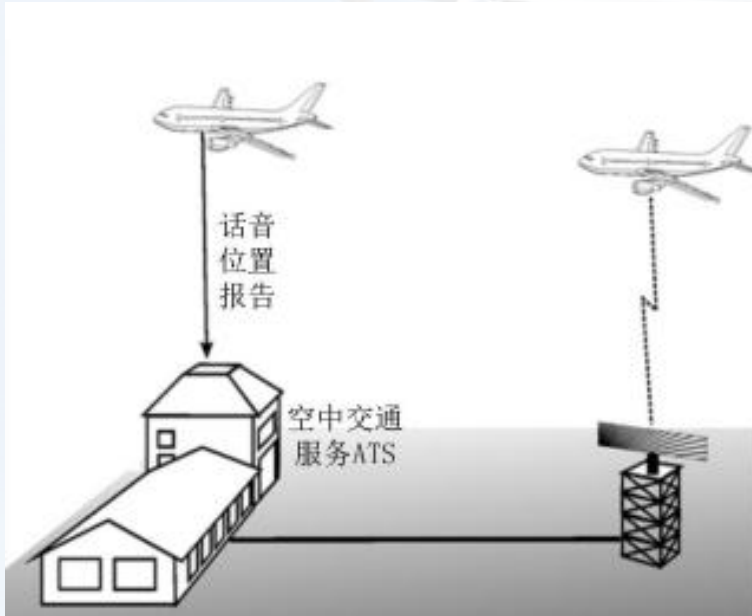
1) 雷达监视：二次雷达（SSR, Secondary Surveillance Radar）

机载 ATC 应答机是一个在接收到相应的信号后能发出不同形式编码信号的无线电收发机。机载应答机收到地面的询问信号，将根据询问的内容自动应答。如A模式识别询问和C模式高度询问，编码信号被地面的二次雷达天线接收，经过译码，就在一次雷达屏幕出现的显示这架飞机的亮点旁边显示出飞机的识别号码和高度，管制员就会很容易地了解飞机的高度和代号。

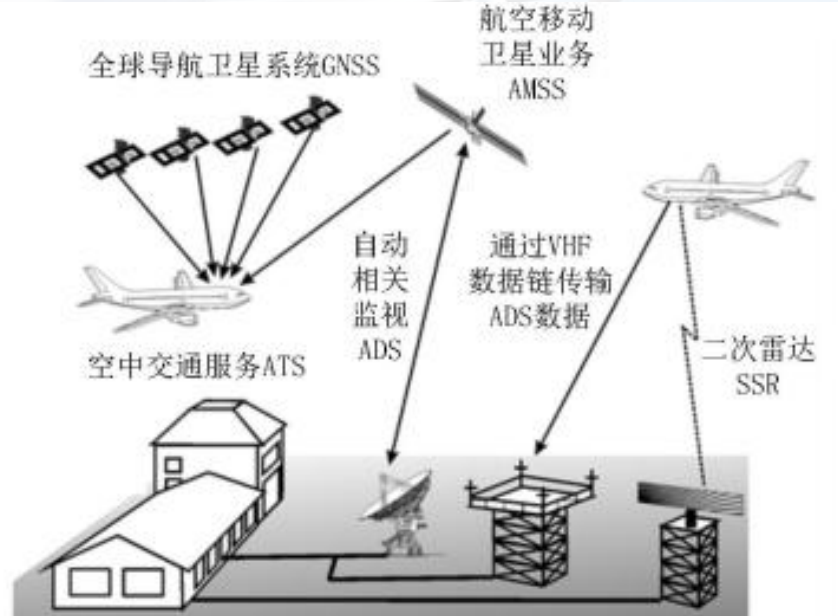
1.5.2 机载电子设备

(3) 机载监控系统

2) 自动相关监视系统



传统监视环境



自动相关监视系统

1.5.2 机载电子设备

(3) 机载监控系统

2) 自动相关监视系统

自动相关监视 (Automatic Dependent Surveillance, ADS) 是新航行系统新增的监视方式之一，由机载电子设备、地空数据链、先进的地面处理和显示系统组成。自动是指无须驾驶员操作或输入就可以周期性地发送信息；相关是指位置与速度从卫星导航系统获取；监视是指在地面管制系统上可以以类似雷达画面向管制员提供空中交通态势。

优点：可以减少位置报告的误差，可对非雷达空域进行监视，提供更为精确的位置数据，可以提供更便捷的航线，允许飞机剖面的临时改变从而提高灵活性，大大节约成本。

1.5.2 机载电子设备

(3) 机载监控系统

2) 自动相关监视系统

国际民航组织主要推荐采用广播式自动相关监视（ADS-B）模式。ADS-B 是一个集通信与监视于一体的信息系统，主要信息是飞机的四维位置信息（经度、纬度、高度和时间）和其他可能附加信息（冲突告警信息、飞行员输入信息、航迹角、航线拐点等信息）以及飞机的识别信息和类别信息。此外，还可能包括一些别的附加信息，如航向、空速、风速、风向和飞机外界温度等。ADS-B 的信息传输以 ADS-B 报文形式，通过空空或空地数据链广播式传播。

1.5.2 机载电子设备

(3) 机载监控系统

2) 自动相关监视系统

相对于航空器的信息传递方向，ADS-B 分为发送（OUT）和接收（IN）两类。ADS-B OUT是基本功能，负责将信号从本机发送到地面接收站或者其他飞机；ADS-B IN 是指航空器接收其他航空器发送的 ADS-B OUT 信息或地面服务设备发送的信息，为机组提供运行支持和情境意识，如冲突告警信息，避碰策略，气象信息。

1.5.2 机载电子设备

(3) 机载监控系统

2) 自动相关监视系统

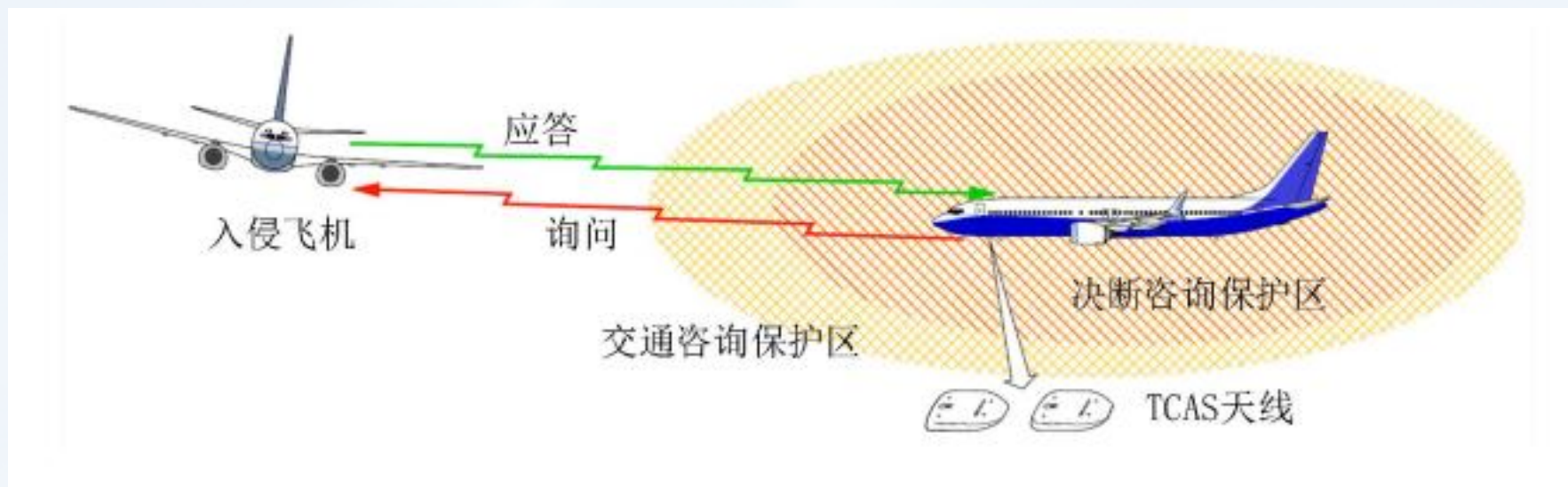
机载 ATC 应答机是 ADS-B 系统的核心，负责收集和处理有关参数，由 ATC 天线通过数据链向地面站和其他飞机广播。ADS-B 的 OUT 和 IN 功能都是基于数据链通信技术，目前应用最广泛的也是国际民航组织推荐的频段是基于 SSR 的 S 模式扩展电文功能的 1090MHz 频率。

ADS-B 技术是新航行系统中非常重要的通信和监视技术，它把冲突探测、冲突避免、冲突解决、ATC 监视和 ATC 一致性监视以及机舱综合信息显示有机地结合起来，为新航行系统增加和扩展了非常丰富的功能，同时也带来了潜在的经济效益和社会效益。

1.5.2 机载电子设备

(4) TCAS和GPWS系统

空中交通警戒与防撞系统 (Traffic Collision Avoidance System, TCAS) , 主要用于显示邻近飞机与本机的间距与航向, 若是与其它飞机的距离或航向有相撞的危险时, TCAS 会用声音及显示警告驾驶员, 并且会用语音指示避撞的动作。驾驶员通过这些信息可及时采取措施防止空中相撞。



1.5.2 机载电子设备

(4) TCAS和GPWS系统

近地警告系统GPWS向驾驶员提供飞机在以不安全的方式或速度靠近地面的警告，防止发生因疏忽或计算不周而发生的触地事故，增加飞机安全性。增强型近地警告系统EGPWS，包含了全球机场位置数据库和地形数据库，并利用飞机位置、无线电高度和飞行轨迹信息来确定潜在的撞危险，弥补了 GPWS 的不足



1.5.2 机载电子设备

(5) 自动飞行系统

自动飞行系统是现代民航飞机主要机载系统之一，对保证飞行安全，改善飞行品质，减轻飞行员工作负荷等起重要作用，目前，绝大多数现代飞机都装备该系统。自动飞行系统是一个以计算机为核心，以机载导航系统、飞行员输入指令、执行机构反馈为主要信息源，以伺服系统为执行机构的自动控制系统。该系统接受驾驶员的输入指令和其他系统输入信号，计算相应控制指令，并输出到伺服系统或显示系统，实现对飞机操纵面（或称舵面）、发动机推力的自动控制和相应指令及状态的显示。

1.5.2 机载电子设备

(5) 自动飞行系统

典型的自动飞行系统包括有五大基本功能：

- 自动驾驶 (A/P) 、
- 飞行指引 (F/D) 、
- 自动油门 (A/T) 、
- 安定面自动配平 (STAB/T) 、
- 偏航阻尼 (Y/D)

1.5.2 机载电子设备

(5) 自动飞行系统

自动驾驶功能根据确定的工作方式和系统输入信号，计算操纵面的控制指令，输出给自动驾驶伺服系统，自动控制飞机的姿态，从而实现对飞行轨迹和速度的控制，可以用于除起飞阶段以外的各飞行阶段。

飞行指引功能根据确定的工作方式和系统输入信号，计算飞行操纵指令，输出到机载显示系统，在 PFD 或 EADI 上显示飞行操纵指引指令（飞行指引杆），引导飞行员人工驾驶飞机跟随指令要求飞行；在自动驾驶衔接时，可用于人工监控自动驾驶的工作状态。

1.5.2 机载电子设备

(5) 自动飞行系统

自动油门功能根据确定的工作方式和系统输入信号，计算发动机的控制指令和推力限制指令，自动控制发动机的推力。

安定面自动配平功能在不同飞行阶段，通过自动调整水平安定面，提供纵向的操纵力矩，提高飞机俯仰方向上的稳定性。通常可分为自动驾驶配平（AP/T）、马赫配平（M/T）、速度配平（SPD/T）。

偏航阻尼功能根据飞行状态和系统输入，计算控制指令，通过控制方向舵，提供绕飞机立轴的操纵力矩，阻尼飞机“荷兰滚”运动，提高飞机绕立轴的稳定性；此外，还提供协调转弯功能。

安定面自动配平和偏航阻尼功能，也是增稳功能，改善了飞机的稳定性和操纵性，提高了飞行安全和旅客乘机的舒适性。

1.5.2 机载电子设备

(6) 飞行管理系统

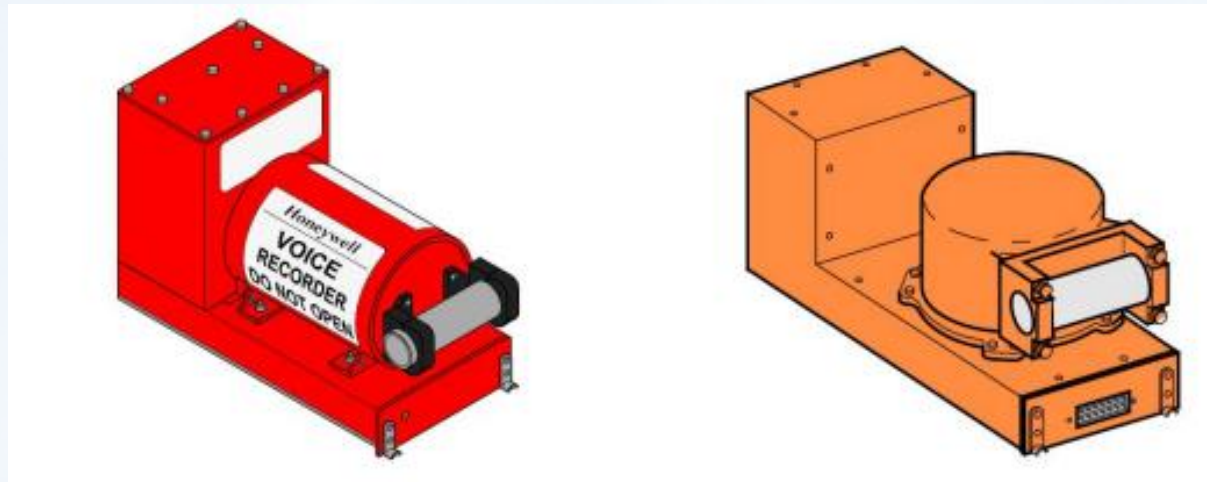
随着计算机能力的提高，人们不再满足于分别控制各个系统，而是要求把各个系统的计算机联成网络统一在一个主机的控制之下，经电传操纵实现飞行过程的全面自动化，使驾驶员除了在必要时进行直接控制外，大部分时间用于监控仪表，并及时做出必要的调整。驾驶员的主要任务不再是一个操作员，而成为一个管理者。大量的信息进行传输和处理需要有相应的管理计算机，这就形成了飞行管理系统（Flight Management System, FMS）。FMS 提供飞行的时间、距离、速度、经济剖面和高度的预测，可减小驾驶员的工作量，提高效率，省掉许多以前通常由驾驶员执行的日常操作。

飞行管理系统是以飞行管理计算机系统为核心的高级区域导航、制导系统和性能管理系统。飞机在 FMS 的控制下，可以实现全自动导航，可以以最佳的飞行路径、最佳的飞行剖面和最省油的飞行方式完成从起飞到进近着陆的整个飞行过程。

1.5.2 机载电子设备

(7) 记录系统

按照航空法的规定，在大型商业飞机上必须安装飞行记录器（俗称“黑匣子”），它记录重要的飞行数据用于飞机发生意外后进行事故分析。现代机载飞行数据记录器可以记录几十类上万个参数。飞行记录器包括两个部分，一个是驾驶舱话音记录器（Cockpit Voice Recorder, CVR），另一个是飞行数据记录器（Flight Data Recorder, FDR），



1.5.2 机载电子设备

(7) 记录系统

驾驶舱话音记录器可以连续记录驾驶舱中机组人员的通信联络话音，包括用无线电发送或接收的语音通信、驾驶舱中的声响、机组成员在驾驶舱中使用飞机内话系统进行的通话、传入耳机或扬声器中的识别导航或进近助航识别的话音或音频信号、机组成员使用旅客广播系统进行的话音通话以及空中交通服务机构的数字通信，由于记录器是循环记录的，新记录信息总是覆盖掉 2 小时以前的信息，所以发生事故时，必须保证记录器能够自动停止记录。

飞行数据记录器记录飞机的系统工作状况和发动机工作数等飞行参数，内容包括空中飞行速度、高度、航向、发动机推力数据、俯仰与滚动数据、加速度数据及许多参数数据。数字式飞行记录器可以记录飞行最后 25 小时的飞行参数。

1.5.2 机载电子设备

(7) 记录系统

记录器对于飞机失事调查和飞行性能评估具有非常重要的意义。因此要求记录器在规定的工作极限范围内，所记录的数应得到完好的保护，防止由于飞机坠毁等引起的火焰烘烤、冲击和海水浸泡等因素对数据成任何损坏。为使记录器损坏的可能性降至最小，记录器通常都安装在事故发生时最不易受到冲击的飞机尾部，如后客舱、后厨房、飞机尾舱、后货舱侧壁、后机组休息舱侧壁等。记录器颜色为国际通用的橘红色。

1.5.2 机载电子设备

小结:

- 早期飞机空中地面导航通讯的形式和原理。记住HF、VHF、SATCOM、SELCAL和ACARS等常用设备基本概念。
- 现代卫星导航的原理。GPS、GLONASS、GALILEO、BDS四个世界主要导航系统。

提问：机载监视系统分为哪些部分？



1.5.3 民用航空器其他机载系统

1.5.3 民用航空器其他机载系统

1.5.3 民用航空器其他机载设备

(1) 座舱环境控制系统

随着飞行高度的增加大气压下降，大气中的含氧量下降，在 4 000 米高度上普通人中的氧气已经不能维持正常的活动，出现缺氧症状。在 6 000 米的高度上人能保持正常知觉工作的时间（有效意识时间）下降到不足 15 分钟，到 8 000 米高空时这个时间只有 3 分钟，此外在 8 000 米以上的高度，人体内部分的氮气和水分都要以气体形式逸出体外，使身体浮肿，称为减压症。在 10 000 米的高空，气温会降到 -50°C 以下。因而在飞行高度超过 6 000 米以上的飞机必须采用环境保护措施来保障乘客和机组人员的生命安全。这种保障系统称之为座舱环境控制系统。它包括三个大部分：氧气系统，座舱增压系统和空调系统。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

1.5.3 民用航空器其他机载设备

(1) 座舱环境控制系统

1) 氧气系统

现代民航飞机的氧气系统用于在紧急情况下救生使用，在座舱释压、有烟雾或出现毒气时，氧气系统为乘客和机组提供足够的呼吸用氧气。

氧气系统由氧源、管路和面罩几部分组成。目前绝大多数客机有两套独立的氧气系统，一套给旅客使用，一套给飞行机组使用。

为乘客供氧一般采用连续供氧系统，采用化学式氧气发生器作为氧气源。客机氧气面罩上为乘客使用的氧气面罩储存在座位附近，通常在天花板上，一旦舱内气压降低到低于 4500米高空气压时，氧气面罩会自动从上面落下。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

1.5.3 民用航空器其他机载设备

(1) 座舱环境控制系统

1) 氧气系统

分为：

① 机组氧气系统



② 乘客氧气系统



1.5.3 民用航空器其他机载系统

1.5.3 民用航空器其他机载设备

(1) 座舱环境控制系统

1) 氧气系统

给机组使用的一般是高压气瓶储存的液态氧，因为机组人员活动量大而且责任重，一旦 出现缺氧症状后果不堪设想。与连续供氧系统的不同，每一个机组人员的面罩前都有一个呼吸压力调节器，在气体减压之后，这个调节器按照使用者的呼吸过程断续供氧，使用者可以按自己的需要来调整氧气的压力，这个调压器不仅可以调节氧气的供应量，还可以调节吸入空气来调节氧气的浓度。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

2) 座舱增压系统

喷气飞机出现后，为了快速、安全地运送大量旅客，必需长时间在 8 000 米以上**高空飞行**，因此就需要把整个座舱的压力**保持在适当范围**，使座舱**增压**。增压的座舱要有一定的**密封性能**，以保证舱内压力。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

2) 座舱增压系统

座舱增压系统的气源来自发动机，座舱的压力保持在 1 800 米到 4 000 米对应高度的气压上。飞行的高度越高，座舱外的压力越低，为保证座舱内外的压力差基本不变，座舱内的压力高度也得随着变化，飞得越高，气体向外泄露得越多，加压装置也要供应更多的空气，当加压装置供应的气体不足以保障 4 000 米高度的压力时，飞机也就到了它飞行高度的极限。随着飞行高度的增高，座舱内的高度也相应增高以保证压力差在允许范围之内。增压空气由增压器和直接空气进口送入空调系统，再由空调系统供应座舱，舱内设有减压阀，当舱内压力过大时，把气体排出。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

3) 空调系统

空调系统的功能是保证座舱内的温度和湿度，保障舒适、安全的飞行环境。

工作原理：

- ①小型飞机：加热由电加热器或烧油的**加热器**完成，通风和除湿则由飞机前部向外界开孔把外界的**冲压空气**引入而完成。
- ②大型飞机：控制飞机座舱内部的压力、温度通风的设备组成一个**完整的系统**。由**空调组件**、**分配管路**和**控制系统**组成

1.5.3 民用航空器其他机载系统

(2) 电气系统

飞机的电气系统是指飞机的**供电和用电**设备系统，包括**电源、配电和用电**三个部分。

1) 电源系统

飞机上的电能由电源系统产生，为飞机用电设备提供所需的交流电和直流电。在用电量不大的情况下，低压直流供电系统简单、方便，因而在现在的一些小型飞机上仍在使用。但随着飞机用电量的增大，用电种类的增加，直流系统的重量大，换向调压困难，现代飞机大多采用交流电源系统，并把其中部分转换成直流电供给指定设备。飞机上交流系统主要为 115 伏/400 赫兹的三相电源系统。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

(2) 电气系统

1) 电源系统

飞机上的电源由主电源、辅助电源和应急电源组成。主电源是发动机带动的发电机；辅助电源是在发动机不运转时，由辅助动力装置带动一台发电机，在地面或紧急状况下提供电力；应急电源一般是由蓄电池构成的独立电源。


1.5.3 民用航空器其他机载系统

(2) 电气系统

2) 配电线路系统

这个系统包括导线组成的电网、各种配电器具和接头以及检查仪表。飞机上的输电线路使用了单线制取代了过去的双线制，即用电设备只有一根导线，而回路则用金属机体或接地网作为地线回路，这样节省了大量的导线。一些小型非金属机身的飞机仍使用双线制，飞机上设备使用两条绝缘导线。在电力的控制上大部分都实行了用触点电磁开关控制或无触点的固体电路控制。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

- 
- 3) 用电设备
 - 电动机
 - 电子仪器设备
 - 照明系统
 - 电加热设备

1.5.3 民用航空器其他机载系统

3) 用电设备

电动机：飞机上大量使用各类不同的电动机，主要用于飞机的操纵，如舵面、起落架收放等，以及驱动油泵、阀门等的电动机。

电子仪器设备：早期飞机的仪表是电动式的，用电要求不高，一般由直流电源直接供电。现代的飞机仪表装备了大量使用固态元件的电子器件，对电压波动十分敏感，如果电压变化太大，这些电子仪器都会受到损害，对电源质量要求高，一般采用恒频交流电。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

3) 用电设备

照明系统：为了飞机的安全飞行和保证机组和旅客的照明需要，飞机需装有多种照明灯光，直流电、交流电均可，要求电压稳定。飞机的外部灯光有航行灯、着陆灯、滑行灯、防撞灯和机翼照明灯。内部照明包括座舱照明、仪表照明、驾驶舱照明。

电加热设备：飞机上的电加热设备主要用于防冰和加温。在小型飞机的机翼前缘、发动机进气口、空速管、风挡玻璃上全部使用电热防冰，座舱饮食也用电来加热。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

(3) 燃油系统

燃油系统是飞机上用来储存以及向发动机和辅助动力装置（APU）连续供给燃油的整套装置。燃油系统主要有两种型式：重力供油式和油泵供油式。前者是最简单的燃油系统，多用于活塞式发动机的轻型飞机。这种系统的油箱必须高于发动机，在正常情况下燃油靠重力流进发动机汽化器。现代喷气飞机都采用油泵供油式燃油系统。油箱内的燃油被增压油泵压向发动机主油泵。为了提高系统的可靠性和保证安全，燃油系统大都采用“余度设计”的原则，即系统中的关键元件和通路，如油泵和供油管路至少配置两套，一旦系统中某一元件有故障时，备用元件或通路自动接通。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

(3) 燃油系统

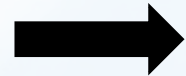
主要的系统形式：

① 重力供油式



最简单的燃油系统；
多用于活塞式发动机的轻型飞机；
油箱必须高于发动机。

② 油泵供油式



现代喷气飞机都采用

1.5.3 民用航空器其他机载系统

●现代喷气式飞机燃油系统组成简介

1、燃油箱和管路

轻型低速飞机多采用铝合金焊接油箱。喷气飞机多用尼龙薄膜油箱或整体油箱。整体油箱直接利用机身和机翼结构内部的一部分空间作为油箱。在每个油箱的最低点都装有吸油泵，用以向发动机或其它油箱供油。燃油温度增加后所产生的沉积物靠燃油系统的油滤加以清除。

2、油箱通气增压系统

飞机由高空急速俯冲到海平面时，油箱如没有通气增压管道与大气相通，油箱便会在强大的外界压力下被压瘪。通气增压管道可使油箱内部始终保持比外界大气压略高的压力。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

- 现代喷气式飞机燃油系统组成简介

3、输油控制系统

飞机上众多的油箱分散布置在机身和机翼内。如果对各油箱的用油顺序不加控制，飞机的重心便会发生很大变化，影响飞机的平衡。控制系统根据各油箱内油量传感器提供的信息，按照规定（保证重心变化为最小）的要求自动安排用油顺序。

4、压力加油系统

喷气飞机载油多，油箱数量也多，为提高加油速度，在飞机上较低的部位设置一个压力加油口，用较粗的管子和各个油箱连通，由地面压力加油车迅速把全部油箱加满。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

- 现代喷气式飞机燃油系统组成简介

5、紧急放油系统

大型客机起飞时载油量很大，为了在紧急情况下（特别是在起飞后不久燃油尚未大量消耗时）安全着陆，油箱内的燃油应能尽快地排放掉。紧急放油管道要求足够粗大，排放口的位置适当，不能使放出的燃油喷洒在飞机机体上。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

- 现代喷气式飞机燃油系统组成简介



压力加油



应急放油

1.5.3 民用航空器其他机载系统

小结:

了解座舱环境控制、电气、燃油三个系统在飞机上的基本作用和宏观的工作原理。M3中会系统展开讲解。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

(4) 液压系统

飞机液压系统是以油液为工作介质，靠油压驱动执行机构完成特定操纵动作的整套装置。为保证液压系统工作可靠，特别是提高飞行操纵系统的液压动力源的可靠性，现代飞机上大多装有两套或多套相互独立的液压系统。液压系统用来驱动起落架、襟翼和缝翼的收放，前轮转弯操纵；同时还可用于驱动副翼、升降舵和方向舵等操纵面的助力器。为进一步提高液压系统的可靠性，系统中还并联有电动马达驱动泵和应急冲压涡轮驱动泵，当飞机发动机发生故障使液压系统失去能源时，可由电动马达驱动泵或伸出应急冲压涡轮驱动泵驱动液压系统继续工作。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

(4) 液压系统

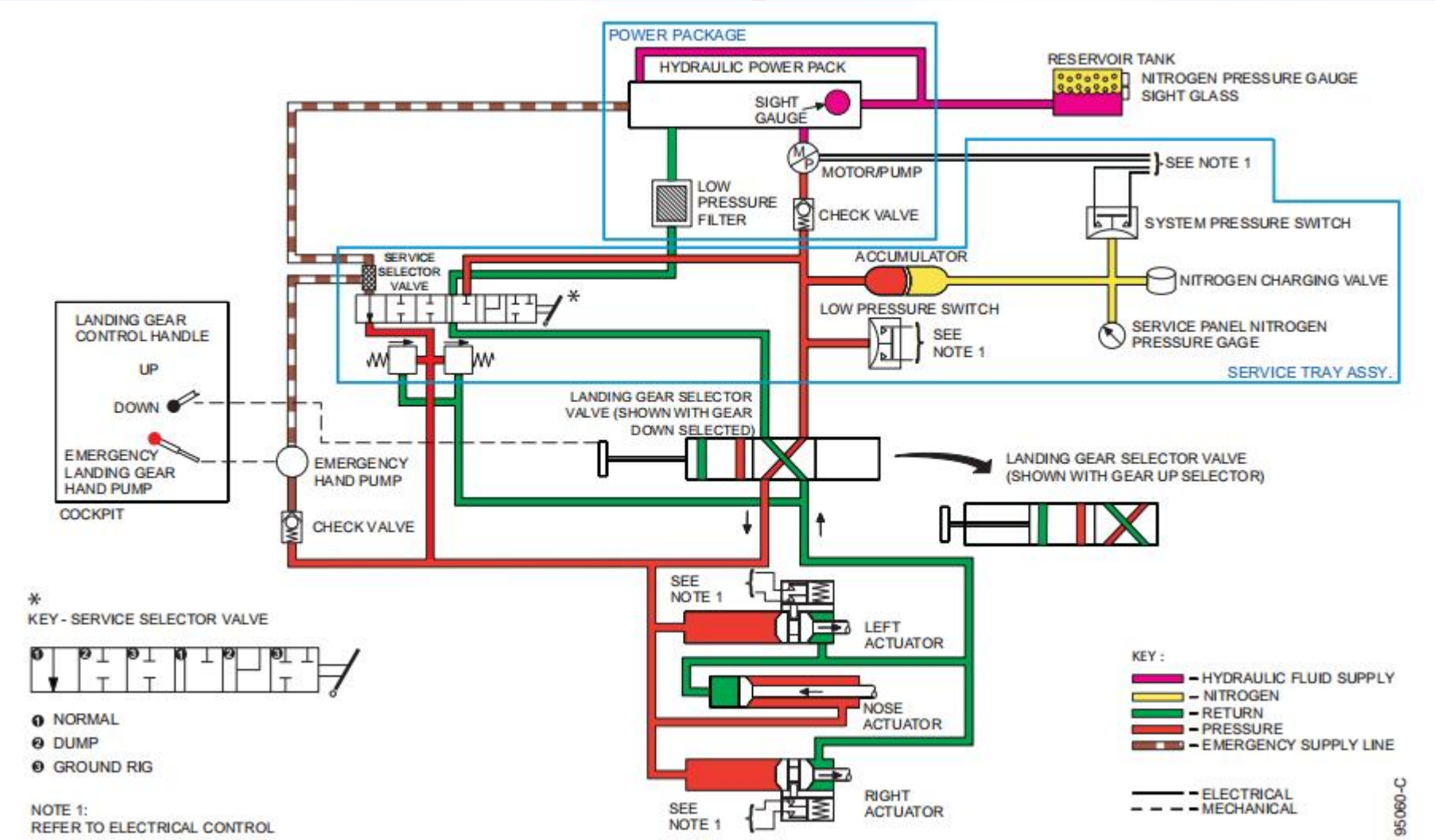


1.5.3 民用航空器其他机载系统

- 液压系统通常由**供压**、**执行**、**控制**、**辅助**四个部分组成：
 - 1) **供压部分**：主油泵、应急油泵和储压器等，主油泵装在飞机发动机的传动机匣上，由发动机带动。储压器用于保持整个系统工作平稳并储备一定系统压力。
 - 2) **执行部分**：作动筒、液压马达和助力器等。
 - 3) **控制部分**：控制系统中的油液流量、压力和执行元件的运动方向，包括压力阀、流量阀、方向阀和伺服阀等。
 - 4) **辅助部分**：保证系统正常工作的环境条件，指示工作状态所需的元件，包括油箱、导管、油滤、压力表和散热器等。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

典型的液压系统工作原理示意图



1.5.3 民用航空器其他机载系统

★液压系统的**优点**:

- ①单位功率重量小
- ②系统传输效率高
- ③安装简便灵活
- ④惯性小
- ⑤动态响应快
- ⑥控制速度范围宽
- ⑦油液本身有润滑作用
- ⑧运动机件不易磨损

★液压系统的**缺点**:

- ①油液容易渗漏
- ②不耐燃烧
- ③操纵信号不易综合

1.5.3 民用航空器其他机载系统

(5) 防冰排雨系统

飞机在温度低于 0°C 左右的云层和雨区中飞行，这时在它的突前部分，如机翼前缘、发动机进气道前缘、空速管、伸出的天线和风挡玻璃上就会出现结冰，结冰改变了飞机外形，对飞行性能产生很大影响，严重时导致坠机事故发生。防止或消除结冰可以采用四种方式：气热防冰、电热防冰、化学溶液防冰和机械除冰。

气热防冰用于机上防冰面积较大的部位，如机翼前缘、尾翼前缘、发动机进气道前缘。喷气飞机的热气源引自发动机压气机，活塞发动机则要用加热器加热空气，把热空气通过管道送到需防冰的部位防止结冰。

电热防冰利用电阻把电能转化为热能进行防冰，用于面积较小、又较为突前的部位，如空速管和风挡玻璃的防冰。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

(5) 防冰排雨系统

化学溶液防冰使用防冻液喷洒到防冰表面进行防冰或除冰。防冻液是冰点很低的化学液体，用酒精和甘油的混合物或丙异基酒精组成，它们使水的冰点降低或使结冰融化，主要用于螺旋桨飞机的螺旋桨防冰或小型飞机机翼部位的防冰。

在小型飞机上还广泛使用着机械除冰方法，在机翼前缘有一层橡胶防冰管带，平时这些防冰管带紧贴在机翼上，结冰后在管内充放压缩空气使管带反复膨胀、收缩，使冰层破裂为碎块，让迎面气流吹掉。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

(5) 防冰排雨系统

大型飞机在机身外侧都装有结冰探测器，遇到结冰就会启动机内的警告灯，并使防冰系统工作。在热气防冰的地方有温度传感器，防止该区域在把冰融化后产生过热。机身上还装有机翼照明灯，在夜晚飞行时照亮机翼以便驾驶员检查结冰情况。在小型飞机上主要靠驾驶员目视检查结冰状况，也有的在机头外侧装有探冰杆。

飞机排雨主要是防止雨水在风挡玻璃上聚集，避免影响驾驶员的视线。飞机通常采用和汽车同样的雨刷来刷去雨水，只不过这种雨刷要承担更大的速度和空气动力载荷，功率更大。大型飞机还会使用化学液体喷洒在风挡上，这种防雨液的作用是使雨水聚集成球状，不在玻璃上依附，然后被风吹走。也有的飞机从发动机引起来热气吹在风挡外来防雨。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

(5) 防冰排雨系统

➤ 防止或消除结冰可以采用四种方式：

①气热防冰 ②电热防冰 ③化学溶液防冰 ④机械除冰



机翼前缘气热防冰



进气口电热防冰

1.5.3 民用航空器其他机载系统

➤ 飞机排雨

主要是防止雨水在风挡玻璃上聚集，避免影响驾驶员的视线。

★防雨的主要方式：

①雨刷器防雨

②化学液体防雨

③热空气防雨

1.5.3 民用航空器其他机载系统

(6) 防火系统

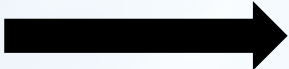
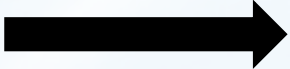
飞机的任一部分起火都会造成严重的后果。飞机易于起火的地方有发动机舱、客舱、货舱、电子设备舱、起落架舱等。发动机舱内装有防火隔板（亦称防火墙），使得在起火时火势不至于蔓延；客舱内的各种设施和壁板的材料采用阻燃的而且不生成有毒气体的材料；电气设备舱内采用电路防护措施，可以减少电火花的生产。除了这些措施之外，飞机上还装有按民航当局规定的防火系统，以便在万一发生火险时，可以及时探测，迅速破灭。防火系统轻易不会动用，但它是重要的安全保障系统，必须经常检查更换，保证处于随时可用的状态。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

(6) 防火系统

它是重要的安全保障系统，必须经常检查、更换，保证处于随时可用的状态。

飞机防火重要有两种方式：

- ①主动自动防火  部件自带防火系统，自动监测，自动灭火
- ②被动手动防火  外部手持灭火器

1.5.3 民用航空器其他机载系统

(7) 民用飞机客、货仓设备

- 1) 客舱：客舱是保证旅客安全、舒适旅行的空间。
- 2) 货舱：
 - ①**货机型**，除驾驶舱外，全部都是货舱。
 - ②**客货混合型**，前舱载客后舱装货。
 - ③**运输型**，上半部载客，下半部装货

现代飞机的货舱都是**增压舱**，以保证能运送各类鲜活物品，有的飞机货舱还装有**平衡传感系统**，能反映出飞机货物装载是否平衡，以便装货人员及时调整。

1.5.3 民用航空器其他机载系统

3) 机舱内的救生设施

① 撤离通道和应急出口

现代大型客机载运很多乘客，按国际民航组织的要求，全部机上人员在紧急情况下必须能在 90 秒内撤离。机上的出口除了正常的登机门和厨房服务门外，还根据旅客的数量设置了若干应急出口，在驾驶舱有机组的应急出口，在客舱每个撤离分区都有相应的应急出口。在紧急状况下空乘人员应熟练打开机门和应急出口指导旅客撤离



1.5.3 民用航空器其他机载系统

3) 机舱内的救生设施

②陆上应急撤离设备

在舱门和应急出口处都装有撤离滑梯，平时以不充气状态折叠存放在舱门下部和应急出口下，在应急情况下打开后自动充气，在 6 秒钟内充气完毕滑梯在出口外展开。乘客脱鞋以仰卧姿势双腿伸直跳入滑梯滑到地面。同时飞机上装备有应急定位发射机，撤离的人员应带上机上的便携式定位发射机，撤离至安全区后，立即打开，发出定位信号，以便搜索人员发现。机上还有扩音器、急救药箱、救生斧、护目镜、防护头盔、救生索、照明灯等救生设备。



1.5.3 民用航空器其他机载系统

3) 机舱内的救生设施

③水面应急撤离设备

陆上撤离设备的大部分在水面撤离时都要使用，水面撤离设备还有：救生衣、水上撤离滑梯、救生筏以及其它水上救生物品，如海水淡化药剂、海水染色剂、压缩食品、指南针等。飞机救生情况在现代的航空条件下是很少出现的，但是机组人员必须随时做好准备，在紧急情况下挺身而出，保障乘客和自身的安全。



小结:

序号	本节重点知识要点
1	仪表的分类、发展历程与布局、显示数据的基本 T 型格式
2	机载通信、导航、监视系统
3	座舱环境控制系统、电气系统、燃油系统、液压系统、防冰排雨系统、防火系统、客货舱设备

小结:

1

序号	思考题
1	为何航空器的仪表都用T型格式来排列，出于什么方面的考虑？
2	课后自己查找下，民用飞机与军用飞机仪表有何区别？
3	
4	
5	
6	



感谢聆听，欢迎指正



M1.1 航空器的概念与分类

修订批准页:

版次	修订时间	编写/改版	修订说明	审核/日期	审批/日期
R0	2020.06.16	单展	新编课件	谈海军 /2020.08.01	张玉 /2020.08.06
R1	2021.01.29	单展	修订课件	谈海军 /2021.02.01	张玉 /2021.02.02
R2	2021.7.26	单展	修订课件	谈海军 /2021.07.26	张玉 /2021.07.27
R3	2021.9.13	张玉	修订课件	谈海军 /2021.09.28	张玉 /2021.11.12


目的与要求:

目的	通过本课程学习，可以了解民用航空器的基本情况，为下一阶段学习打下基础。
要求	<ol style="list-style-type: none">1. 掌握航空器的定义和分类。2. 掌握民用飞机的分类和基本组成。3. 掌握旋翼航空器的分类和基本组成。

课程安排:

序号	内容	等级	课时
1	航空器的定义、航空器的分类、民用飞机的分类和基本组成、旋翼航空器的分类和基本组成	1	2H
2			
3			
4			
5			
6			

目 录

- 
- 1.1 航空器的定义与分类
 - 1.2 民用飞机的分类和基本组成
 - 1.3 旋翼航空器的分类和基本组成



1.1 航空器的定义与分类

1.1 航空器的定义与分类

(1) 航空器的定义与分类

任何由人工制造、能飞离地面、在空间进行由人来控制的飞行的物体称为**飞行器**，在大气层中进行飞行的飞行器称为**航空器**，而飞到大气层之外的飞行器则称为**航天器**。

1.1 航空器的定义与分类

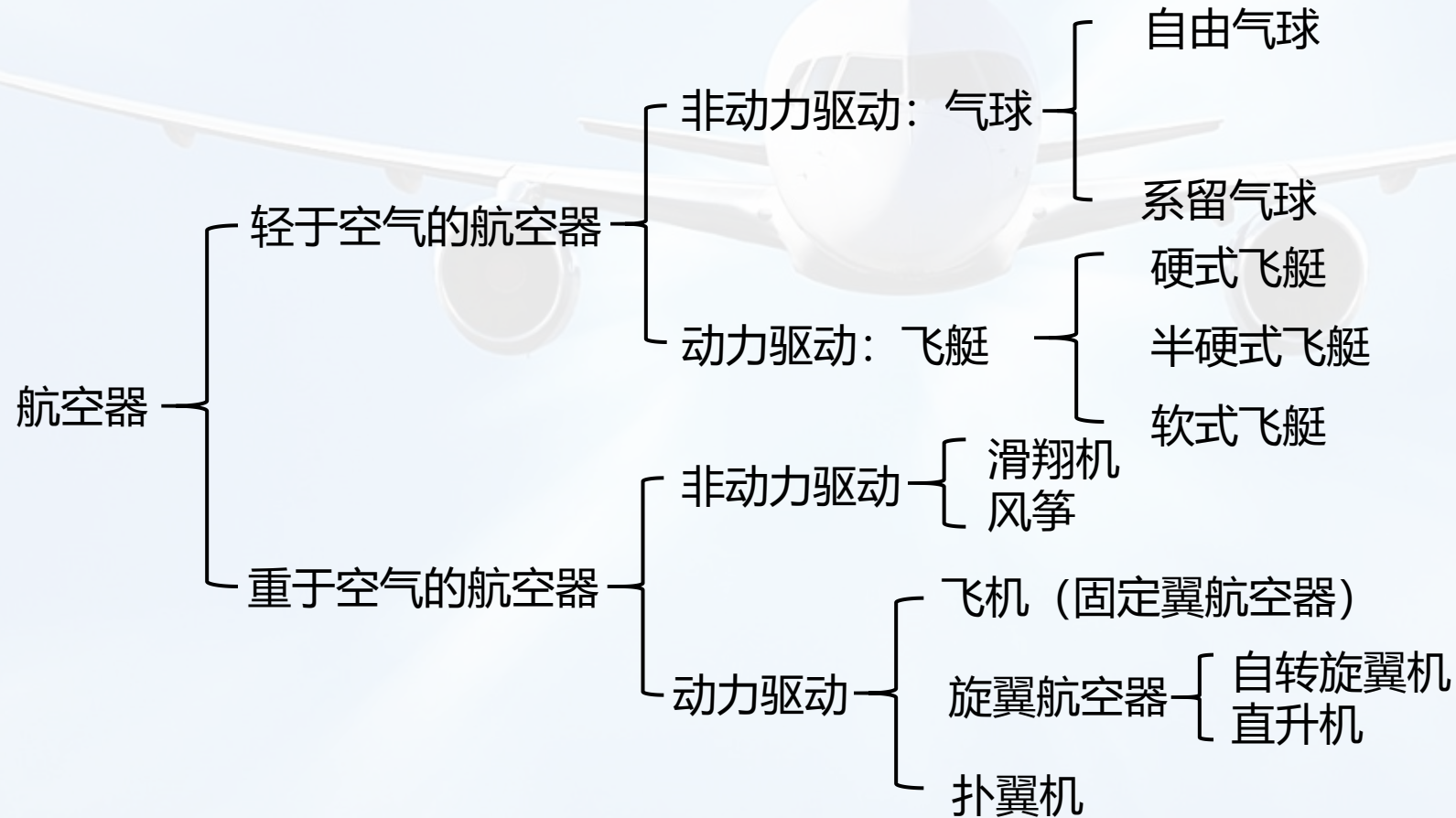
(1) 航空器的定义与分类

航空器根据获得升力方式的不同分为两大类：

- 一类由于总体的比重轻于空气，依靠空气的浮力而漂浮于空中的称为**轻于空气的航空器**。
- 另一类航空器则本身**重于空气**，它的升空依靠自身与空气之间的相对运动产生的空气动力克服重力而升空。

1.1 航空器的定义与分类

➤ 航空器的分类



1.1 航空器的定义与分类

(2) 轻于空气的航空器

气球和飞艇都是利用轻于空气的气体来提供升力的航空器，两者的主要区别是飞艇比气球多了自带的动力系统，可以自行飞行。

1.1 航空器的定义与分类

1) 气球

① 气球的分类



系留气球



自由气球

1.1 航空器的定义与分类

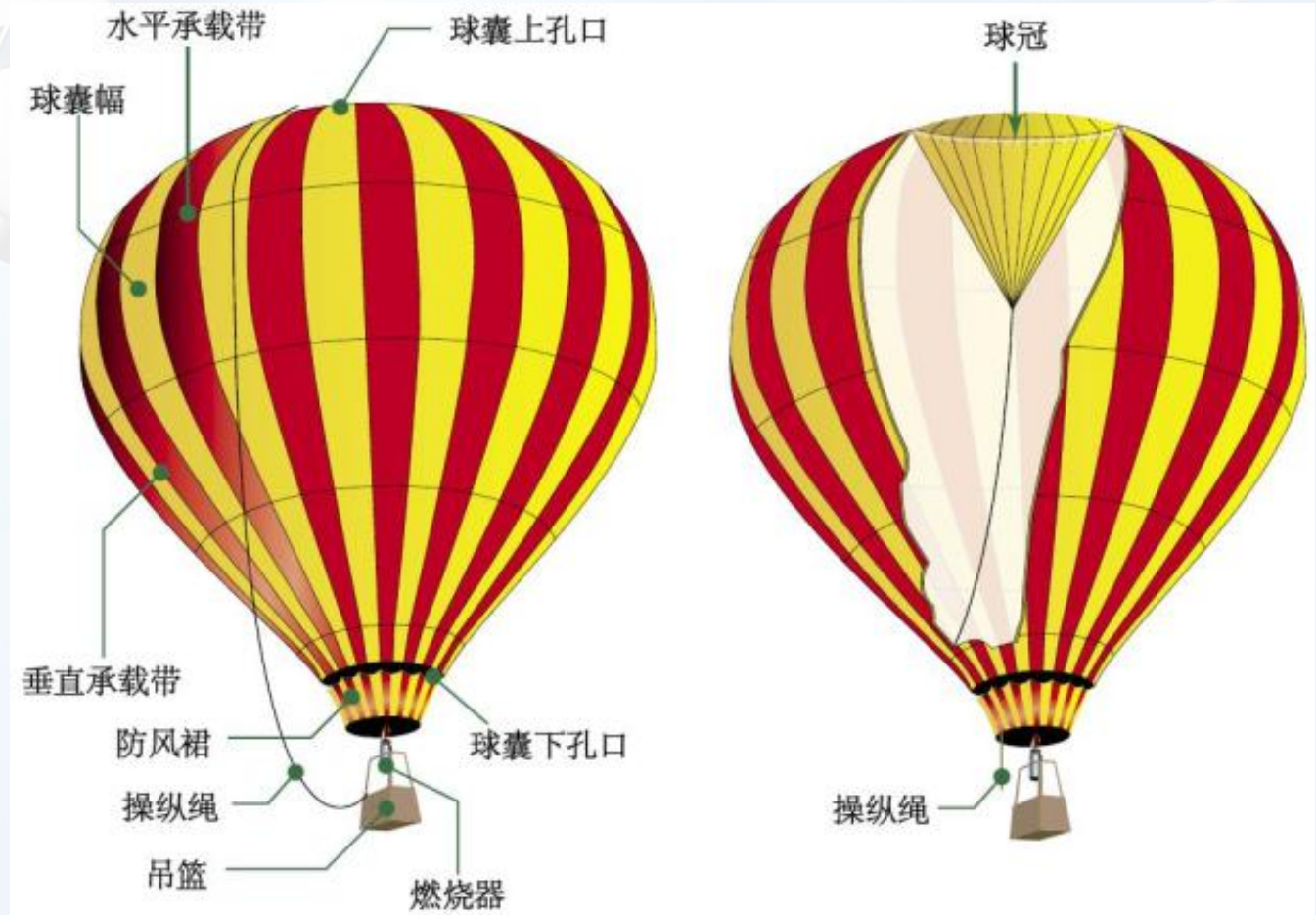
1) 气球

② 热气球的基本结构

典型热气球结构主要由球囊、吊篮和燃烧器三部分构成

③ 热气球的基本工作原理

- 热气球升力来源空气的密度差，与密度差成正比。
- 通过喷出更大的火焰来快速加热空气，提高垂直上升速度。
- 通过拉动操纵绳，打开顶部的球冠排气阀，降低内部气温，减缓攀升速度。



1.1 航空器的定义与分类

飞艇的升空原理与气球相同，但带有动力装置，可以依靠自身动力飞向预定的目的地。

- 使用氦气提供升力
- 发动机的动力用在飞艇水平移动以及供电
- 飞艇节能性能较好，环境的破坏较小

优点:

- ① 飞艇留空时间长
- ② 飞行成本低
- ③ 垂直起落
- ④ 噪声小



失事的兴登堡号飞艇

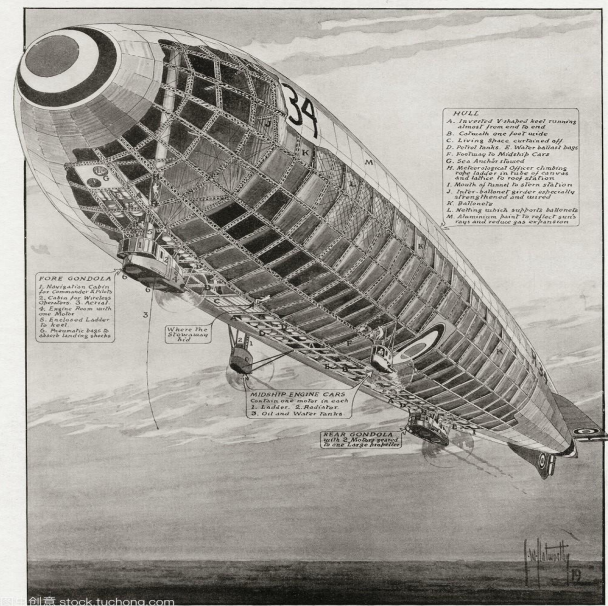


现代飞艇

1.1 航空器的定义与分类

2) 飞艇

➤ 从材料、结构上看，飞艇一般可分为三种类型：



硬式飞艇



半硬式飞艇

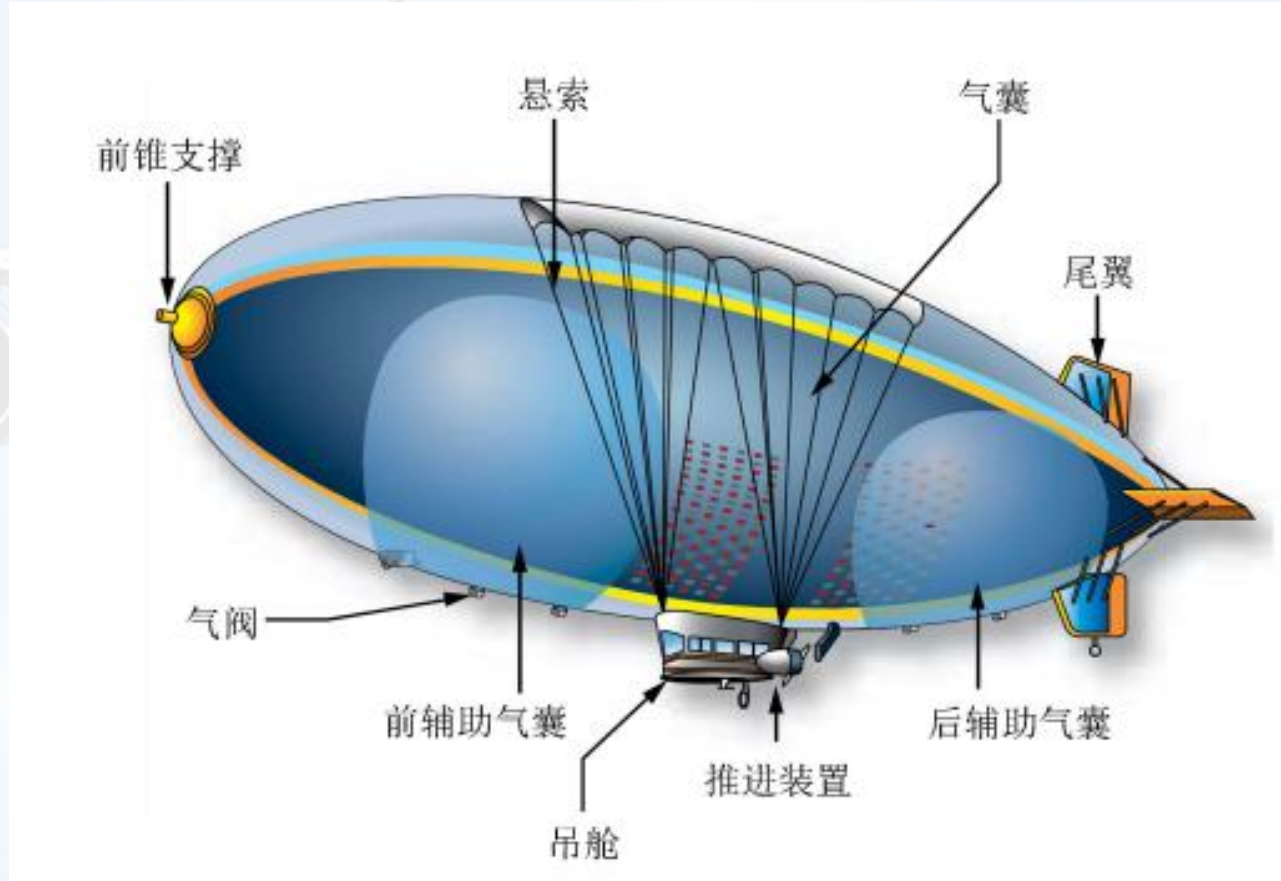


软式飞艇。

1.1 航空器的定义与分类

➤ 典型飞艇结构有：

- ① 气囊
- ② 辅助气囊
- ③ 吊舱
- ④ 推进装置
- ⑤ 尾翼



飞艇的结构

1.1 航空器的定义与分类

(3) 重于空气的航空器——分为动力和非动力重于空气的航空器。

1) 滑翔机

传统意义上的滑翔机 (Glider) 是没有动力驱动的、带有固定机翼的、重于空气的航空器。在具备动力装置的飞机出现前, 滑翔机是唯一可操纵的重于空气的载人飞行器。

滑翔机具有与普通固定翼飞机显著不同的狭长机翼, 机身外形细长, 呈流线体。滑翔机的起飞要靠其它动力器械 (飞机或汽车、绞盘等) 的拖曳或是靠从高地上滑来实现。20 世纪 20 年代以来, 出现了动力滑翔机。



典型滑翔机



伞翼滑翔机

1.1 航空器的定义与分类

(3) 重于空气的航空器——分为动力和非动力重于空气的航空器。

2) 飞机（固定翼航空器）

飞机是最主要的航空器，它的特征是具有动力装置和固定机翼，因而有的分类中也把飞机称为固定翼航空器。



1.1 航空器的定义与分类

(3) 重于空气的航空器——分为动力和非动力重于空气的航空器。

3) 旋翼航空器

- 构造中有旋翼，以旋翼旋转获得升力。
- 包括直升机和自转旋翼机两类。
- 垂直起飞和降落，航行方向由旋翼周期边距控制。
- 自转旋翼机有巨大旋翼，和直升机最主要的区别在于它的旋翼不用动力驱动。



典型直升机



典型自转旋翼机

1.1 航空器的定义与分类

(3) 重于空气的航空器——分为动力和非动力重于空气的航空器。

4) 扑翼机

扑翼机是通过像鸟类和昆虫一样上下扑动自身翅膀而升空飞行的航空器，又称振翼机。

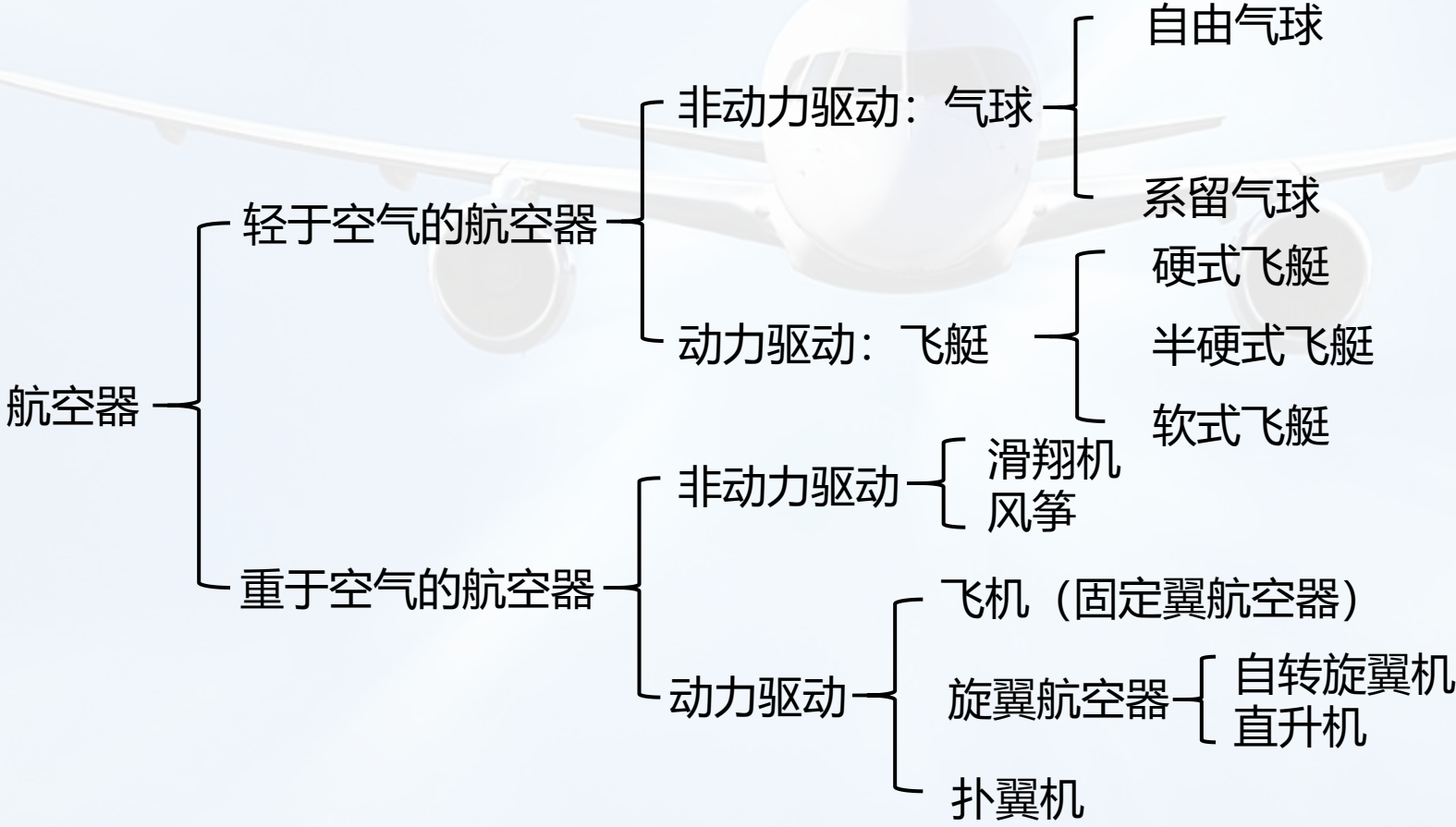
➤ 机翼同时产生升力和推进力。

➤ 缺点：

- ① 气动效率低
- ② 动力及机构要求高
- ③ 材料要求高
- ④ 有效载荷小



回顾:





1.2 民用飞机的分类和基本组成

1.2 民用飞机的分类和基本组成

(1) 民用飞机的分类

1) 航线飞机



2) 通用航空飞机



1.2 民用飞机的分类和基本组成

(1) 民用飞机的分类

1) 航线飞机

航线飞机也称运输机，分为运送旅客的客机和专门运送货物的货机，还有由客机改装成的客货混用的运输飞机。

- 客机按航程的远近可以分为远程客机、中程客机和短程客机，按国际上通常的标准：
 - 航程在 3000 千米：**短程客机**、
 - 3000 至 8000 千米：**中程客机**，
 - 8000 千米以上：**远程客机**。
- 有时把航程在 5000 千米以内称为：**中短程客机**，
- 5000 千米以上称为：**中远程客机**。



- 客机按发动机来分类可分为活塞式飞机和喷气式飞机。

1.2 民用飞机的分类和基本组成

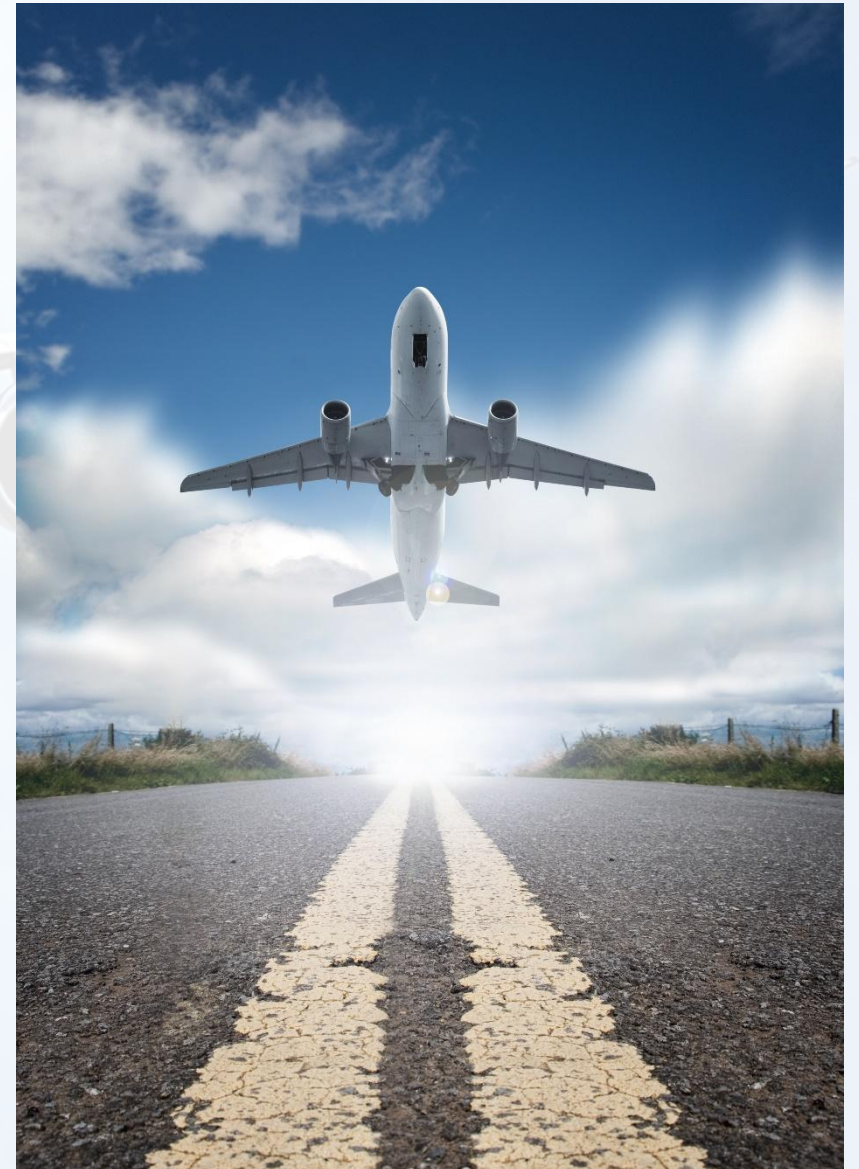
(1) 民用飞机的分类

1) 航线飞机

我国使用的客机分类方法是把客机分为干线客机和支线客机。

- ① 支线客机：100 座以下，航程在3 000 千米以内
- ② 干线客机：100 座以上飞机算做干线客机。

干线客机主要用于国际航线和国内主要大城市之间主干航线上；而支线客机主要用于大城市和中小城市之间在一定区域内飞行。



1.2 民用飞机的分类和基本组成

(1) 民用飞机的分类

2) 通用航空

从广义的角度看，通用航空包括了除了军事飞行、公共航空以外的航空活动。

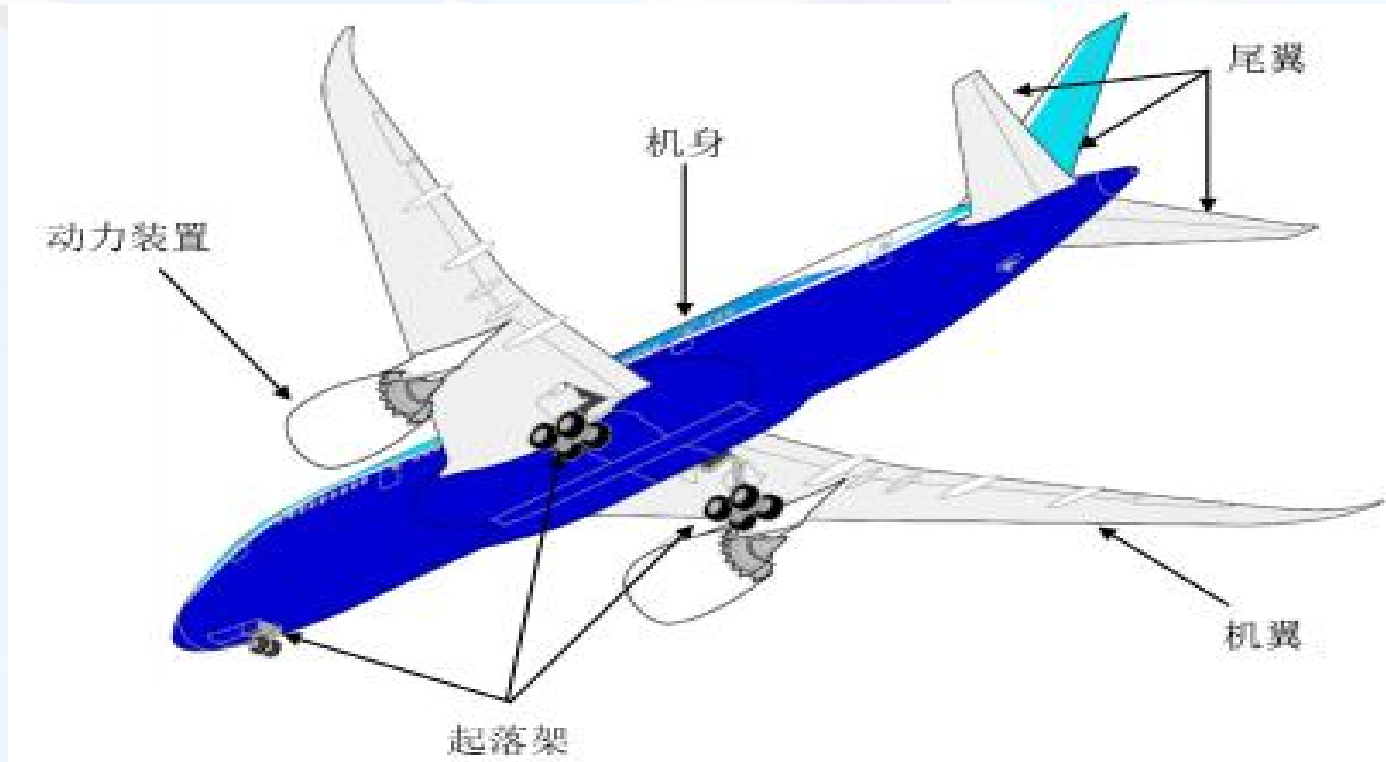
通用航空飞机一般可分为公务机、私人用飞机、农业用机、教练机、多用途轻型飞机等。

- **公务机**：是指为政府的高级官员和企业的经理人员进行公务或商务活动使用的小型飞机，也称为行政用机或商务机。
- **农业用机**：专门为农、林、牧、渔业服务的飞机。
- **教练机**：用于培养飞行人员。至少有两个座位，初级教练机用于训练学员掌握初级飞行技术，这种飞机通常只有一个发动机，结构简单，易于操纵，高级教练机一般是双发，用于进一步培训需要掌握航线飞机驾驶技术的飞行人员。
- **多用途轻型飞机**：这类飞机包括了用于空中游览、救护、短途运输、家庭使用、空中摄影、体育运动、个人娱乐等类飞机。起飞重量不超过 5 吨，包括只有几百千克的超轻型飞机。

1.2 民用飞机的分类和基本组成

(2) 民用飞机的基本组成

民用飞机主要结构包括：机身、机翼、尾翼、起落架和动力装置。

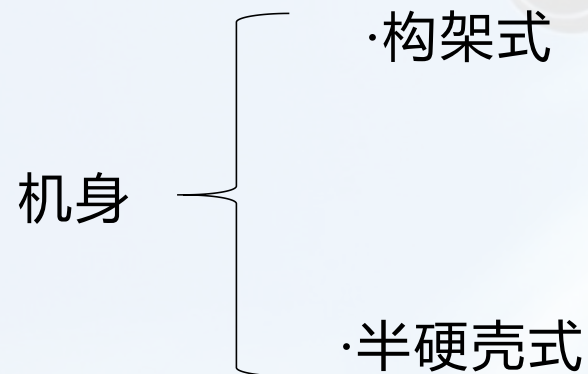


1.2 民用飞机的分类和基本组成

- 机身

用来装载机组人员、乘客、货物和设备等。

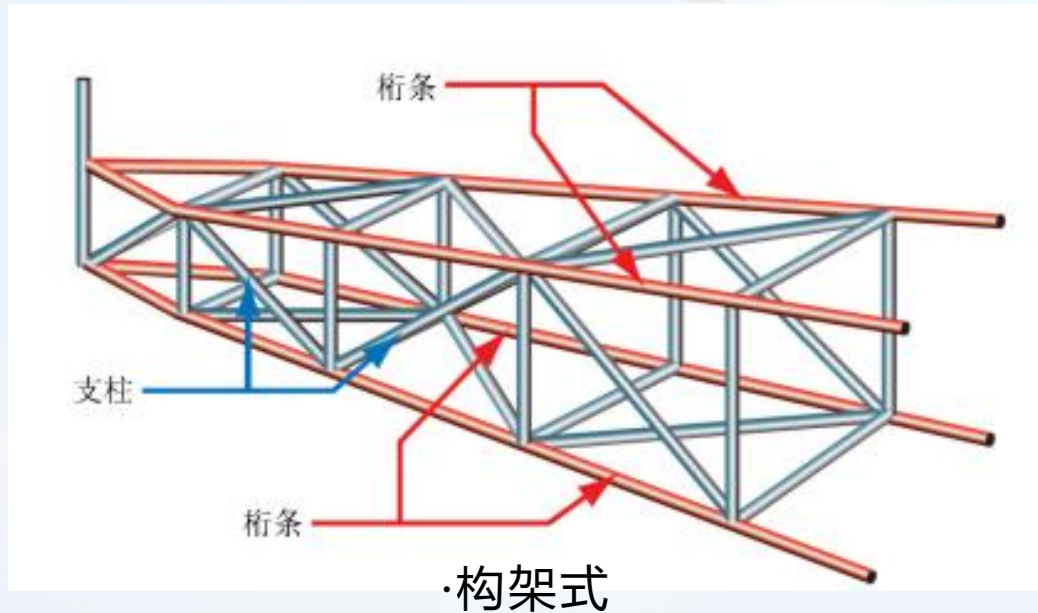
机身还作为整个机体的中枢部件，将机翼、尾翼、起落架和动力装置等组装在一起组成完整的飞机。



1.2 民用飞机的分类和基本组成

- 机身-构架式

早期木布结构的机身是构架式的，受力骨架外面蒙上棉布或亚麻布的蒙皮。构架式机身的抗扭刚度差，空气动力性能不好，重量大，其内部容积也不易得到充分利用，但对于小型低速飞机来说，这些缺点并不显著。此外，它还具有结构简单、便于制造和开口方便等优点。

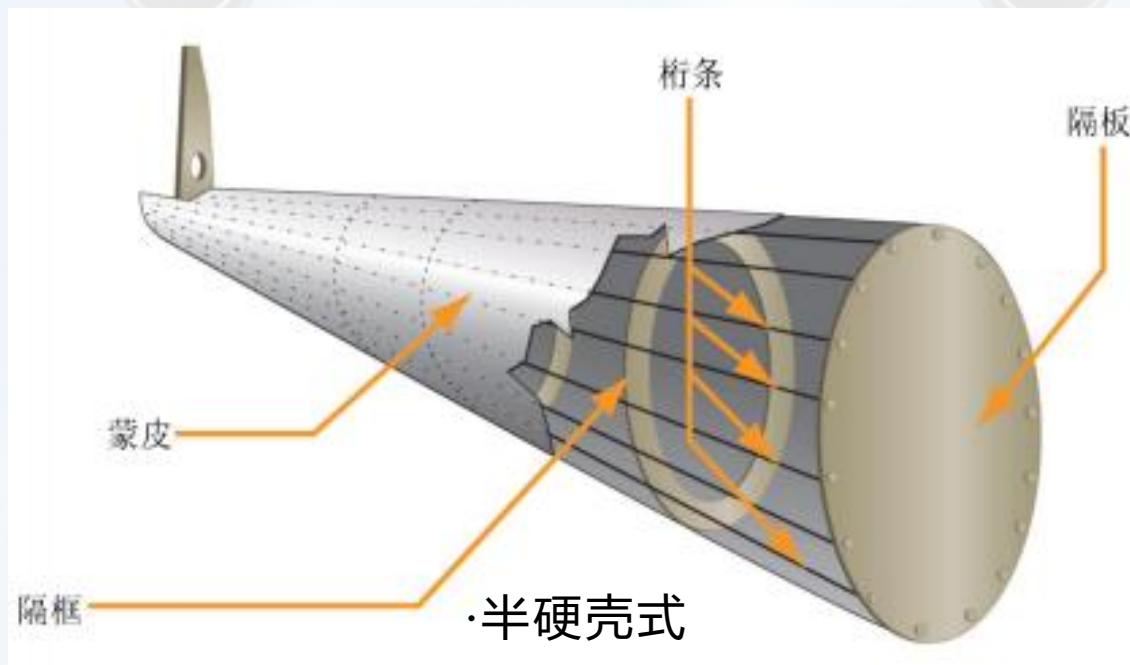


1.2 民用飞机的分类和基本组成

- 机身-半硬壳式

用来装载机组人员、乘客、货物和设备等。

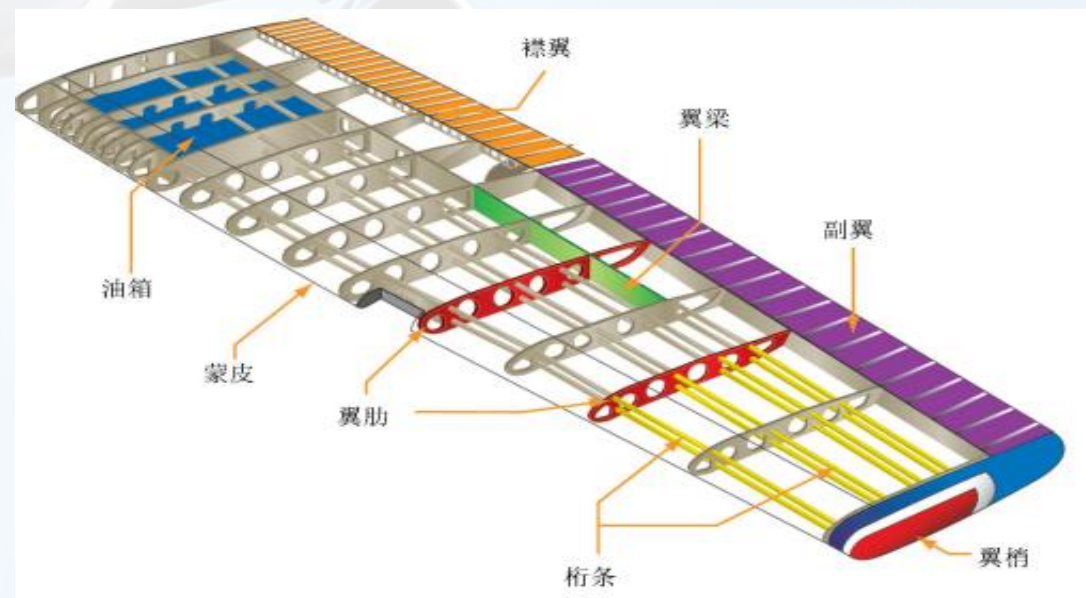
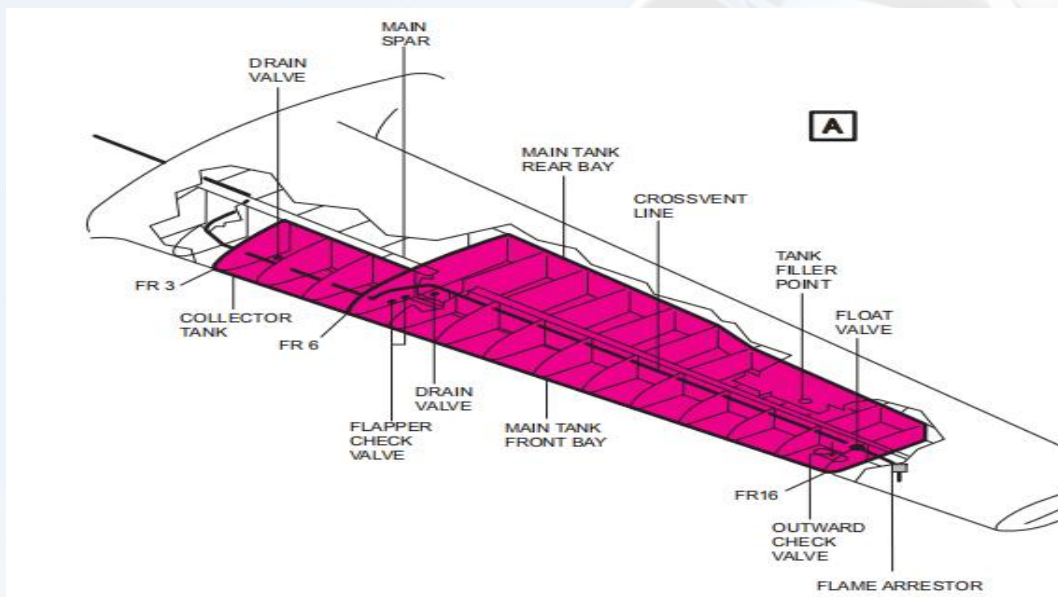
随着飞机飞行速度的提高，铝合金广泛应用于飞机结构，飞机机身逐渐发展为半硬壳式机身。半硬壳式机身是全金属薄壁结构。铝合金蒙皮承载能力比布质蒙皮大大提高了，不仅能承受气动载荷，而且参与总体受力。现代飞机机身的结构型式主要是半硬壳式。



1.2 民用飞机的分类和基本组成

- 机翼

产生升力，获得横向稳定性和操作性，安装起落架、发动机和贮存燃油等。

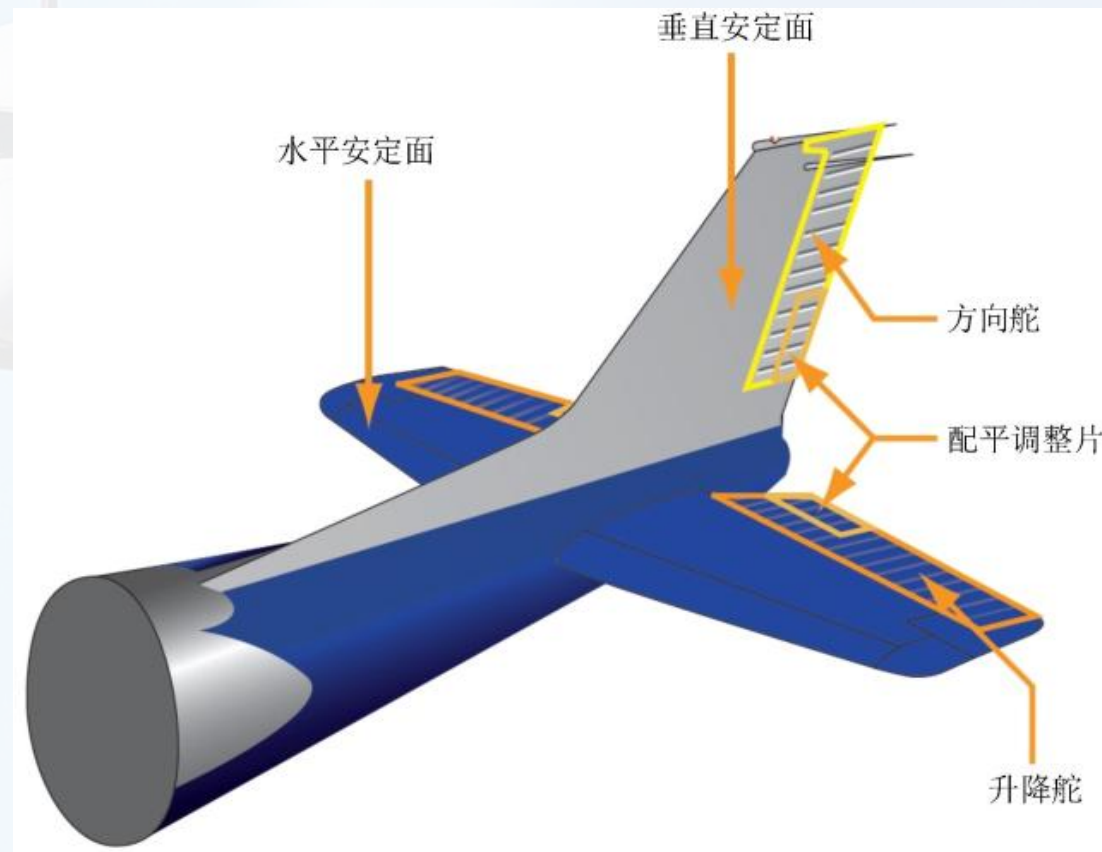


1.2 民用飞机的分类和基本组成

- 尾翼

尾翼通常由垂直尾翼和水平尾翼组成。

固定的部分称为垂直安定面和水平安定面，可活动的舵面包括方向舵、升降舵，以及一个或者多个配平调整片。



1.2 民用飞机的分类和基本组成

- 起落架

停放、滑行、起飞或者着陆时的主要支撑部分。

大多数普通类型的起落架由轮子组成，但是飞机也可以安装浮筒以便在水上运作，或者安装用于雪上着陆的雪橇。



前三点式



后三点式



浮筒式



雪橇式

1.2 民用飞机的分类和基本组成

- 发动机

航空发动机分为活塞式发动机和喷气式发动机两大类。现代高速飞机主要使用喷气式发动机，而在小型、低速飞机上，由于经济性能好，易于维护，活塞式发动机还在大量使用。





1.3 旋翼航空器的分类和基本组成

直升机



在直升机领域

1.3 旋翼航空器的分类和基本组成

1.3.1 旋翼航空器的分类

旋翼航空器是指在航空器构造中有旋翼，并以旋翼旋转获得升力的航空器。

一般分为直升机和自转旋翼机两类。

➤ **直升机**：动力直接驱动旋翼旋转而取得升力；

根据直升机的构造特点，可分为单旋翼直升机和双旋翼直升机。

➤ **自转旋翼机**：动力主要用于推动机身向前运动，旋翼依靠迎面来的气流的相互作用产生升力。



1.3.1 旋翼航空器的分类

(1) 直升机

以动力驱动的旋翼作为主要升力来源，能垂直起落的重于空气的航空器。

- ▶ 特点：**垂直起落**、**悬停**等独特优势以及**良好的低空低速**特性，不需要滑跑，即可以在山顶、峡谷、海上采油平台起降，也可以在地面、水面上悬停，因而获得了广泛的应用。
- ▶ **单旋翼带尾桨式**是目前最主要的形式，顶部安装的旋翼，在尾梁上装有尾部螺旋桨（简称尾桨）。尾桨的作用是平衡由于旋翼旋转而产生的使机身逆向旋转的扭矩。



1.3.1 旋翼航空器的分类

(1) 直升机

直升机在巡逻监控、森林防火、吊装设备、海上救援、医疗救护、地质勘探、农业飞行等方面获得广泛应用，典型的**单旋翼带尾桨式直升机**如图：



(a) 空中巡逻



(b) 森林防火



(c) 吊装设备



(d) 海上救援

1.3.1 旋翼航空器的分类

(1) 直升机

- **双旋翼的直升机**有两个旋转方向相反的旋翼，从而使旋翼的反作用力矩相互抵消保持机身不动。
- 直升机也可按起飞重量分类，小于 6 吨的为小型直升机，6 到 10 吨以上是大型直升机



(a) 纵列双旋翼直升机



(c) 横列双旋翼直升机



(b) 共轴双旋翼直升机



(d) 交叉双旋翼直升机

1.3.1 旋翼航空器的分类

(2) 自转旋翼机

工作原理：自转旋翼机利用前飞时的相对气流吹动旋翼自转以产生升力，由推进装置提供推力前进。

特点：

- ① 起降距离短
- ② 低空低速飞行
- ③ 简单轻巧
- ④ 便于隐蔽等特点
- ⑤ 不能垂直起降
- ⑥ 不能悬停
- ⑦ 无需设置尾桨，装有尾翼，控制飞行



1.3.1 旋翼航空器的分类

(3) 其它类型的旋翼航空器

➤ 多旋翼航空器（也称为多轴航空器）。

基本飞行原理仍是以机身动力直接驱动旋翼旋转而取得升力，但物理形态和适用范围又明显区别于传统直升机，而且品种众多，从旋翼数量的角度划分，也可将其单独列为一类。



1.3.1 旋翼航空器的分类

(3) 其它类型的旋翼航空器

➤ 倾转旋翼航空器。

即属于飞机又属于双旋翼直升机。螺旋桨发动机可在水平状态和垂直状态之间转换。

当螺旋桨发动机处于垂直状态时，可实现与直升机一样的垂直起降和悬停；

当螺旋桨发动机处于水平状态时，产生向前的推力，使它能像固定翼飞机一样飞行；

当螺旋桨发动机处于两种状态之间时，既产生升力，又产生推力，能使飞机以低速飞行

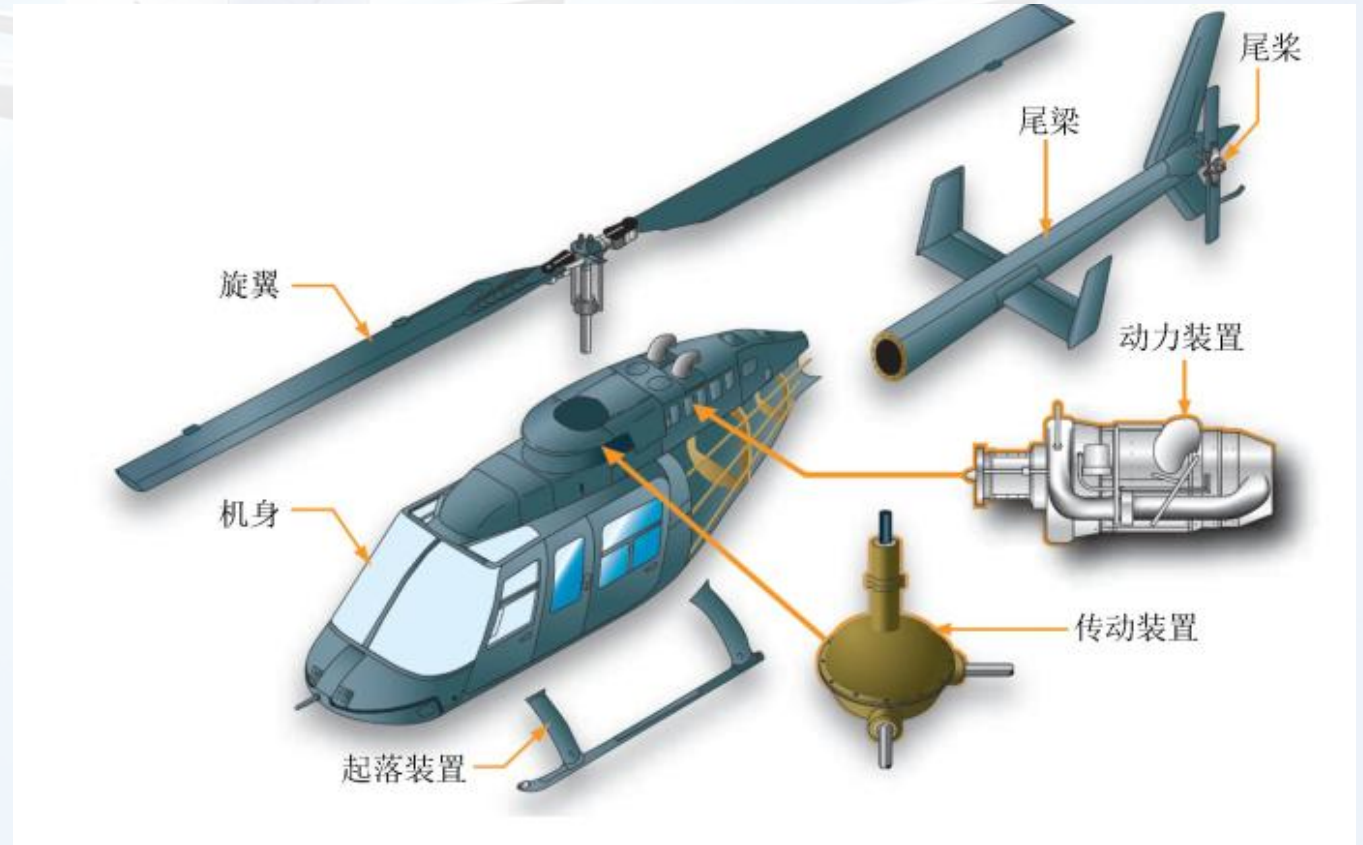


1.3.2 旋翼航空器的基本组成

(1) 典型直升机的基本组成：

单旋翼带尾桨式直升机为例，直升机的构造分为：

- ①旋翼
- ②尾梁和尾桨
- ③机身
- ④动力装置
- ⑤起落装置
- ⑥传动和操纵系统



1.3.2 旋翼航空器的基本组成

(1) 典型直升机的基本组成：

1) 旋翼

- 旋翼是直升机最关键的部位，不仅是升力的来源，还是水平运动的拉力的来源。
- 旋翼由桨叶和桨毂组成。
- 直升机的起飞重量越大所需桨叶的叶片越多，一副旋翼的桨叶最少有两片，最多可达七到八片。
- 桨叶要求极好的弹性和疲劳寿命，现代桨叶大量使用碳纤维复合材料制造。



1.3.2 旋翼航空器的基本组成

(1) 典型直升机的基本组成：

2) 尾梁和尾桨

- 安装在直升机尾端的小螺旋桨。
- 平衡旋翼反作用扭矩，保持飞行的航向稳定。
尾桨转轴越远，产生的力矩越大。
- 控制尾桨的推力大小，可以进行航向操纵，使直升机转向。
- 尾梁装有水平和垂直的安定面，保证直升机的纵向和航向稳定



(a) 常规尾桨

1.3.2 旋翼航空器的基本组成

(1) 典型直升机的基本组成：

2) 尾梁和尾桨

- **涵道尾桨**，安装在尾撑端部的巨大开孔里，相当于给尾桨安上一个罩子，这样大大改善了安全性，不易打到周围的物体，同时也减小了噪声。
- 涵道尾桨的缺点是风扇的包围结构带来较大的重量。



(b) 涵道尾桨

1.3.2 旋翼航空器的基本组成

(1) 典型直升机的基本组成：

2) 尾梁和尾桨

- **无尾桨** (No Tail Rotor, NOTAR) , 通过尾梁侧向引出的发动机高速气流所产生的反作用力来平衡空气对旋翼形成的反作用力矩。
- 无尾桨的**噪声**比涵道尾桨**更低**, **安全性更好**, 技术也更为复杂。
- 但气流的**反作用力有限**, 主要**用于轻型直升机**。



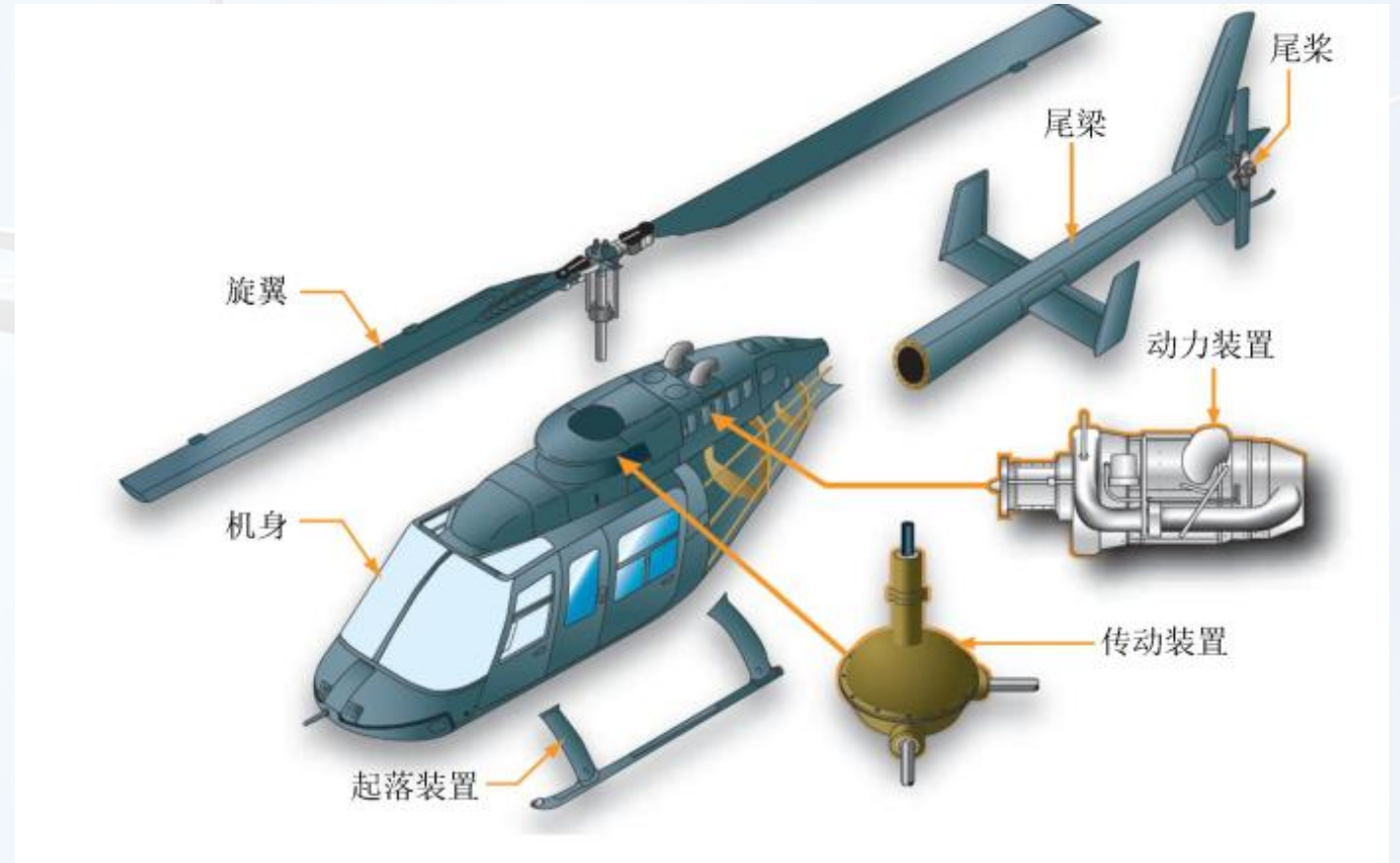
(c) 无尾桨 (NATO)

1.3.2 旋翼航空器的基本组成

(1) 典型直升机的基本组成：

3) 机身

- 机身包括**驾驶舱**和**机舱**。
- 机身把**各部分连在一起**。
- 固定翼机身最大的受力部位在机翼和机身的结合部。
- 直升机的**最大受力部位**都在机身顶部旋翼的**桨毂和机身结合部**。

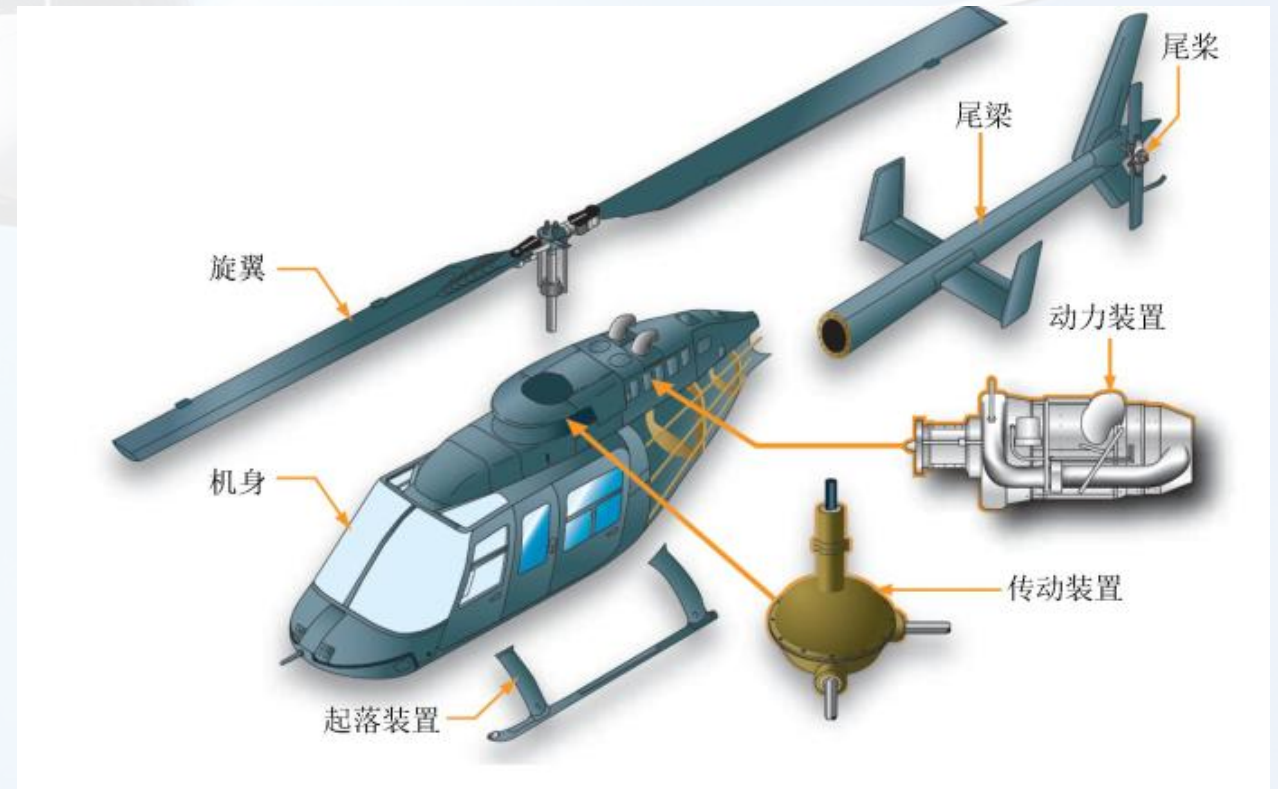


1.3.2 旋翼航空器的基本组成

(1) 典型直升机的基本组成：

4) 动力装置

- 提供**旋转扭矩**使**旋翼**和**尾桨**旋转。
- **部分**轻型直升机使用**活塞式发动机**，现代直升机**多使用涡轮轴式发动机**。
- 涡轮的转速在每分钟几千转以上，旋翼的转速只有每分钟几百转，需要在发动机之后装有主减速器，通过减速把动力传输给旋翼和尾桨。
- 发动机要求重量轻和耗油率低、部件有良好的耐疲劳性能和抗腐蚀性能。



1.3.2 旋翼航空器的基本组成

(1) 典型直升机的基本组成：

5) 着陆装置

- 着陆装置多数采用三轮或四轮起落架，**缓冲和地面滑跑。**
- 除少数速度较高的外，**起落架不回收。**
- 部分采用**滑橇式**起落架以减轻重量，为了在雪地或泥地上起降。
- 在水面上起降，有的直升机装备专用的**浮筒式起落架。**

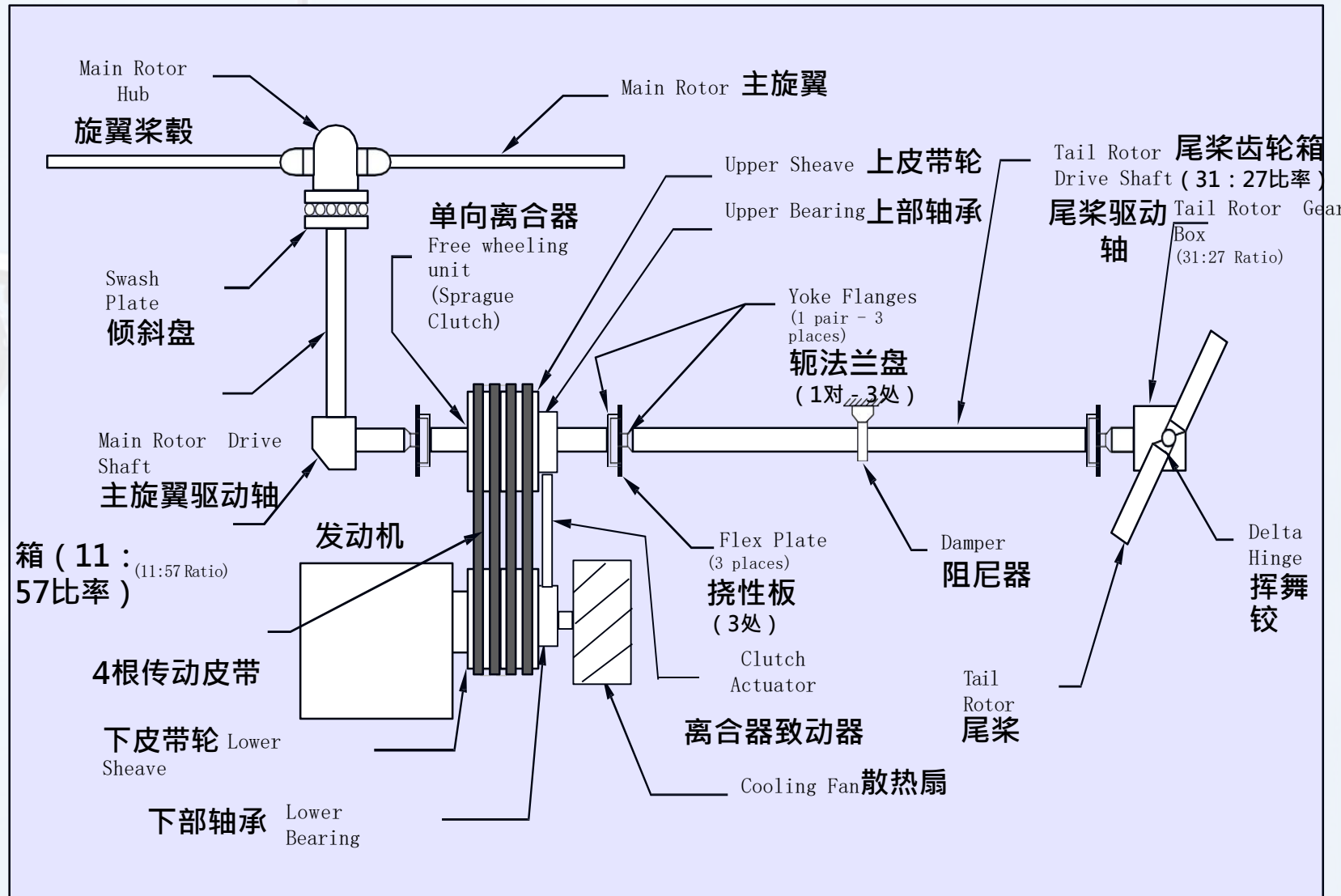


1.3.2 旋翼航空器的基本组成

(1) 典型直升机的基本组成：

6) 传动和操作系统

- 通过改变旋翼的**桨距**和**倾斜旋翼平面**的方向来改变飞行方向。
- 传动系统主要由**传动轴**、**减速器**、**离合器**等组成。
- 操纵系统分为**油门变距系统**、**驾驶杆操纵系统**和**脚操纵系统**三部分。



1.3.2 旋翼航空器的基本组成

(2) 自转旋翼机的组成

结构比较简单，由机身、主旋翼、尾翼、动力装置、起落装置构成，还有整流罩和包皮等。

因为航空器结构上所受的应力和载荷作用位置不同，自转旋翼机和直升机的基本结构上有一定的区别。

- 对于直升机机身，由于主桨毂同时承受推力和升力，需要建立一个中央结构来承载；
- 而对于自转旋翼机，升力和推力是分开的，旋翼产生升力，发动机安装点传递推力。



小结 (2H) :

序号	本节重点知识要点
1	航空器的定义
2	航空器的分类
3	民用飞机的分类和基本组成
4	旋翼航空器的分类和基本组成

小结 (2H) :

序号	思考题
1	轻于空气的航空器有哪些?
2	重于空气的航空器有哪些?
3	民用航空与通用航空区别都有什么? 分别都有什么用途?
4	民用飞机的基本组成有哪些?
5	旋翼航空器的有哪些分类?



感谢聆听，欢迎指正



M1.2 空气动力学基础

修订批准页:

版次	修订时间	编写/改版	修订说明	审核/日期	审批/日期
R0	2020.06.16	单展	新编课件	谈海军 /2020.08.01	张玉 /2020.08.06
R1	2021.01.29	单展	修订课件	谈海军 /2021.02.01	张玉 /2021.02.02
R2	2021.7.26	单展	修订课件	谈海军 /2021.07.26	张玉 /2021.07.27
R3	2021.9.13	张玉	修订课件	谈海军 /2021.09.28	张玉 /2021.11.12

目的与要求:

目的	通过本课程学习，掌握空气动力学知识，掌握升力的产生，航空器在空中飞行的基本状态。
要求	<ol style="list-style-type: none">1. 掌握空气动力学基础知识。2. 掌握飞机在空气中飞机的基本状态。3. 掌握中低速飞机的飞行特点。4. 掌握高速飞机的飞行特点。5. 了解现阶段飞机飞行上限的原因。

课程安排:

序号	内容	等级	课时
1	大气环境	1	1H
2	空气动力学基本原理	1	2H
3	机翼几何外形和参数	1	1H
4	作用在飞机上的空气动力	1	2H
5	高速飞行基本特点	1	2H

目 录

- 1.2.1 大气环境
- 1.2.2 空气动力学基本原理
- 1.2.3 机翼几何外形和参数
- 1.2.4 作用在飞机上的空气动力
- 1.2.5 高速飞行基本特点



1.2.1 大气环境(1H)

1.2.1 大气环境

(1) 大气的组成

大气是由多种气体混合而成，主要成分是氮气和氧气。

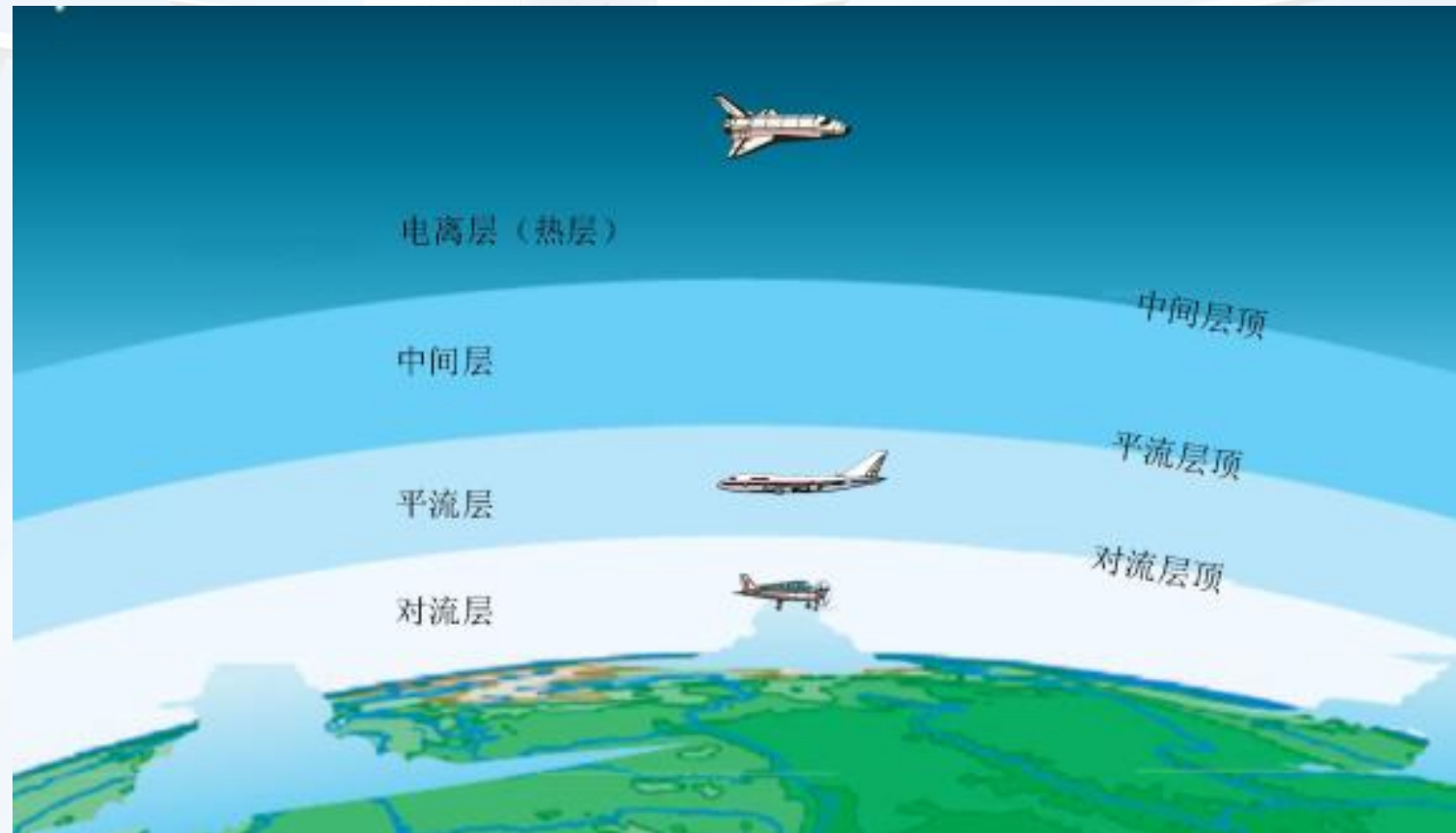
按体积计算，氮气约占 78%，氧气约占 21%。余下 1% 是氩、二氧化碳、氖、氦、氫等其他气体。除了气体之外，大气中还含有水蒸气和尘埃颗粒。

1.2.1 大气环境

(2) 大气层的结构

按照大气温度随高度的分布特征分为：

- ① 对流层、
- ② 平流层、
- ③ 中间层、
- ④ 热层
- ⑤ 散逸层。



1.2.1 大气环境

1) 对流层:

- ①顶层距地面约为 11 KM，赤道较高（17KM），两极较低（7~8KM）；
- ②天气复杂；
- ③压强、密度、温度和声速，随高度的增加而降低；
- ④航空器活动的主要区域；
- ⑤爬升、下降、中低速航空器巡航都在对流层。

1.2.1 大气环境

2) 平流层:

- ①位于对流层之上（12-50KM）；
- ②常年平均值为 -56.5°C ，不随高度而变化；
- ③上半部臭氧含量多，吸收紫外线辐射，温度上升，顶部温度 0°C ；
- ⑤空气密度小，航空器操控迟缓；
- ⑥现代民航运输活动，大多在 7 到 13 千米的对流层顶部和平流层中飞行，这里几乎没有垂直方向的气流运动，飞机飞的平稳，而且空气稀薄，飞行阻力小；
- ⑦超声速飞机和一些高速军用飞机，为了减少阻力，巡航在 13.5 到 18 千米甚至更高的高空。

1.2.1 大气环境

3) 中间层:

- ①高度在离地表 50 到 85 千米;
- ②温度随高度增加而下降;
- ③高度 85 千米, 温度接近 -80°C ;
- ④层空气十分稀薄出现比较强的垂直对流。

1.2.1 大气环境

4) 电离层（热层）：

- ①中间层之上，上界可达 800 KM；
- ②空气处于电离状态，导电性强；
- ③吸收、反射和折射无线电波；
- ④温度很高，随高度上升而上升，电离层也被称为热层；
- ⑤空气密度小，声波无法传输。

1.2.1 大气环境

5) 散逸层:

- ①散逸层是大气的最外层，电离层顶部到大气层外缘；
- ②相当厚的层，2000-3000KM厚度；
- ③高度上升，温度上升；
- ④散逸层外即为宇宙空间。

1.2.1 大气环境

(3) 大气的重要物理参数

- ① 密度、
- ② 温度、
- ③ 压强、
- ④ 黏性、
- ⑤ 可压缩性、
- ⑥ 湿度、
- ⑦ 声速

7个最重要参数：

1.2.1 大气环境

1) 大气密度

大气密度是指单位体积内的空气质量，也是空气稠密的程度。

密度随高度增加而下降

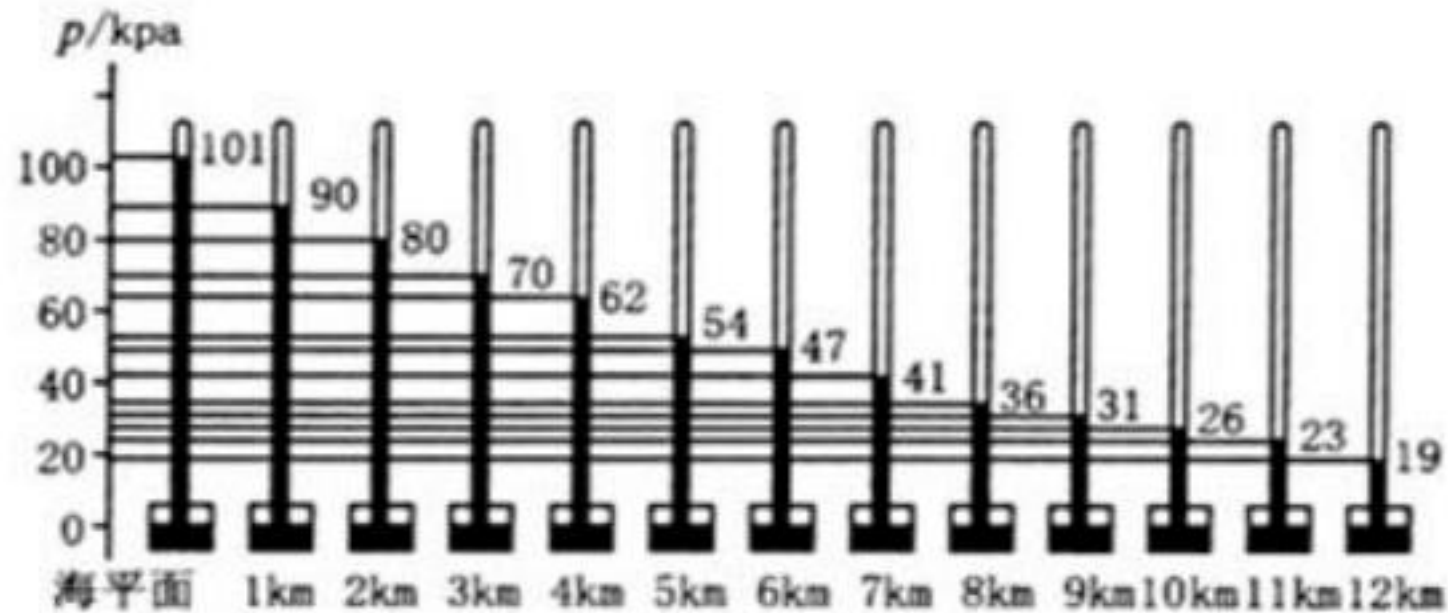
2) 大气温度

- ① 大气温度是指大气层内空气的冷热程度。
- ② 温度的高低表明了空气分子不规则热运动平均速度的大小。
- ③ $^{\circ}\text{C} = 5/9 * (^{\circ}\text{F} - 32)$
- ④ $^{\circ}\text{C} = \text{K} - 273$
- ⑤ 11KM以下，温度随高度上升而下降，约上升1KM，温度下降6.5 $^{\circ}\text{C}$

1.2.1 大气环境

3) 大气压强

大气压强是指大气层内空气的压强，即物体**单位面积**上承受的**空气的垂直作用力**。垂直作用力受2个因素影响，一个是空气重力，一个是空气分子的不规则运动。



如图可知，**气压随高度的升高而下降**

1.2.1 大气环境

3) 大气压强

- 常用标识气压的单位有：帕斯卡 (Pa)、毫米汞柱 (mmHg)，在航空中也经常使用英制单位英寸汞柱 (inHg)、磅/平方英寸 (PSI) 等。
- 标准大气压：在海平面，温度为 15°C 时的大气压强为一个标准大气压 (Atm)，通常可表示为：29.92 英寸汞柱 (inHg) 或 760 毫米汞柱 (mmHg)、1013.25 百帕 (hPa)、14.6959 磅/平方英寸 (PSI)。

1.2.1 大气环境

3) 大气压强

航空领域内常用的气压值为场面气压、修正海平面气压以及标准海平面气压。

- **场面气压**是机场着陆区域内**最高点**的气压值。
- **修正海平面气压**是由场面气压按照标准大气状况推算到**平均海平面**的气压值。
- **标准海平面气压**是标准大气状况下海平面的气压值。

1.2.1 大气环境

4) 湿度

大气的湿度是指大气的潮湿程度，通常用相对湿度来表示。**相对湿度**是指大气中所含水蒸气的量与同温度下大气能含有的水蒸气最大量之比。

- 相对湿度达到 100%时的温度称为**露点温度**。
- 露点温度对飞行器会对飞行器的飞行带来影响。
- **温度越高**，它能含有的水蒸气的最大量**越大**。
- 水蒸气密度是干燥空气5/8，空气潮湿，对飞行的起飞性能有影响，需要更长的跑道。

1.2.1 大气环境

5) 黏性

当流体内两相邻流层的**流速不同时**，或流体与物体间发生**相对运动**时，两个流体接触面上或流体和物体接触面上便产生相互粘滞和相互牵扯的力，这种特性就是流体的黏性。

- 黏性力：

与相邻流体**速度差**、接触面的**面积成正比**

与相邻流体的**距离成反比**

- 黏性系数：

气体的黏性系数随**温度升高**而**增大**

液体的黏性系数随**温度升高**而**减小**



气体和液体黏性系数的性能相反

1.2.1 大气环境

6) 可压缩性

空气的可压缩性是指一定量的空气，在压力或温度变化时，其体积和密度发生变化的特性。凡是物质都具有一定程度的可压缩的性，但不同状态的物质可压缩性有着明显的差异。

- 气体的压缩性比较大，低速飞行，可不考率压缩性，高速飞行必须考虑气体压缩性；
- 液体的压缩性非常小，可看成不可压缩物质。

1.2.1 大气环境

7) 声速

- 声速是小扰动在介质中的传播速度，单位是米/秒。
- 它受大气温度和密度的影响。

$$s^2 = \frac{\Delta \text{压力}}{\Delta \text{密度}}$$

在相同的压力变化量作用下，
介质可压缩性越大，密度的变化量越大，声速就越小；
介质可压缩性越小，密度的变化量越小，声速就越大。

- 液体几乎是不可压缩的，所以声速在液体中传播速度比空气中大很多。

1.2.1 大气环境

7) 声速

声速与传播介质的性质有关，**同一种介质中，声速的大小只随介质的温度而变化。**

- 大气层中，海平面大气的温度较高，声速也较大；
- 随着高度的增加，大气的温度下降，声速也随之降低。
- 这表明高空的大气更容易被压缩。

1.2.1 大气环境

(4) 国际标准大气 (ISA)

1) 国际标准大气

- 国际标准大气 (ISA) 由国际民航组织 (ICAO) 制定,
- 以北半球中纬度地区大气物理性质的平均值为依据, 加以适当的修正建立的。

主要内容: 大气是静止的、相对湿度为零的、洁净的完全气体。大气的物理参数—密度、温度和压力的关系服从完全气体的状态方程。

$$\star p = \rho RT$$

P 为大气压强 (N/m^2), ρ 为大气密度 (kg/m^3),

R 为气体常数 ($287.06\text{J/kg}\cdot\text{K}$), T 为大气的绝对温度 (K)。

结论: 压力不变, 密度和温度成反比; 密度不变, 压力和温度成正比; 温度不变, 密度和压力成正比。

1.2.1 大气环境

2) 国际标准大气的应用

➤ 海平面为起点，海平面处 $H=0$ 。

➤ 在该处的大气物理参数：

① $p=760\text{mHg}$ (1013.25hPa) ;

② $t=15^\circ\text{C}$ (288.15K) ;

③ $\rho=1.225\text{kg}/\text{m}^3$;

④ 声速 $a=340.29\text{m}/\text{s}$ 。

为确定飞机性能，制定了统一的标准。

国际标准大气提供了一个不随地理位置、季节和时间

变化的标准大气环境。

➤ 飞机技术手册中的飞行性能数据是在国际标准大气的条件下得出的，

➤ 要得出在实际大气情况下飞机的飞行性能必须根据实际大气情况对性能数据进行修正。进行实际大气和国际标准大气之间的互相换算。这种换算的主要工作是要确定实际大气和国际标准大气的温度偏差，即 ISA 偏差 (ISA Deviation) ，以此作为确定飞机性能的基本条件。

小结:

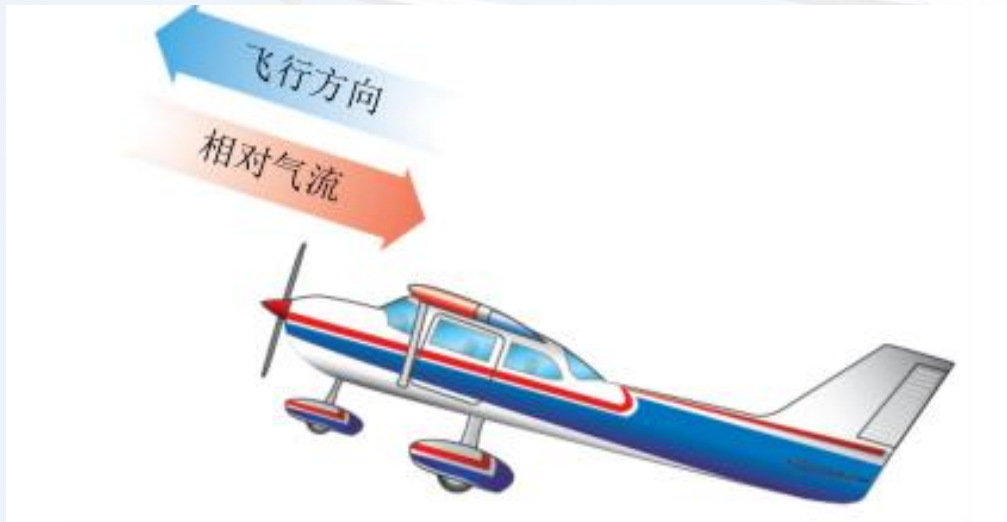
- ① 大气密度、压强、随高度的增加而近似曲线性的下降。
- ② 空气的声速传播、黏性、湿度都跟随温度的变化而变化。
- ③ 温度随高度的变化特点是？
- ④ 为什么要制定标准国际标准大气压？

A faint, light-colored silhouette of a commercial airplane is centered in the background, showing the fuselage, wings, and engines.

1.2.2 空气动力学基本原理 (2H)

1.2.2 空气动力学基本原理

(1) 飞行相对运动原理



飞行器与空气的相对运动



飞行器静止时，防止相对气流产生升力
而做的系留工作

1.2.2 空气动力学基本原理

(2) 连续介质假设

只考虑它的宏观特性，也就是把空气看成连绵的、没有间隙的流体，这个假设叫做连续性假设。

- 理由是与所研究的对象：飞机的尺寸相比，空气分子的平均行程微不足道。
- 流过飞机表面时，与飞机之间产生的互相作用，不是单个分子所谓，也是无数分子共同作用的结果。

1.2.2 空气动力学基本原理

(3) 流体运动的基本概念

1) 流场、定常流和非定常流

- 流体流动所占据的空间称为流场。

- 在流场中的任何一点处，如果流体微团流过时的流动参数，如速度、压力、温度、密度等

随时间变化的流动就叫做非定常流，流场就位非定常流场。

不随时间变化，这种流动就称为定常流，这种流场被称为定常流场。

1.2.2 空气动力学基本原理

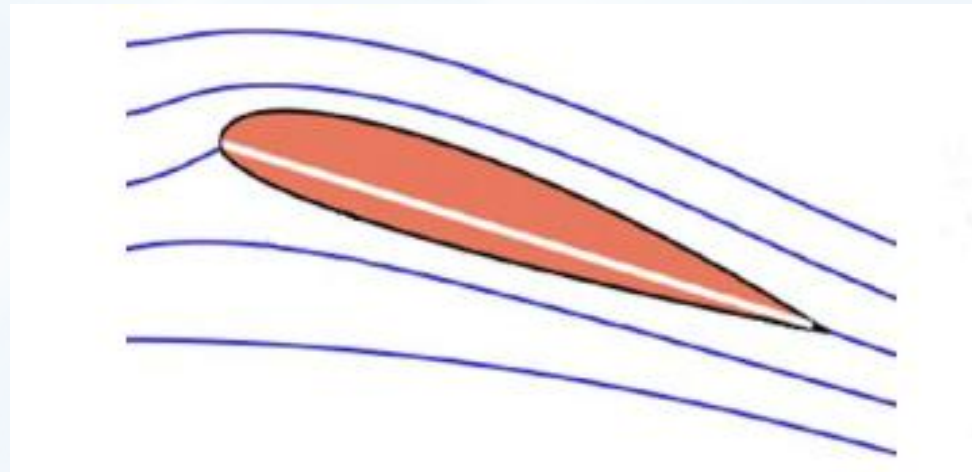
2) 流线、流线谱、流管和流量

● **流线**：在流场中，空气微团流过的路线（轨迹）称为**流线**。在流线每一点上，曲线的切线方向正是流体微团流过该点时流动速度的方向。流线每点上的流体微团只有一个运动方向。流线不可能交叉，也不可能分叉。

1.2.2 空气动力学基本原理

2) 流线、流线谱、流管和流量

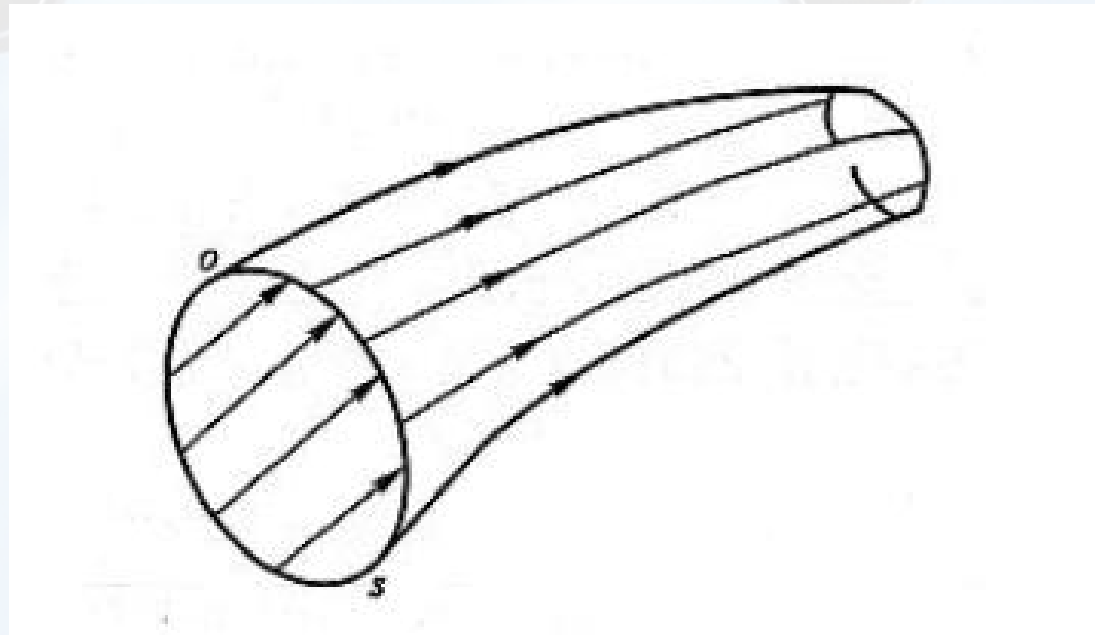
- 流线谱：用流线组成的描绘流体微团流动情况的**图画**称为流线谱。如果流线谱**不随时间变化**，它所描绘的就是**定常流**。



1.2.2 空气动力学基本原理

2) 流线、流线谱、流管和流量

- 流管： 在流场中取一条不是流线的封闭曲线，通过曲线上各点的流线形成的管形曲面称为流管。通过曲线上各点流体微团的速度都与通过该点的流线相切，不会有流体通过管壁流进或流出



1.2.2 空气动力学基本原理

2) 流线、流线谱、流管和流量

- 若：流管横截面积为 A ，流体密度为 ρ ，在横截面上的流速为 V
- 单位时间流过截面 A 的流体体积为 AV ，称为流体的体积流量。
- 单位时间流过截面 A 的流体质量为 ρAV ，称为流体的质量流量。
- 所以： $q = \rho AV$ (式中 q 为质量流量，单位 kg/s 。)

小结:

1. 相对运动原理及其应用
2. 连续性假设
3. 流场、定常流和非定常流的概念

1.2.2 空气动力学基本原理

(4) 连续方程与伯努利方程

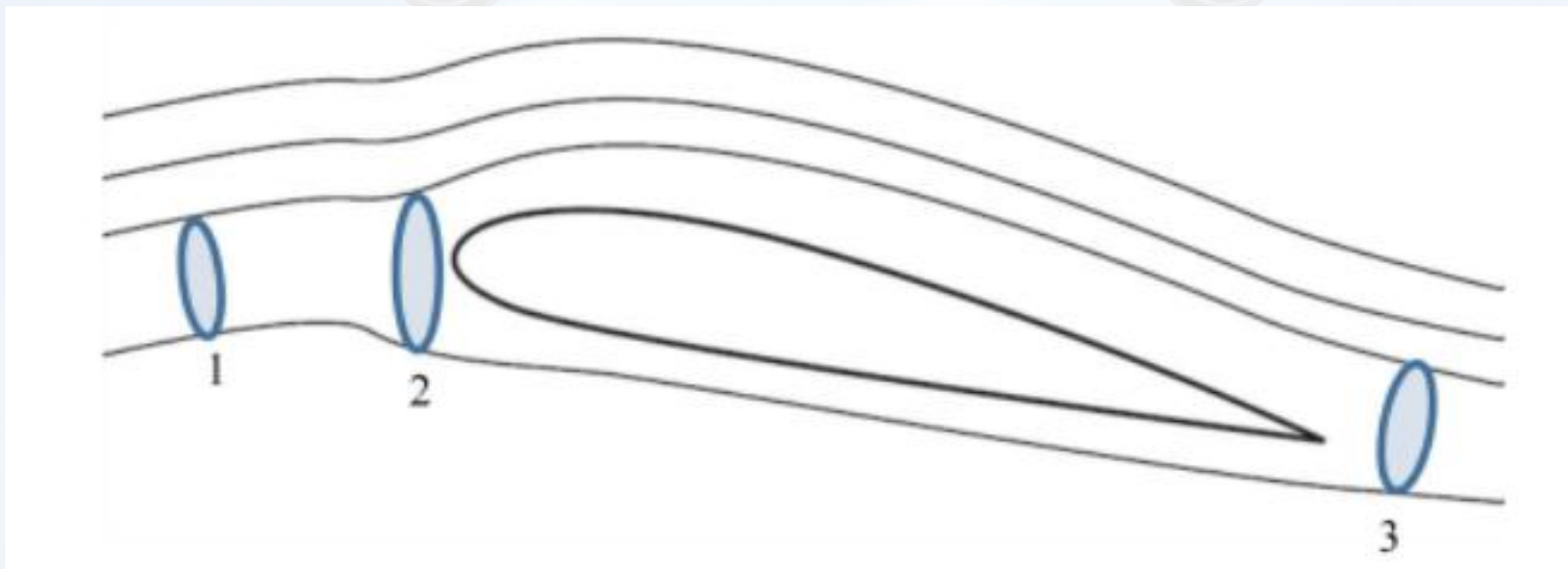
1) 连续方程

连续方程是**质量守恒**定律在流体**定常**流动中的应用。

1.2.2 空气动力学基本原理

连续方程：在定常流动中，流体连续并稳定的在流管中流动，通过流管各截面的质量流量相等。

$$\rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2 = \rho_3 A_3 V_3 \dots \dots \dots$$



1.2.2 空气动力学基本原理

当低速飞行时，可以把大气密度 ρ 看成不变量等于常数，通过流管各截面的质量流量相等的，故方程式可简化为：

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

- ① 流管变**细**，流线变密，流速变**快**；
- ② 流管变**粗**，流线变疏，流速变**慢**。

1.2.2 空气动力学基本原理

2) 伯努利方程

伯努利方程是能量守恒定律在流体流动中的应用。

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

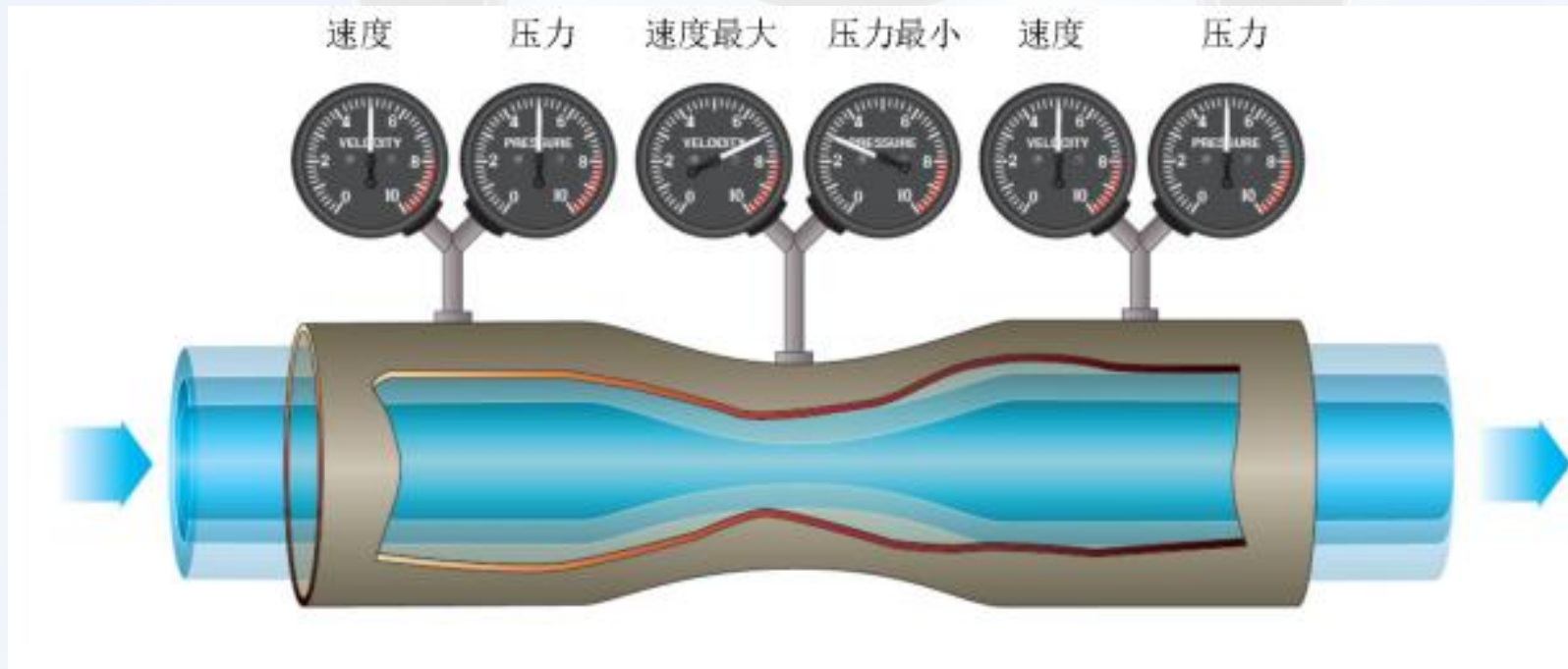
- ① p 为静压，指单位体积流体具有的压力能。
- ② 在静止的空气中，静压等于大气压力。
- ③ $\frac{1}{2}\rho v^2$ 为动压，指单位体积流体具有的动能。
- ④ p_0 为总压，指静压和动压之和。

1.2.2 空气动力学基本原理

- 将连续方程和伯努利方程一起考虑，可以得出以下结论：

不可压缩的、理想的流体在进行定常绝热流动时；

- 流管变细，流线变密，流体的流速将增加，流体的动压增大，静压将减小；
- 流管变粗，流线变疏，流体的流速将减小，流体的动压减小，静压将增加。



1.2.2 空气动力学基本原理

以上实验可以说明飞机机翼气动升力的产生。当气流流过机翼表面时，由于气流的方向和机翼所采用的翼型，在机翼表面形成的流管变细或变粗，流体中的压力能和动能之间发生转变，在机翼表面形成不同的压力分布，从而产生升力。

小结：

定常流是研究连续方程的前提，连续性方程不光使用于低速流体，同时也适用于高速流体。

- ① 连续性方程是**质量守恒**的应用。
- ② 伯努利方程是**能量守恒**的应用。

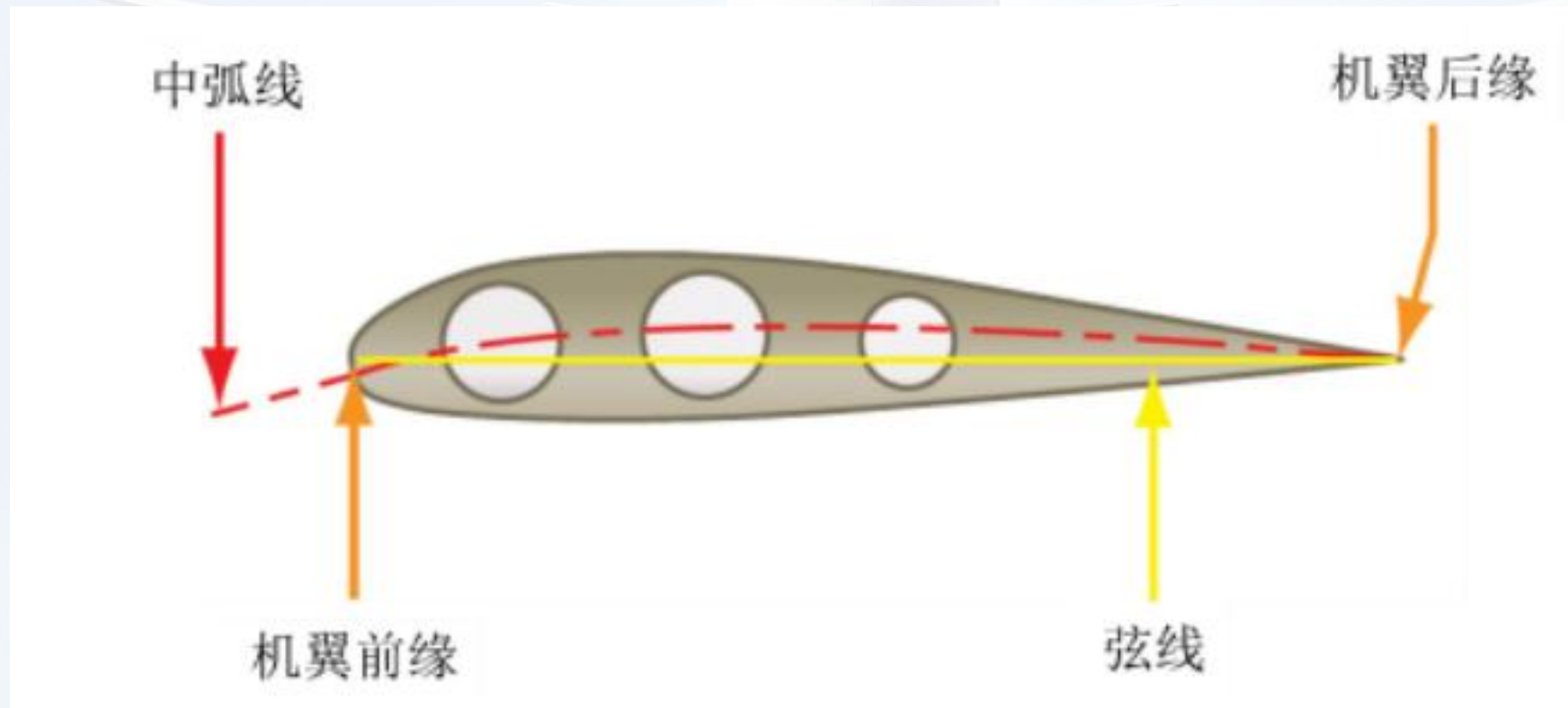


1.2.3 机翼几何外形和参数(1H)

1.2.3 机翼几何外形和参数

(1) 机翼的翼型和基本参数

机翼**横切面**的形状称为机翼翼型。



1.2.3 机翼几何外形和参数

(1) 机翼的翼型和基本参数

- ① **弦线**：翼型最前端的一点叫机翼前缘，最后端的一点叫机翼后缘。连接机翼前缘和机翼后缘的线叫弦线，也叫翼弦。
- ② **弦长**：弦线的长度叫几何弦长，简称弦长。
- ③ **厚度**：翼弦垂直线与翼型上下翼面的交点之间距离称为翼型的厚度。
- ④ **最大厚度**：厚度的最大值称为最大厚度。
- ⑤ **相对厚度**：最大厚度与弦长之比称为相对厚度。相对厚度的大小表示翼型的厚薄程度，相对厚度大，表示翼型厚；相对厚度小，表示翼型薄。

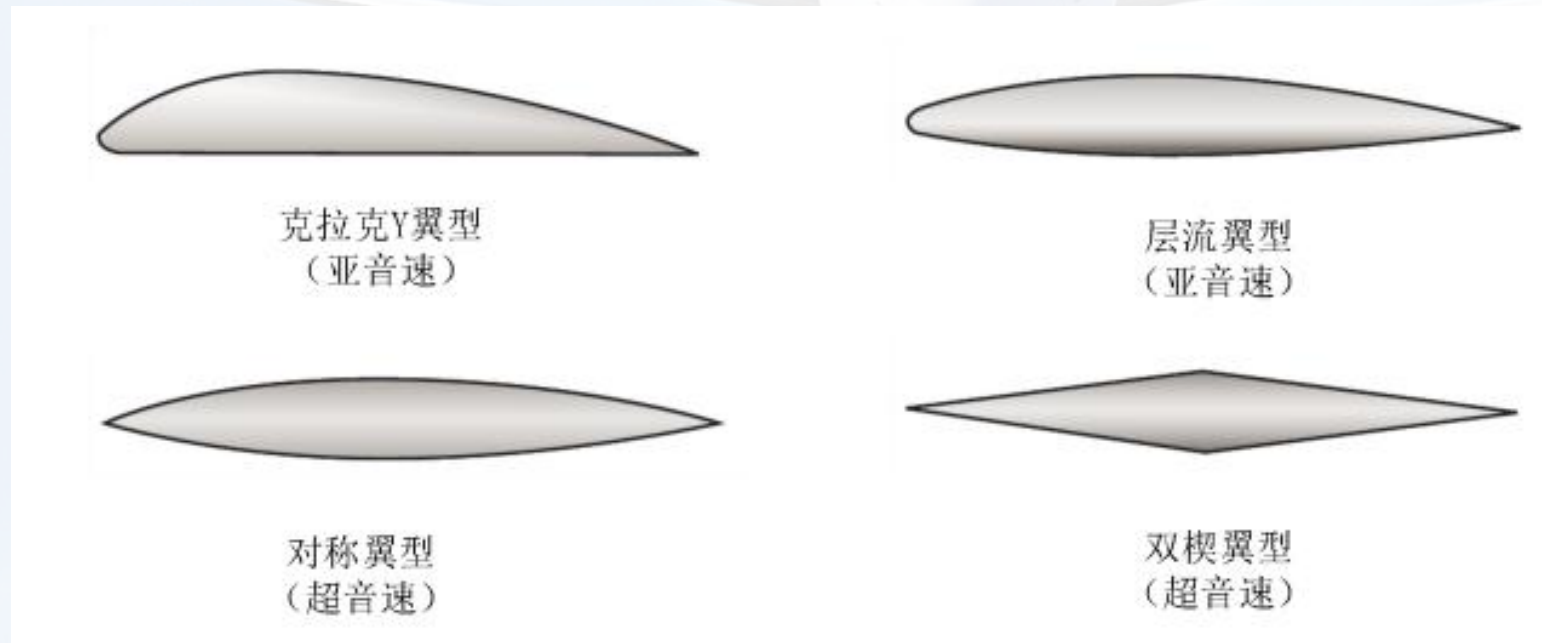
1.2.3 机翼几何外形和参数

(1) 机翼的翼型和基本参数

- ① **中弧线**：垂直弦线的直线在上下翼面所截线段中点的连线叫中弧线。
- ② **最大弯度**：中弧线到弦线之间的最大距离叫最大弯度。
- ③ **相对弯度**：最大弯度与弦长之比叫相对弯度。相对弯度的大小表示翼型的弯曲程度，相对弯度大，表示翼型弯曲程度大；相对弯度小，表示翼型弯曲程度小。

1.2.3 机翼几何外形和参数

- 低速飞机机翼采用的翼型弯度较大，最大弯度位置靠前。
- 随着飞行速度的提高，翼型的相对厚度逐渐减小，最大厚度的位置逐渐向后移。

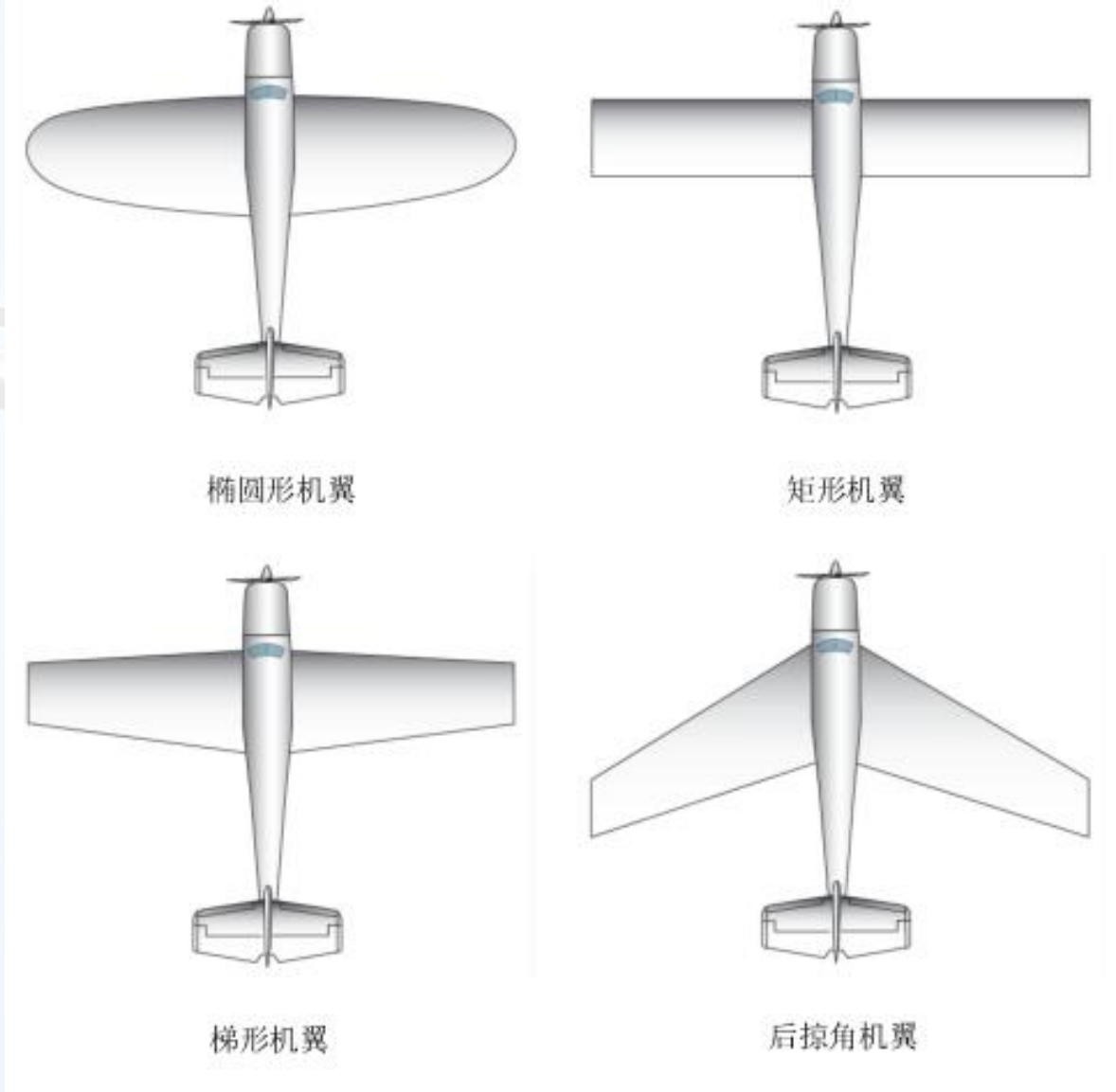


目前民用运输机机翼翼型的相对厚度约为8%~16%，最大厚度的位置约为 **35%~50%**。

1.2.3 机翼几何外形和参数

(2) 机翼平面形状和基本参数

从飞机顶上向下看去，机翼在平面上的投影形状叫机翼平面形状。



1.2.3 机翼几何外形和参数

(2) 机翼平面形状和基本参数

- 1) **机翼面积**——机翼在水平面内的投影面积。
- 2) **梢根比**——翼梢弦长和翼根弦长之比。
- 3) **翼展展长**——左右两翼尖之间的距离叫展长。
- 4) **展弦比**——展长与平均几何弦长之比。

现代民用运输机一般采用大展弦比机翼，随着飞行速度的提高，展弦比将逐渐减小。

- 5) **后掠角**——沿机翼展向等百分比弦线点连线与垂直机身中心线的直线之间的夹角。

飞机说明书中给出的常有机翼前缘后掠角、机翼 1/4 弦线点连线后掠角等。现代民用运输机机翼的后掠角机翼 1/4 弦线点连线后掠角大约在 30 度左右。

1.2.3 机翼几何外形和参数

(3) 机翼相对机身的安装位置

1) 机翼相对机身中心线的高度位置：上单翼、下单翼和中单翼



1.2.3 机翼几何外形和参数

2) 机翼相对机身的角度



上反角



下反角

安装角：机翼弦线与机身中心线之间的夹角叫安装角。以巡航姿态为主的运输机，考虑到减小阻力，安装角一般取 4° 左右。

上反角、下反角：机翼底面同垂直机身对称面的平面之间的夹角。如果翼尖上翘，就叫**上反角**；如果翼尖下垂，就叫**下反角**。



小结:

- 弦线、弦长、厚度、最大厚度、相对厚度、中弧线、最大弯度、相对弯度、机翼面积、梢根比、翼展展长、展弦比和后掠角。
- 上述名词的概念，为本节重点。



1.2.4 作用在飞机上的空气动力(2H)

飞机通过空气动力，都能做到什么？



1.2.4 作用在飞机上的空气动力

- 克服了重力把飞机托举在空中，这股力量叫**升力**。
- 产生推力克服阻力向前运动。
- 空气作用在与之有相对运动物体上的力称为**空气动力**。
- 作用在飞机各部件上的空气动力的合力叫做飞机的**总空气动力**，用 R 表示。
- 总空气动力 R 的作用点叫**压力中心**，
- 总空气动力在垂直来流方向上的分量叫**升力**，用 L 表示，
- 在平行来流方向上的分量叫**阻力**，用 D 表示。

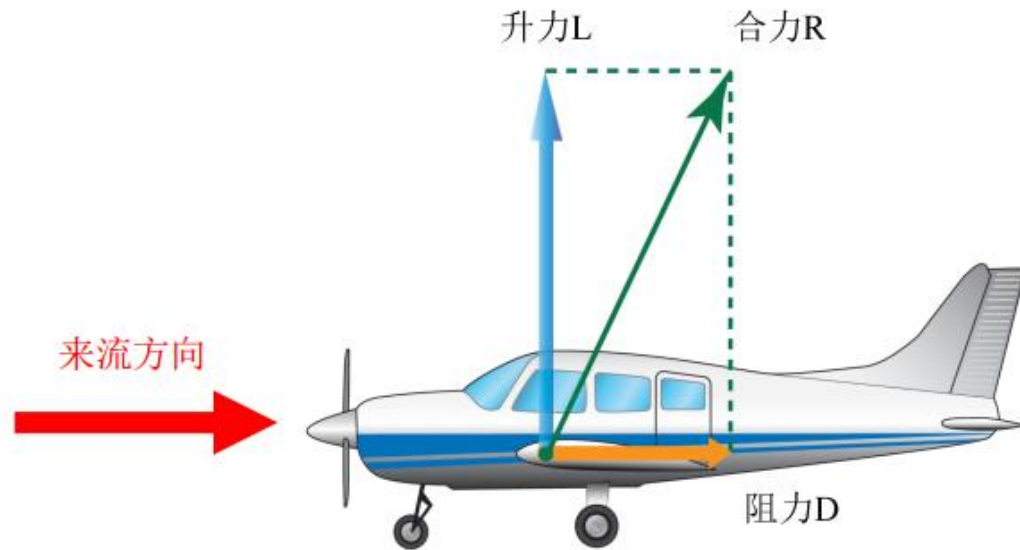


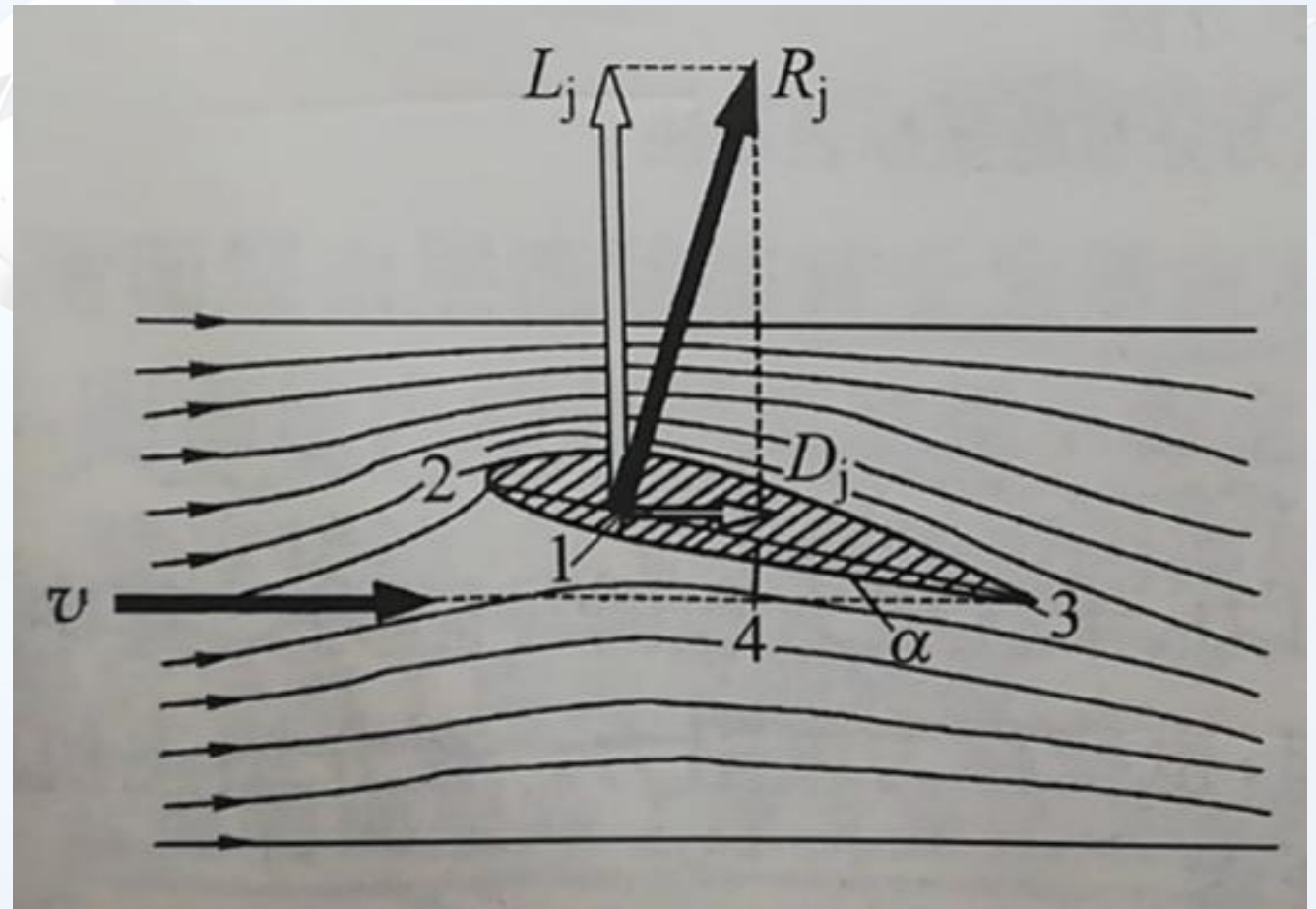
图 2-13 飞机的总空气动力、升力和阻力

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

(1) 升力的产生

飞机的升力主要由机翼来产生。机翼上下表面形成的压力差产生了升力。

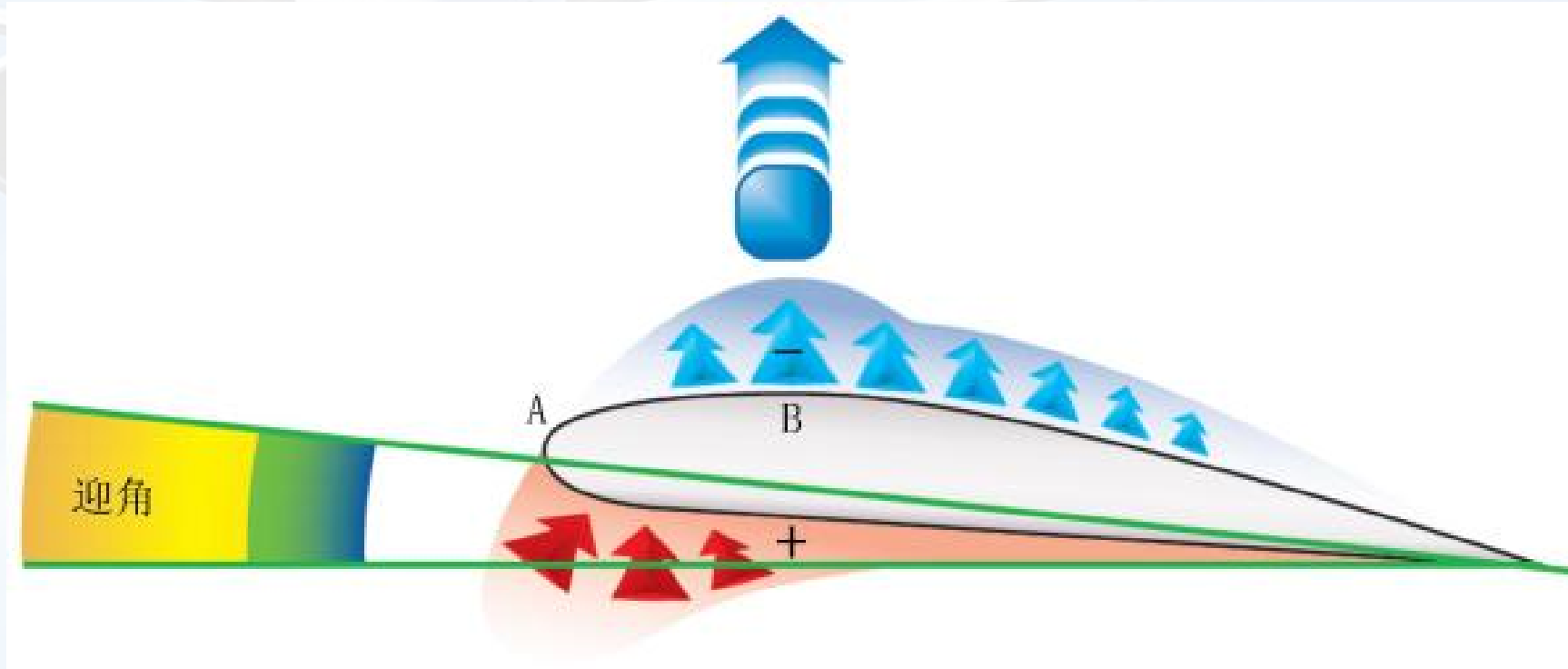
- 相对气流与机翼弦线之间的夹角叫做**迎角**。
- 相对气流从机翼弦线的下方吹来，迎角为正
- 相对气流从机翼弦线的上方吹来，迎角为负



1.2.4 作用在飞机上的空气动力

作用在机翼上的气动力的合力，是向上并略向后倾的力。垂直来流方向上的分量就是升力，平行气流方向的分量叫阻力。

- 合力的作用点叫机翼的**压力中心**。
- 机翼前缘 A 点，气流速度减小到零，正压达到最大值，此点称为**驻点**。
- 机翼上表面 B 点，气流速度最大，负压达到最大值，称为**最低压力点**。



机翼压力分布的矢量表示方法

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

(2) 阻力的产生

1) 气流在机体表面的流动状态

气流在机体表面的流动状态

1) 附面层

2) 层流附面层和紊流附面层

3) 附面层的分离

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

➤ 附面层

由于空气黏性，流过不是绝对光滑的机体表面时，机体表面对紧贴机体表面的气体微团产生阻滞力使其流速降为零，这层气体微团又阻滞与它相邻的外层气体微团，使其流速下降。

由于空气的黏性产生阻滞力一层一层的向外影响下去，就在机体表面形成了沿机体表面法向方向，流速由零逐渐增加到外界气流流速的薄薄的一层空气层，这就叫做**附面层**。也称为**边界层**。

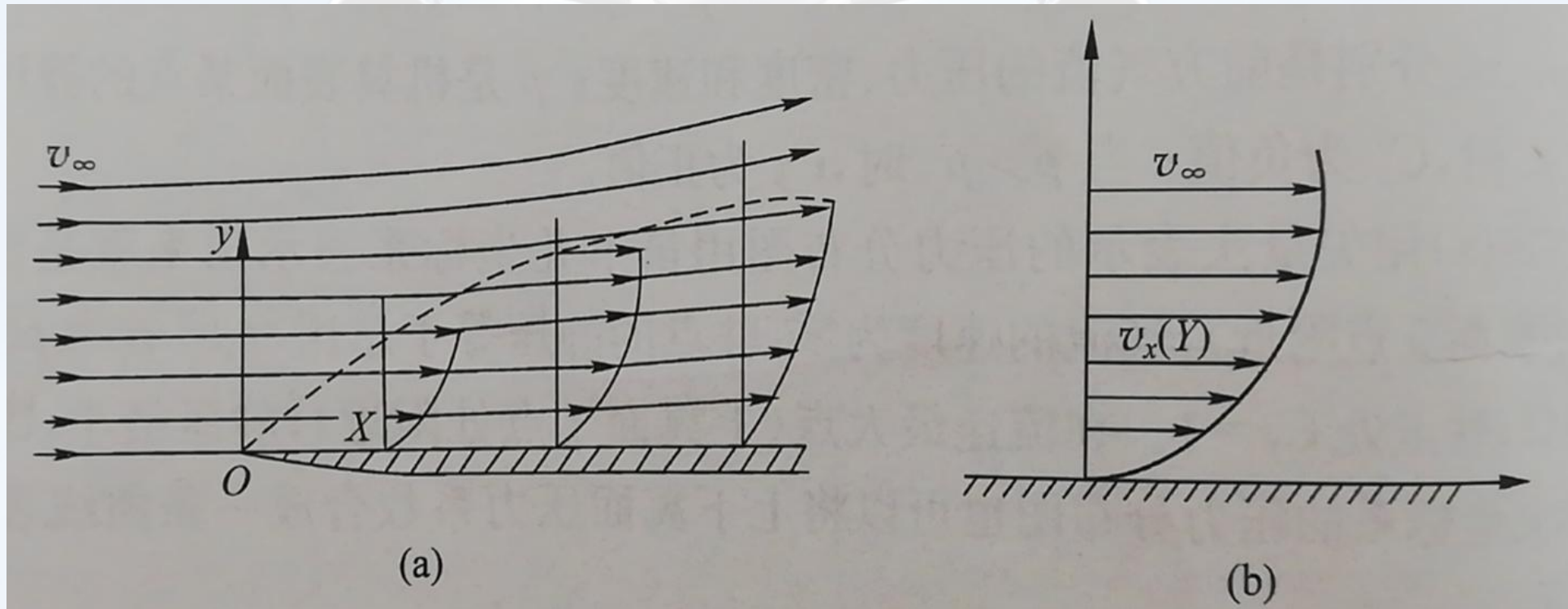
1.2.4 作用在飞机上的空气动力

➤ 附面层

机体表面到附面层边界（流速增大到外界气流流速99%处）的距离为**附面层的厚度**。

用 δ 表示。

沿机体表面流动的距离越长，机体对气流的阻滞力作用时间越长，附面层越厚。



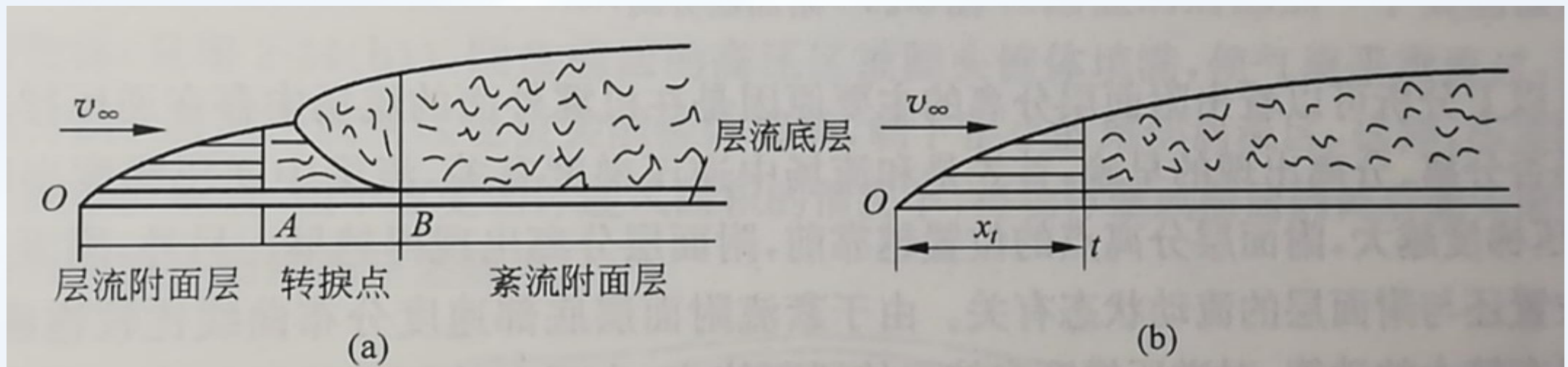
1.2.4 作用在飞机上的空气动力

➤ 层流附面层和紊流附面层

前段附面层内，流体微团层次分明地沿机体表面向后流动，上下各层的微团互相不混淆，这就是**层流附面层**。

后段，气体微团除了向前流动外，还上下乱串，互相掺和，分不清层次，这就是**紊流附面层**。

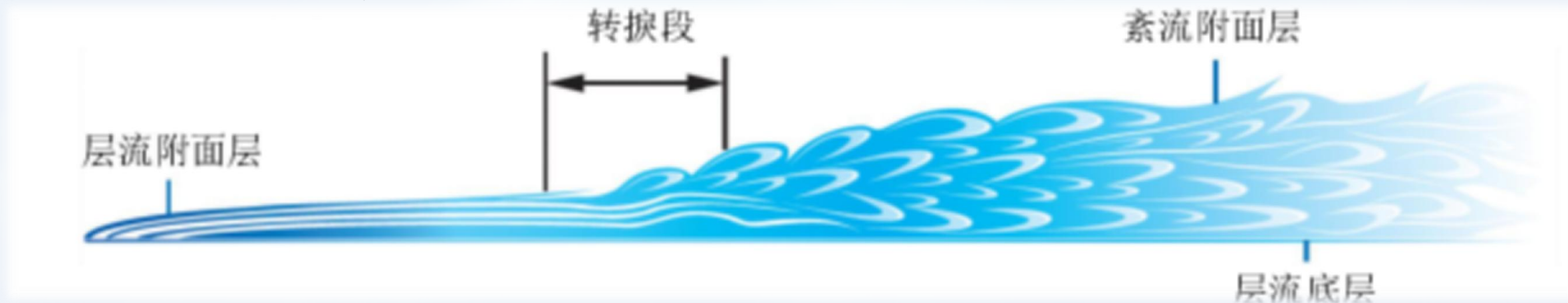
层流状态转变紊流状态叫**转捩**，流动状态的转变区域叫**转捩段**。**转捩段**不是一个点，是一个区域。



1.2.4 作用在飞机上的空气动力

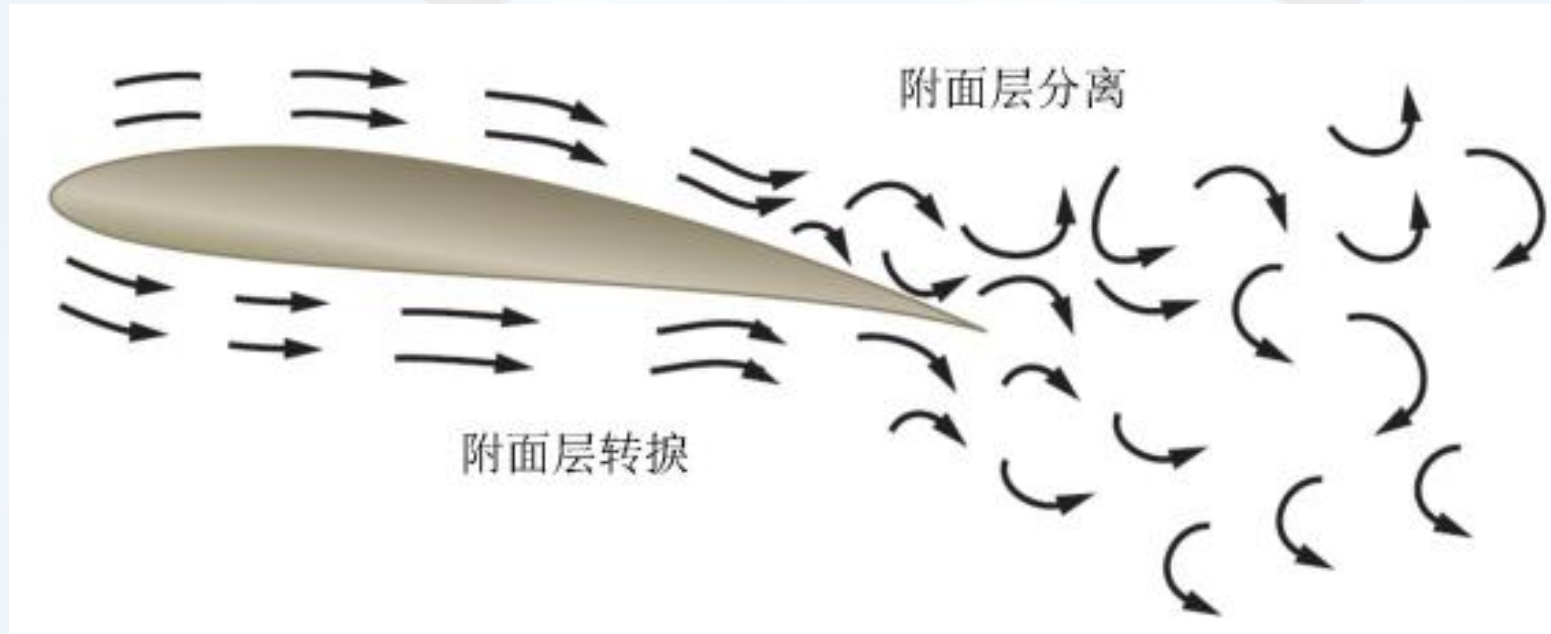
附面层由层流状态转变为紊流状态的主要原因是：

- 气流流过机体表面的距离越长，附面层越厚，附面层内的分层流动越不稳定。
- 机体表面过于粗糙、凹凸不平（油污、脏物、突出的铆钉头、蒙皮接缝）等又不断地对附面层施加扰动，使已不稳定附面层的流线上下脉动，扭曲变形，最后导致了附面层的转捩。
- 紊流附面层比层流附面层的厚，在紊流附面层的底层，机体表面对气流的阻滞作用也要比层流附面层大得多。



1.2.4 作用在飞机上的空气动力

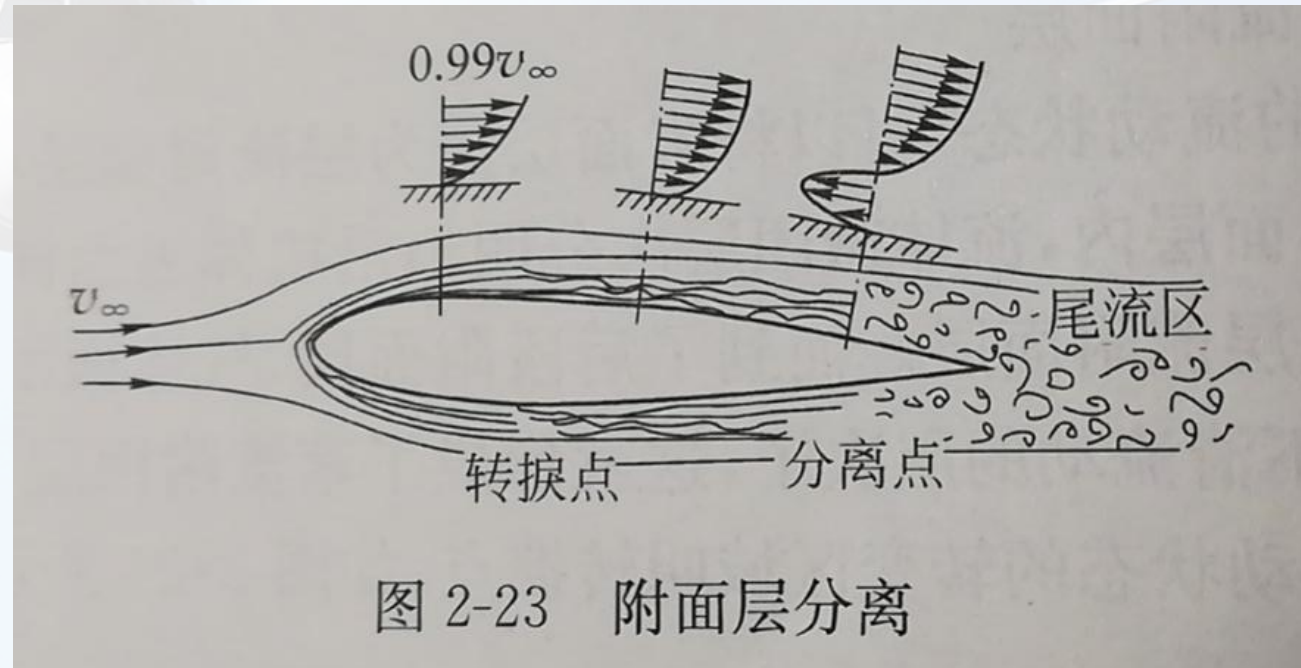
- 附面层的分离
- 驻点A到最低压力点B，附面层外界的气流逐渐加速，静压也随之逐渐减小。
- 但从最低压力点 B 向后，附面层外界的气流逐渐减速，静压也随之逐渐加大，形成了后面压力大于前面压力的逆压梯度。对附面层内气流的流动极为不利，
- 一方面气流要克服黏性的阻滞力，另一方面又要克服逆压的阻力向后流动。



1.2.4 作用在飞机上的空气动力

➤ 附面层的分离

从驻点 A 到最低压力点 B，附面层外界的气流逐渐加速，静压也随之逐渐减小。但从最低压力点 B 向后，附面层外界的气流逐渐减速，静压也随之逐渐加大，形成了后面压力大于前面压力的**逆压梯度**。



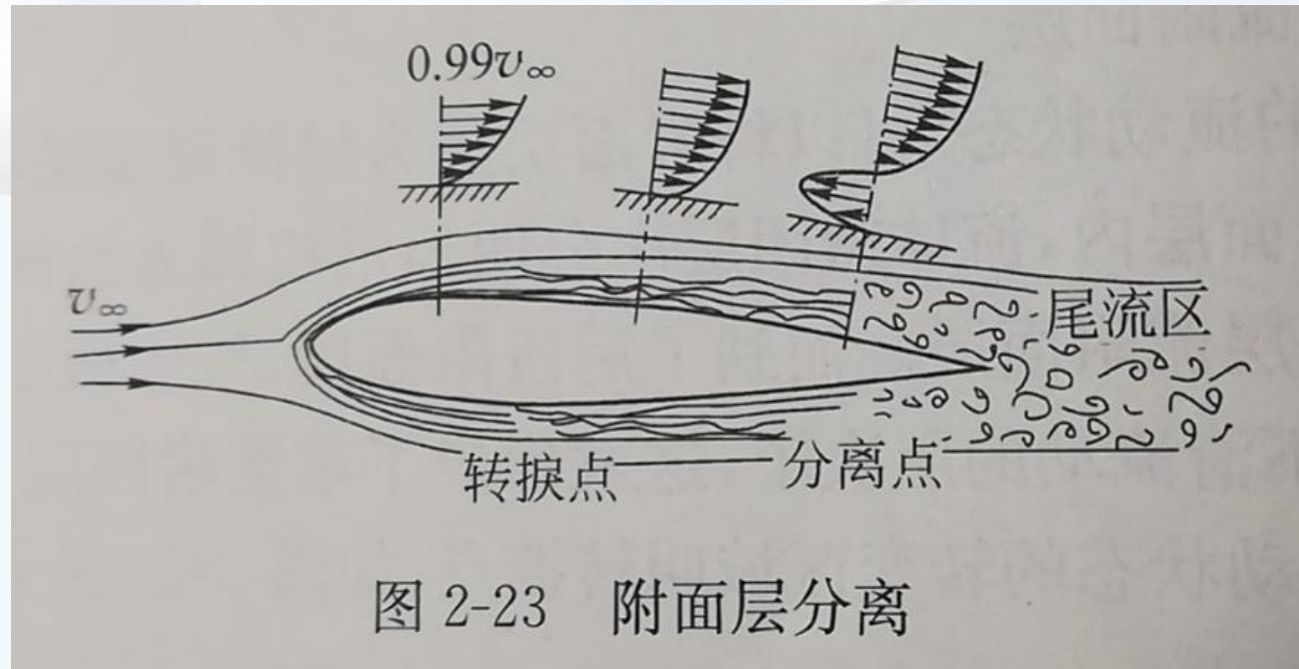
1.2.4 作用在飞机上的空气动力

➤ 附面层的分离

附面层分离

在进入逆压梯度区后，附面层内气流速度迅速下降，并在逆压作用下底层气流产生倒流，与顺流而下的气流相撞，气流将被拱起脱离机体表面并在主流气流的冲击下形成大的旋涡，这种现象叫做**附面层分离**。

气流开始脱离表面的点叫做**分离点**。



1.2.4 作用在飞机上的空气动力

➤ 附面层的分离

分离与**转捩段**是有区别的。

- ① 附面层分离生成的旋涡不断地被主流气流吹走，
- ② 新的旋涡又不断地从机体表面生成，
- ③ 这样就形成了**涡流区**，也称为**尾流区**。

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

尾流区内，空气不停地迅速地旋转，气流的动能因为摩擦而损耗，变成热量向外传递，气流的压力也就下降了。

机翼前后的压力差形成了，**压差阻力**。

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

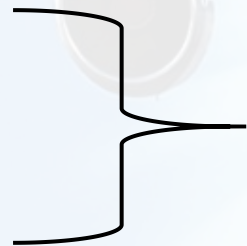
(2) 阻力的产生

- 在低速飞行中飞机的阻力主要有**摩擦阻力**、**压差阻力**、**干扰阻力**和**诱导阻力**。

摩擦阻力

压差阻力

干扰阻力



废阻力（主要由**空气黏性**导致的）

诱导阻力



伴随**升力**而产生的阻力。

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

2) 摩擦阻力

摩擦阻力是由于空气有黏性而产生的阻力，存在于附面层内。

减小摩擦阻力的方法：

- 层流翼型
- 在机翼表面安装一些气动装置，不断向附面层输入能量
- 保持机体表面光滑清洁
- 尽量减小机体与气流的接触面积

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

3) 压差阻力

气流流过飞机时，在机体前后压力差形成的阻力就叫做压差阻力。

减小压差阻力的措施：

- 尽量减小飞机机体的迎风面积，
- 机身横截面的形状应采取圆形或近似圆形。
- 暴露在空气中的机体各部件外形应采用流线型。

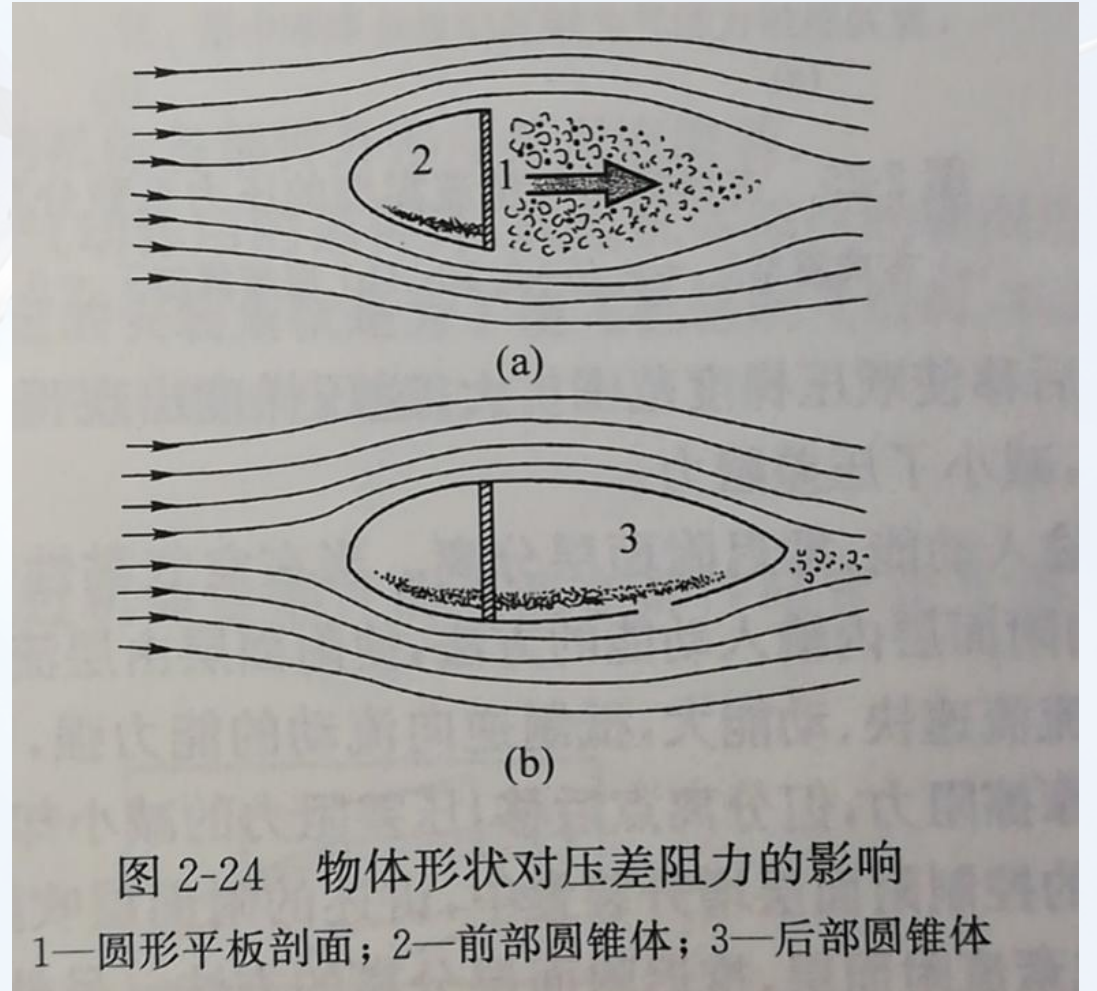


图 2-24 物体形状对压差阻力的影响

1—圆形平板剖面；2—前部圆锥体；3—后部圆锥体

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

4) 干扰阻力

干扰阻力是流过机体各部件的气流在部件结合处互相干扰而产生的阻力。

实验表明，整体飞机的阻力并不等于各个部件单独产生的阻力之合，而是多出一个量，这个量就是由于气流流过各部件时，在它们的结合处相互干扰产生的干扰阻力。

干扰阻力与各部件组合时的相对位置有关，也和部件结合部位形成的流管形状有关。

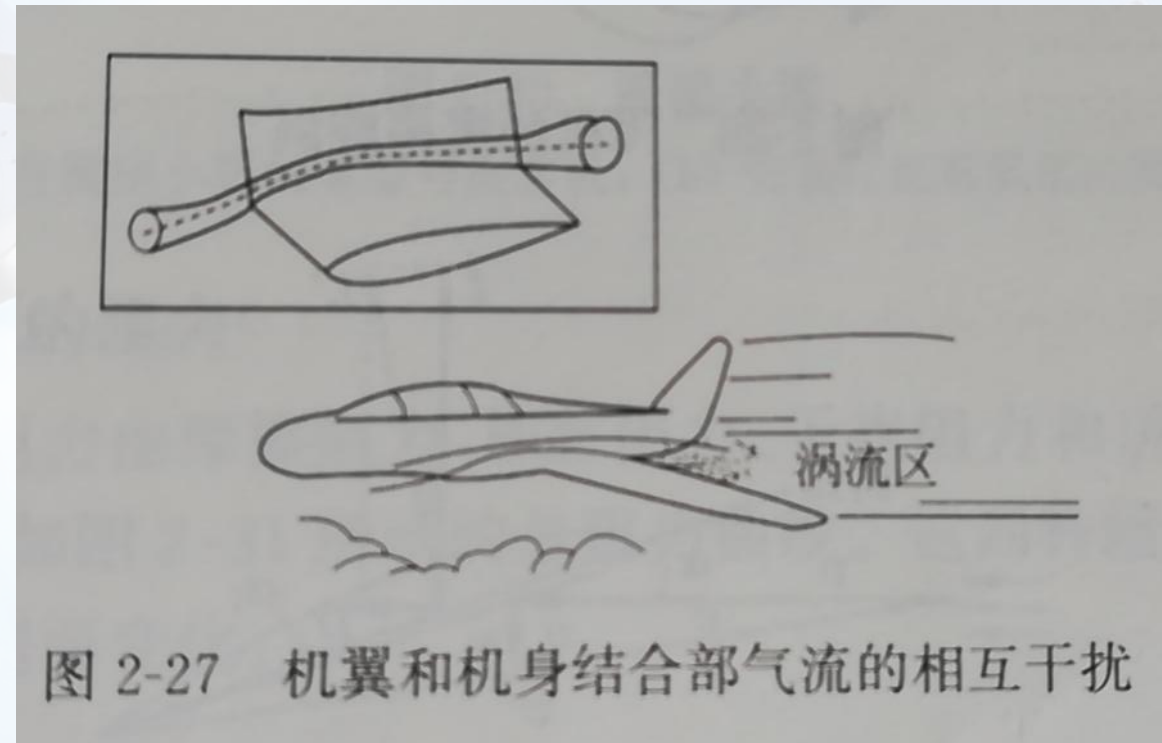


图 2-27 机翼和机身结合部气流的相互干扰

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

4) 干扰阻力

减小干扰阻力的措施包括：

- 适当安排各部件之间的相对位置，对于机翼和机身之间的干扰阻力来说，中单翼干扰阻力最小，下单翼最大，上单翼居中。
- 在部件结合部位安装整流罩，使结合部位较为光滑，以减小干扰阻力。

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

5) 诱导阻力

诱导阻力是伴随升力而产生的一种阻力。

上下翼面压力差越大，升力越大，诱导阻力也就越大

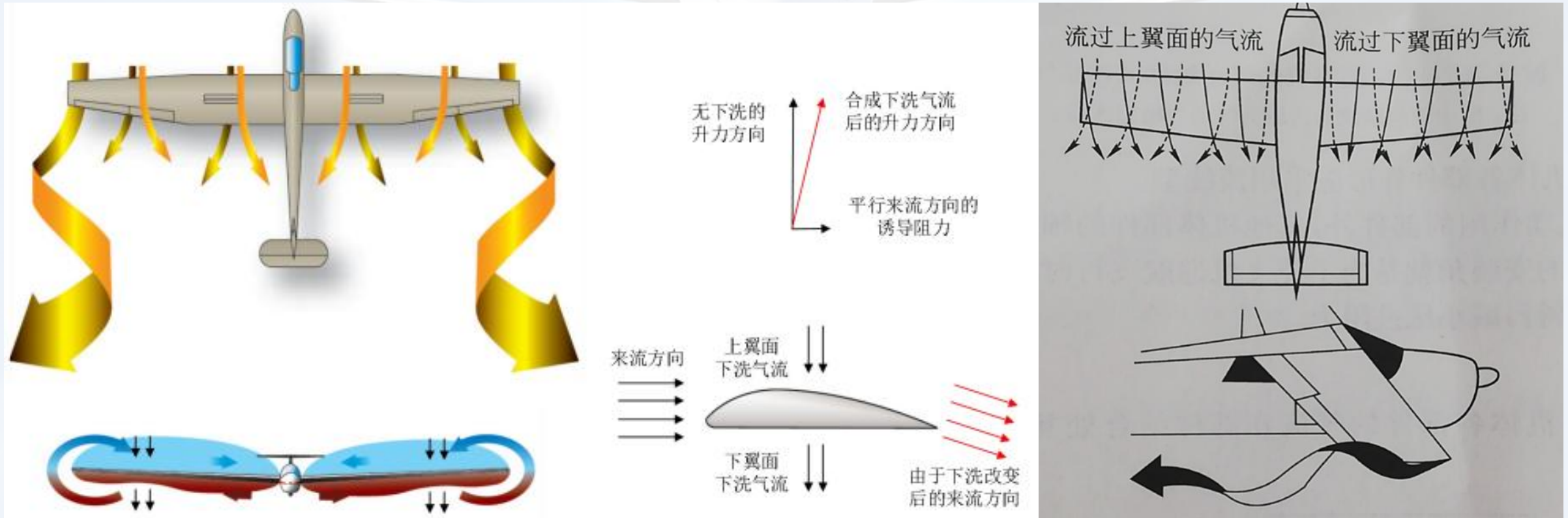
➤ 翼梢旋涡和下洗流

翼梢旋涡：在机翼的翼梢部位形成了由下向上旋转的翼梢旋涡。



1.2.4 作用在飞机上的空气动力

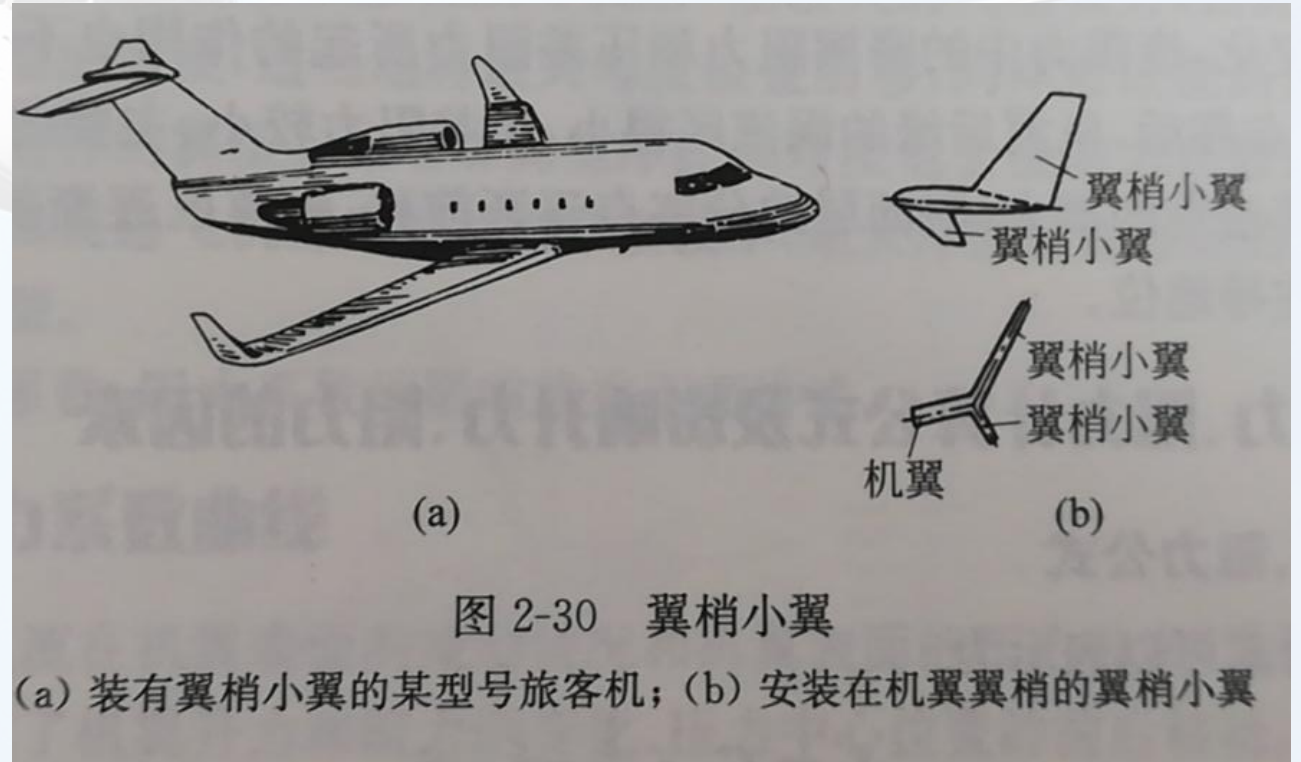
下洗： 由于翼梢旋涡的作用，机翼上下表面的气流在向后流动的同时出现了向下流动的趋势。这种垂直气流方向向下的流动称为下洗。



1.2.4 作用在飞机上的空气动力

➤ 减小诱导阻力的措施：

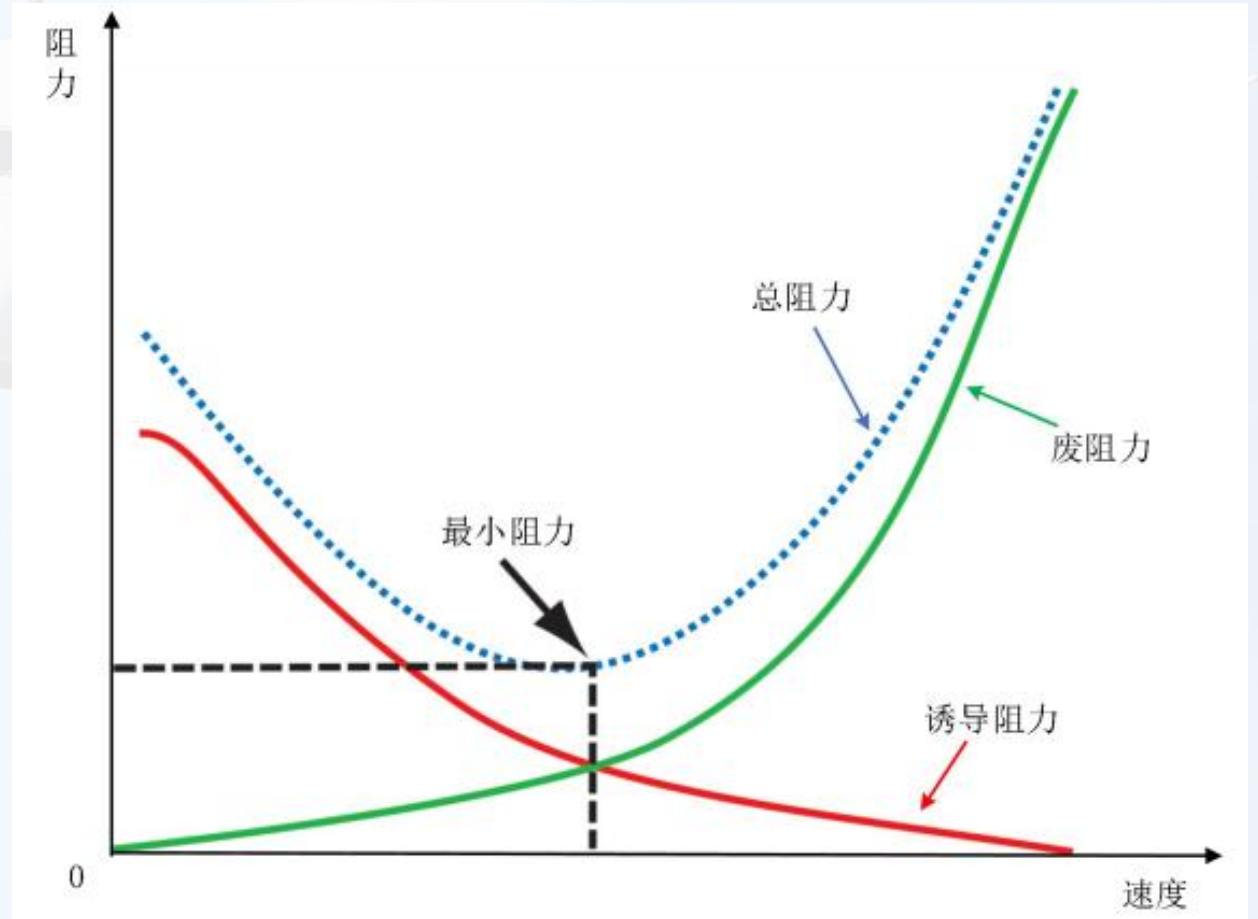
- ①用诱导阻力较小的机翼平面形状；
- ②加大机翼的展弦比；
- ③以上2种方式都降低翼梢部位的面积在机翼总面积中所占比例。
- ④现在最常用的是采用翼梢小翼。



1.2.4 作用在飞机上的空气动力

6) 低速飞行时飞机的阻力

- 低速飞行时飞机的阻力由**摩擦阻力**、**压差阻力**、**干扰阻力**和**诱导阻力**组成；
- 四种阻力对飞行总阻力的贡献随着飞行**速度和迎角**的不同而变；
- 总阻力应是**诱导阻力**和**废阻力**之和。
- 诱导阻力曲线和废阻力曲线相交点，总阻力最小，此时的飞行速度称为**有利飞行速度**。



1.2.4 作用在飞机上的空气动力

小结:

- 升力的产生主要是由于翼面上下的气流加速不同，产生了压力差。
- 阻力区分废阻力和诱导阻力。
- 诱导阻力随升力增加而增加。

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

(3) 升力和阻力的影响因素

飞机的升力公式可以表示为：

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

飞机的阻力公式可以表示为：

$$D=C_D \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S$$

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

从升力和阻力公式可以看出：

飞机的升力和阻力都与空气的密度成正比，与飞机飞行速度的平方成正比，与机翼的面积成正比。

- 1) 空气密度因素
- 2) 机翼面积因素
- 3) 升力系数和阻力系数

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

➤ 升力系数为零时，机翼的升力为零，对应的迎角叫做**零升力迎角**。大多数民用运输机机翼采用具有一定弯度的非对称翼型，

- ① 零升力迎角是较小的负值；
 - ② 迎角小于零升力迎角时，升力系数为负值；
 - ③ 迎角大于零升力迎角时，升力系数为正值，
- **升阻比**是升力和阻力之比，是升力系数和阻力系数之比。

➤ 升阻比达到最大值的状态下飞行是最有利的，因为这时产生相同的升力，阻力最小，飞行效率最高，所以升阻比也叫做**气动效率**。

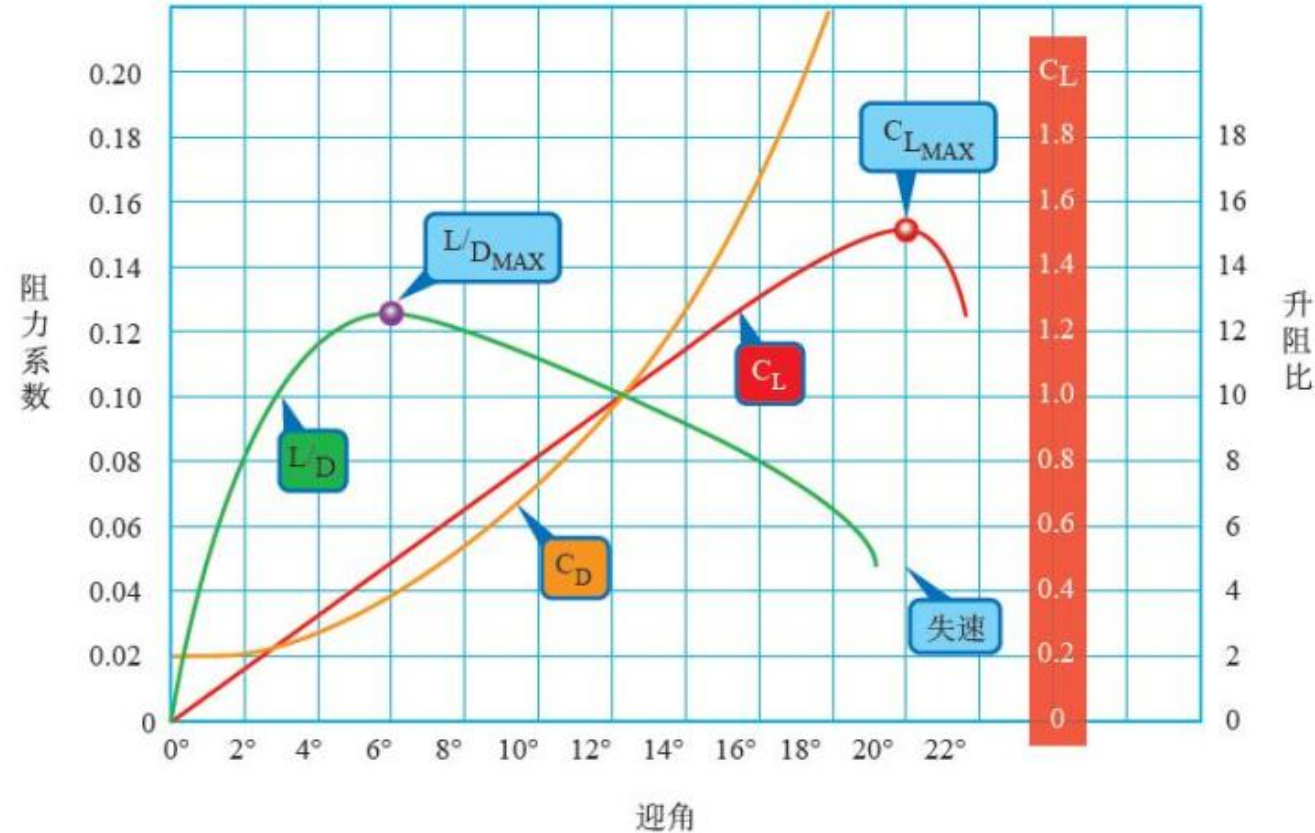


图 2-22 升力系数、阻力系数、升阻比与迎角的关系

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

4) 飞机大迎角失速

① 临界迎角和飞机失速

临界迎角：对应最大升力系数的迎角叫做临界迎角，也叫做失速迎角。

飞机失速：迎角大于临界迎角时，升力系数急剧下降，阻力系数急剧增加，这种现象就叫做失速。

② 飞机的失速速度

失速速度：飞机迎角刚达到临界迎角时的飞行速度就叫做失速速度。

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

(4) 机翼的压力中心和焦点

1) 机翼的压力中心

机翼压力中心是作用在机翼上的气动载荷合力的作用点。

作用在机翼上的气动力是作用在机翼表面上的分布载荷。这些分布载荷的合力就是机翼的气动力，而合力的作用点就是机翼的压力中心。

2) 机翼的焦点

机翼焦点是迎角改变时机翼气动升力增量的作用点。

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

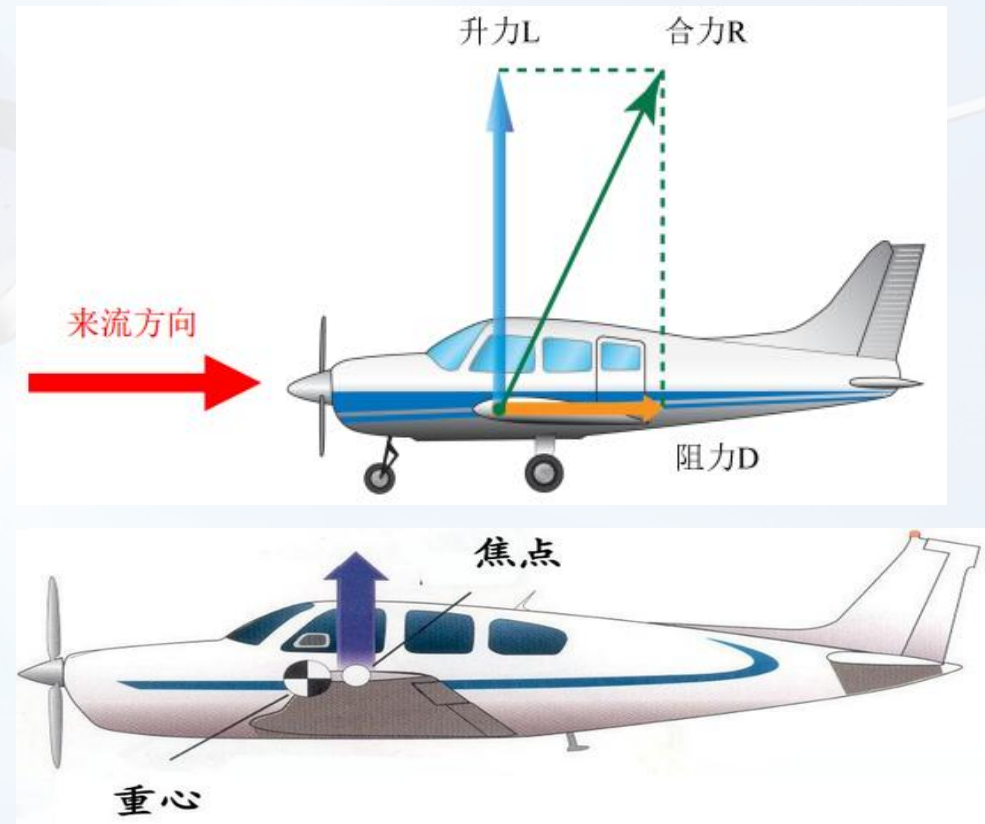
(4) 机翼的压力中心和焦点

机翼压力中心和焦点的**区别**：

- ① 压力中心是机翼气动力**合力**的作用点。
- ② 焦点则是机翼气动力**增量**的作用点。

机翼压力中心的位置随着机翼迎角的变化而前后移动，在一定的迎角范围内，

- ① 迎角增大，机翼压力中心前移；
- ② 迎角减小，机翼压力中心后移。
- ③ 低速飞行中，机翼的焦点位置却不随迎角改变。



1.2.4 作用在飞机上的空气动力

(5) 机翼表面积冰的影响

- ① 机翼表面的积冰或雪、霜会改变机翼的翼型，加大机翼的迎风面积，使机翼表面变粗糙凹凸不平，影响机翼表面附面层的流动状态，增加摩擦阻力和压差阻力。燃料消耗量增加，飞机的航程减小，巡航性能变坏。
- ② 机翼表面积冰破坏了机翼的翼型，机翼的升力要比不结冰时的升力小，这也给飞机的起飞和爬升带来困难。越障的困难。
- ③ 两侧机翼结冰不对称，还会造成飞机两侧的重量和气动力不平衡。
- ④ 机翼表面积冰使附面层过早分离，减小了最大升力系数和临界迎角。使飞机过早的出现失速的现象。



典型的机翼前缘除冰带

1.2.4 作用在飞机上的空气动力

小结:

- ① 升力、阻力的相互关系。
- ② 迎角增加，升力持续增加，到达临界迎角时开始突然下降。
- ③ 迎角增加，阻力持续增加。

以上为本节重点。

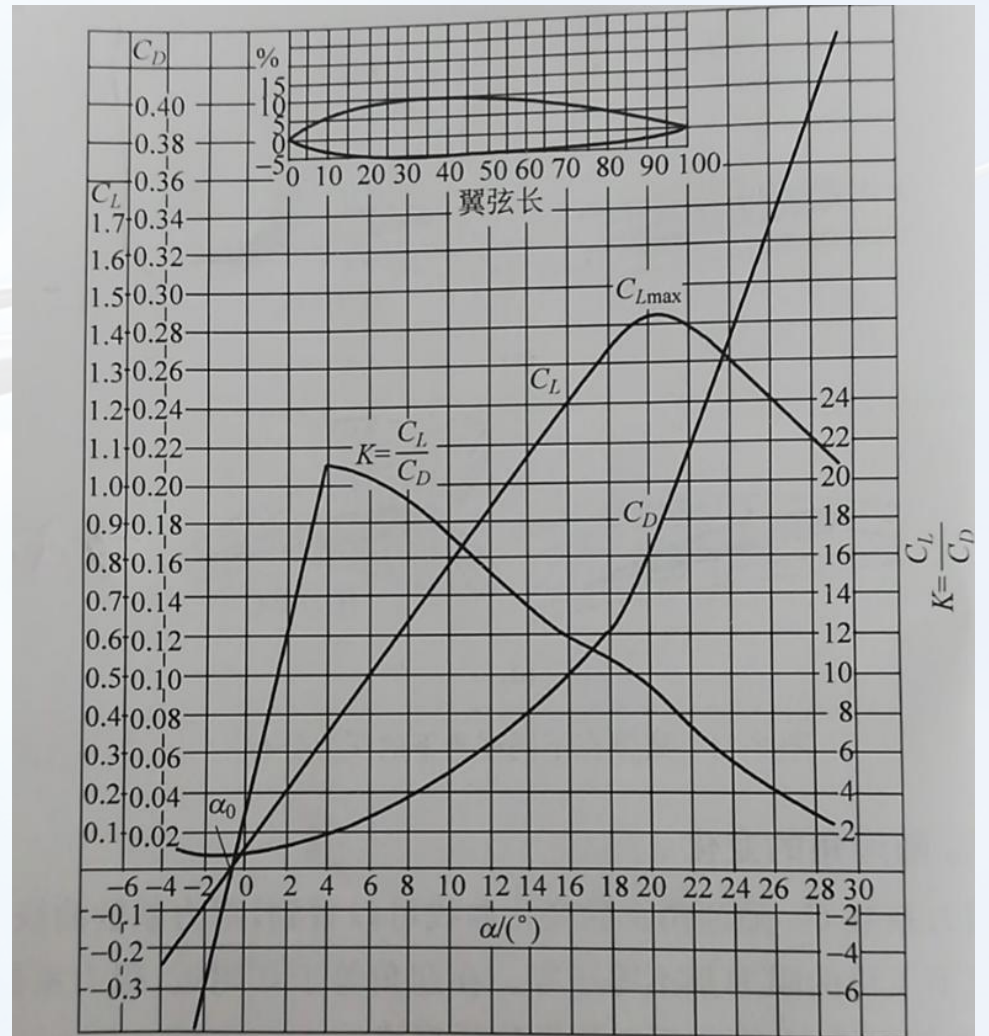


图 2-36 某种机翼剖面风洞实验室所得的三种曲线

A faint, light-colored silhouette of a large commercial aircraft is centered in the background, showing the fuselage, wings, and tail section.

1.2.5 高速飞机基本特点 (2H)

1.2.5 高速飞机基本特点

(1) 空气的可压缩性和飞行马赫数

1) 空气的可压缩性

空气的可压缩性是造成高速飞行不同于低速飞行的主要原因。

2) 飞机飞行的马赫数

马赫数 (Ma) :飞机空速与当前飞行高度处声速的比值, 是一个无量纲的量。

马赫数既反映了飞机飞行对空气施加的压力变化量的大小, 也反映了空气可压缩性的大小。马赫数越大, 说明飞机对空气的压缩程度更大。空气的可压缩性表现的越明显, 对飞行的影响就越大。

$$Ma = \frac{V}{V_{\text{声速}}}$$

Ma > 1, 超音速

Ma < 1, 亚音速

1.2.5 高速飞机基本特点

- **低速流体**，只是机械能的转换（动能和压力能）。
- **高速流体**，因为流体动能和机械能的比值大大增加，速度的变化导致流体温度和内能的变化不可忽略。所以流体的内能转换也应该包括机械能和内能之间的转换。

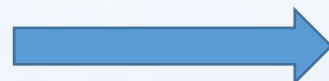
- 高速定常理想绝热流，也可以用能量守恒和伯努利方程。

速度增加：压力、密度、温度、声速都减小。



马赫数增加，部分压力能和内能转变为动能，系统总能量不变。

速度减小：压力、密度、温度、声速都增大。



马赫数减小，部分动能转变为压力能和内能，系统总能量不变。

(2) 高速飞行气流的加速、减速特性

低速流动时，因为不考虑可压缩性（ ρ 是常数），连续性方程 $V_1 A_1 = V_2 A_2 = \dots\dots\dots$ ，高速时，如果考虑可压缩性，当 V 减小时，静压升高；压力升高，密度就要上升。 $\rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2 = \dots\dots\dots$ 。这时，流管的截面积就比较复杂了。

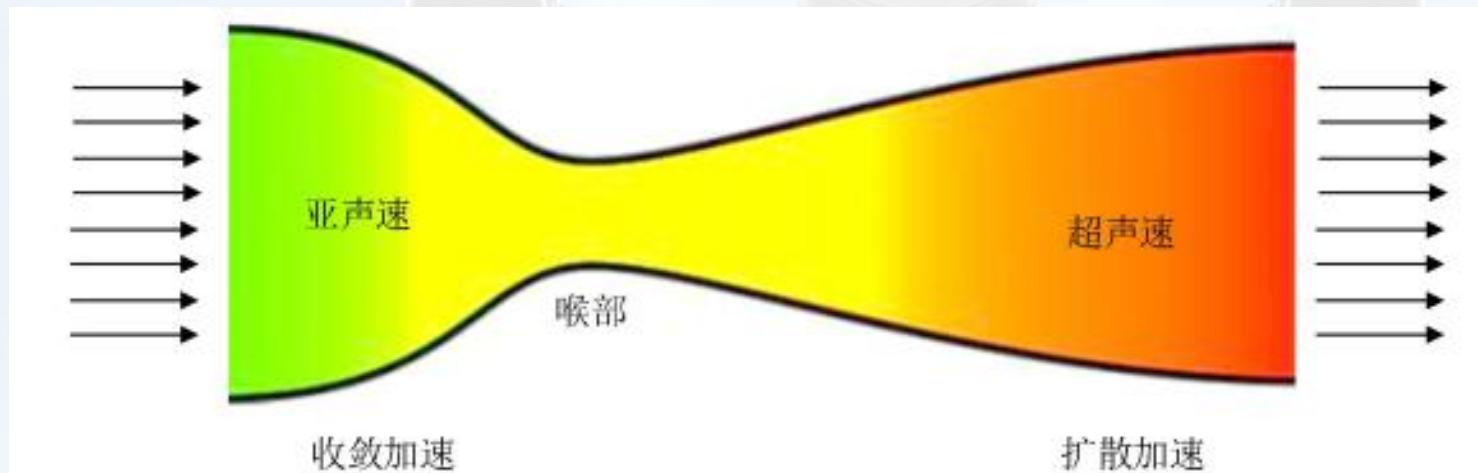
表 2-1 流速、空气密度、流管截面积的关系

气流 Ma 数	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0	1.2	1.4	1.6
流速增加的百分比 ($\Delta v/v$)	皆为 1%							
空气密度变化的百分比($\Delta\rho/\rho$)	-0.04%	-0.16%	-0.36%	-0.64%	-1%	-1.44%	-1.96%	-2.56%
流管截面面积变化的百分比($\Delta A/A$)	-0.96%	-0.84%	-0.64%	-0.36%	0	0.44%	0.96%	1.56%

1.2.5 高速飞机基本特点

(2) 高速飞行气流的加速、减速特性

- 亚声速气流，通过收缩的流管加速；
- 超声速气流，通过扩张的流管加速。



为了使亚声速气流加速到超声速，必须使用先收缩后扩张的流管。这种流管叫**拉瓦尔喷管**，也叫做**超声速喷管**。

1.2.5 高速飞机基本特点

跨声速飞行现象



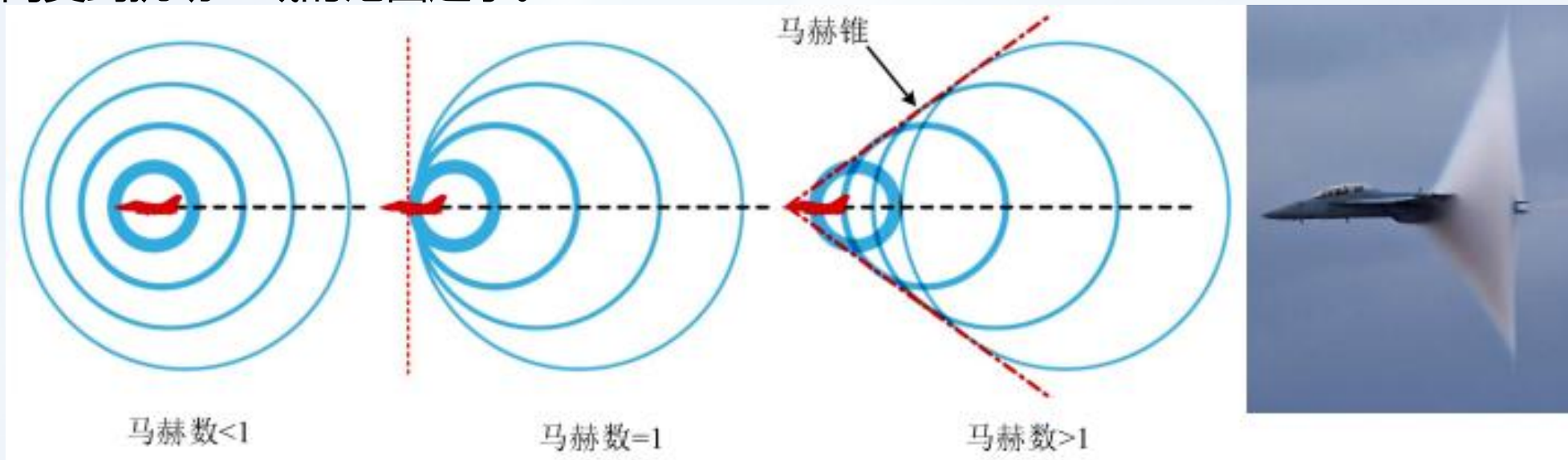
1.2.5 高速飞机基本特点

(3) 马赫锥、激波、膨胀波的基本概念

1) 马赫锥

飞机以超声速飞行时，通过飞机机头作各扰动波波面的切线，切线形成的圆锥体叫做**马赫锥**。

马赫锥面就是超声速飞行时受扰动空间与未受扰动空间的分界面。只有 $Ma \geq 1$ 时才会出现马赫锥。马赫锥角的大小仅与飞行马赫数有关：飞行马赫数越大，马赫角越小，马赫锥越尖、越细长，空间受到扰动区域的范围越小。



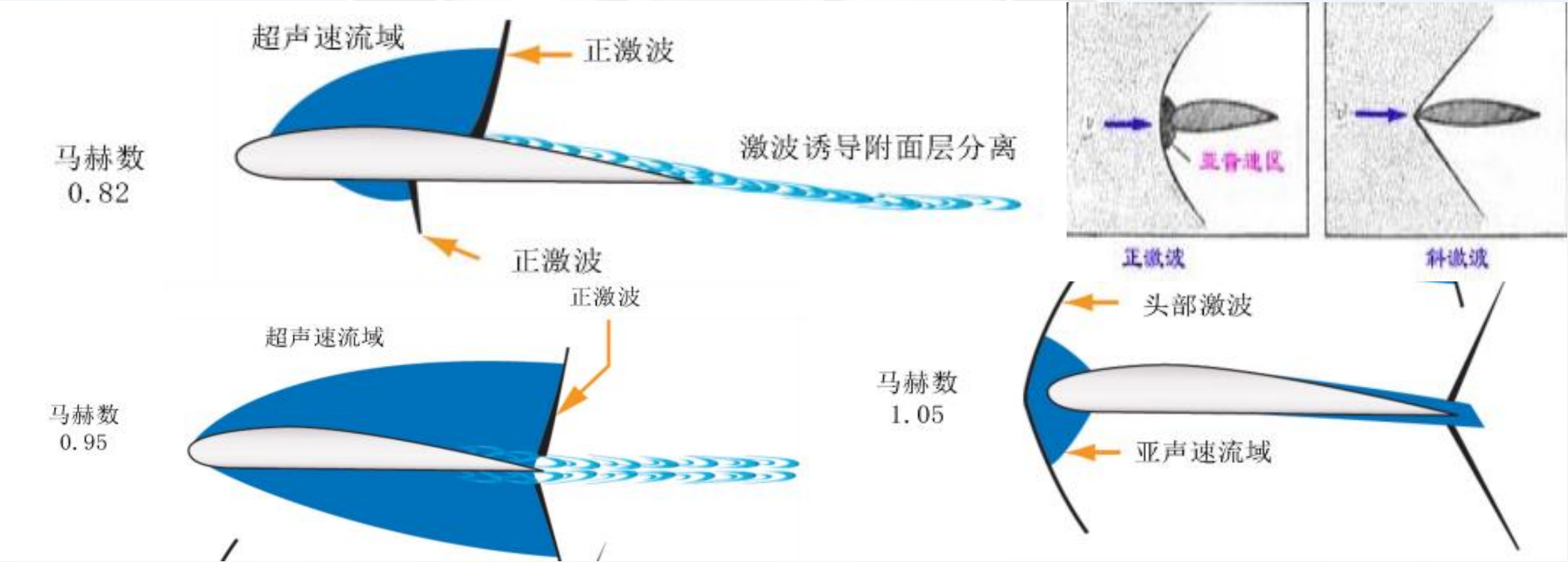
1.2.5 高速飞机基本特点

2) 激波

激波——是气流以超声速流过带有内折角物体表面时，受到强力压缩而形成的强扰动波。

波阻——气流通过激波时受到的阻力称为波阻。

气流通过激波后空气的参数发生剧烈的变化，速度下降，温度、压力、密度上升。激波在空气中的传播速度大于声速，激波的强度越大，传播的速度越快。

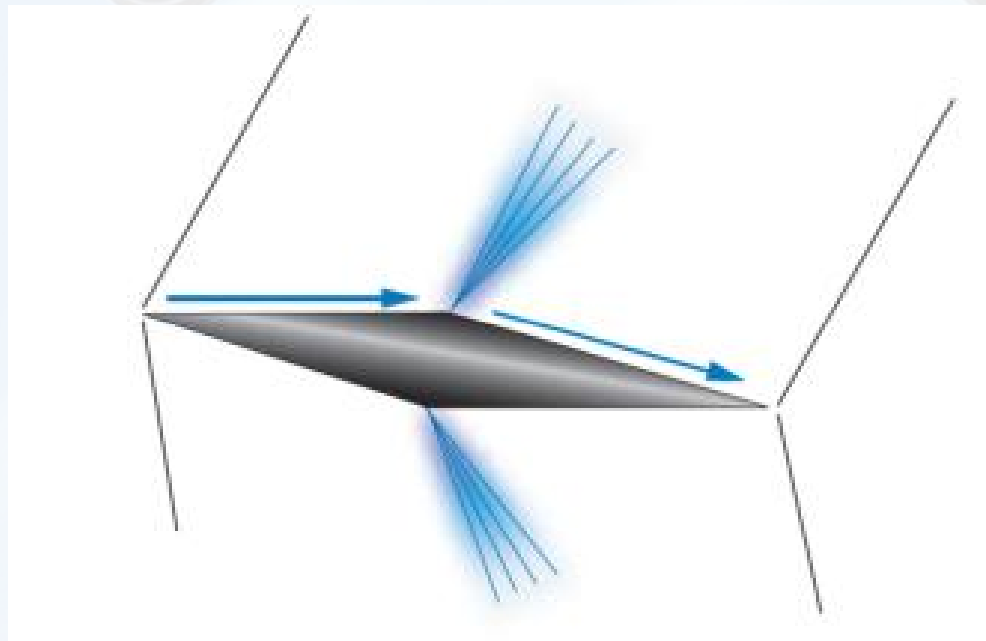


1.2.5 高速飞机基本特点

3) 膨胀波

超声速气流流过带有外折角的物体表面时，流管变粗，气流速度加快，压力下降。由于物体**外折角**对超声速气流的**扰动**，引起**气流膨胀**加速的**扇形波**叫做**膨胀波**。

超声速气流是通过激波**压缩减速**，通过膨胀波**膨胀加速**的。



1.2.5 高速飞机基本特点

小结:

- 气流的加速、减速特性中，高速气流和减速气流不同的根本原因就是空气的可压缩性。
- 连续方程和伯努利方程，不光适用于低速气流，同时也适用于高速气流，只是要考虑可压缩性。
- 马赫锥、激波、膨胀波的基本概念

1.2.5 高速飞机基本特点

(4) 临界马赫数和临界速度的基本概念

当飞机飞行速度还没有达到飞行高度的声速时，飞行马赫数小于 1 时，有一点处的局部气流速度就可能达到了该处的局部声速，局部马赫数等于 1，形成了等声速点。

此时：

- ① 飞机飞行的马赫数就叫做**临界马赫数**，
- ② 飞机飞行的速度就叫做**临界速度**。

1.2.5 高速飞机基本特点

(4) 临界马赫数和临界速度的基本概念

飞机在2000m高空以 $v=900\text{km/h}$ 的速度飞行,在此高度声速为 $a=1200\text{km/h}$ 。气流在机翼上翼面最大速度点被加速到 $v_{\text{局}}=1150\text{km/h}$,由于气流被加速,最大速度点处的声速下降为 $a_{\text{局}}=1150\text{km/h}$ 。这样,机翼翼面上的最大速度已达到了当地的声速 $v_{\text{局}}/a_{\text{局}}=1.0$ 。此时,飞机飞行的马赫数 $Ma_{\text{临}}=900/1200=0.75$ 就是飞机在该高度上的临界马赫数,飞机的飞行速度 900km/h 就是飞机在该高度上的临界速度。

1.2.5 高速飞机基本特点

(5) 声障和热障的基本概念

1) 声障

Ma > M_临后，亚声速飞机的飞行马赫数接近临界马赫数时：

- ① 阻力突然增大使飞机难以加速外，
- ② 升力也会骤然下降，
- ③ 造成飞机失速。
- ④ 即使加大亚声速飞机发动机的功率或推力，也不可能克服这些现象
- ⑤ 无法进行跨声速飞行。

“声障”

1.2.5 高速飞机基本特点

2) 热障

- 在克服声障以后，飞机进行超声速飞行，遇到了另外一个问题，空气动力加热的问题，这就是**热障**。
- 因为速度过大，气流流过机体时，附面层内的空气受到摩擦阻滞，温度升高，气流的动能转变为热能，对机体表面进行加热，这就是空气动力加热，也叫**热障**。
- 机体受热，超过了机体材料所能承受的温度，使结构受损，电子部件（**因为电离**）无法工作。
- 进行更高速度飞行，需要更加先进的材料科学来支撑。

1.2.5 高速飞机基本特点

(6) 高速飞机气动外形特点

高速飞机气动外形变化的主要目的就是提高临界马赫数、改善飞机的跨声速空气动力特性和减小波阻。

★重点：

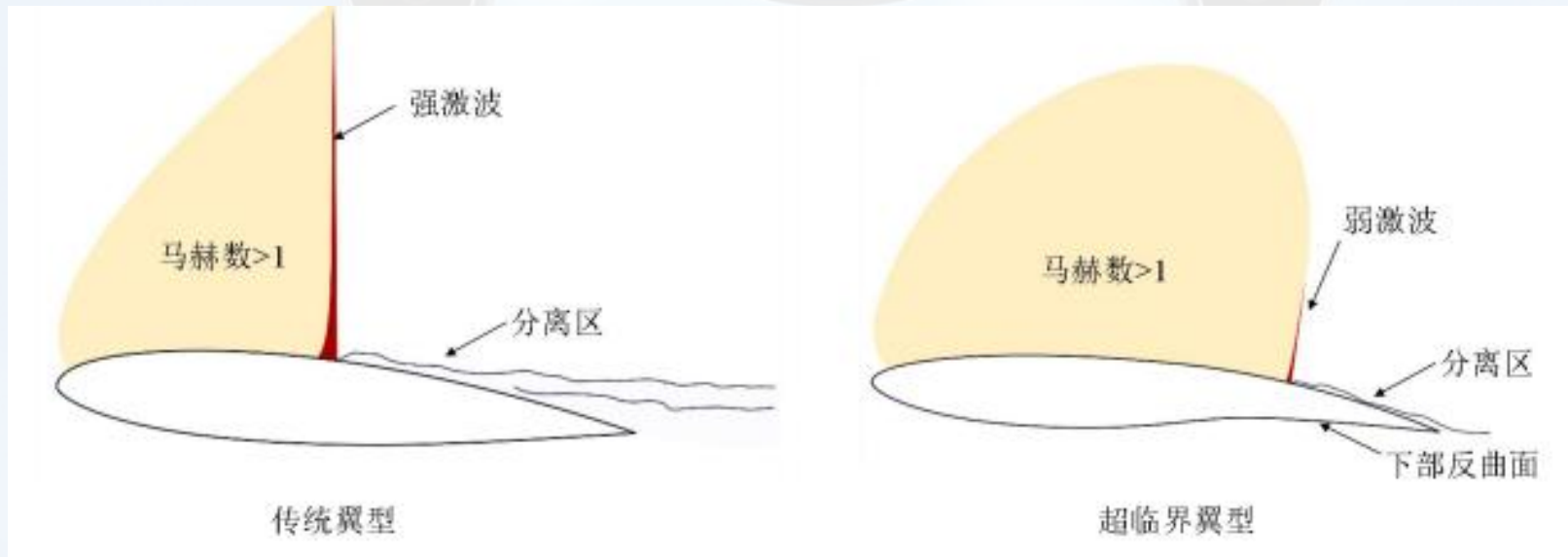
- 1、采用薄翼型
- 2、后掠机翼
- 3、小展弦比机翼
- 4、涡流发生器

这四点，是突破声速飞行的重要条件。

1.2.5 高速飞机基本特点

1) 采用薄翼型

高速飞机的机翼应采用**相对厚度比较小**（即比较扁平的）、**最大厚度点位置向后移**的薄翼型。例如：层流翼型、超临界翼型（高速性能更好）。



1.2.5 高速飞机基本特点

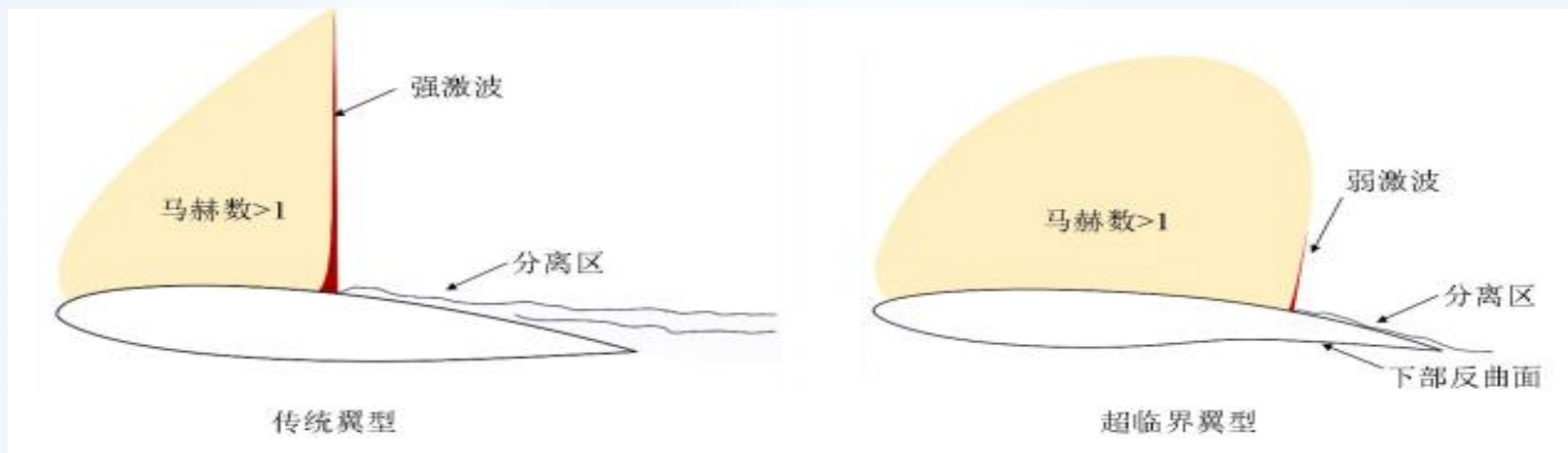
1) 采用薄翼型

➤ **层流翼型**，是高亚声速飞机采用较多的翼型。

这种翼型前缘半径比较小，最大厚度的位置靠后，上翼面气流加速比较缓慢，压力分布比较平坦，对提高临界马赫数也有作用，比较适合高亚声速飞行。

➤ **超临界翼型**，超临界翼型上翼面比较平坦，后部略向下弯。

超临界翼型的上翼面比较平坦，气流加速比较缓慢，所以它的临界马赫数比较大。能够有效提高临界马赫数并在跨声速区域中有较好空气动力特性。

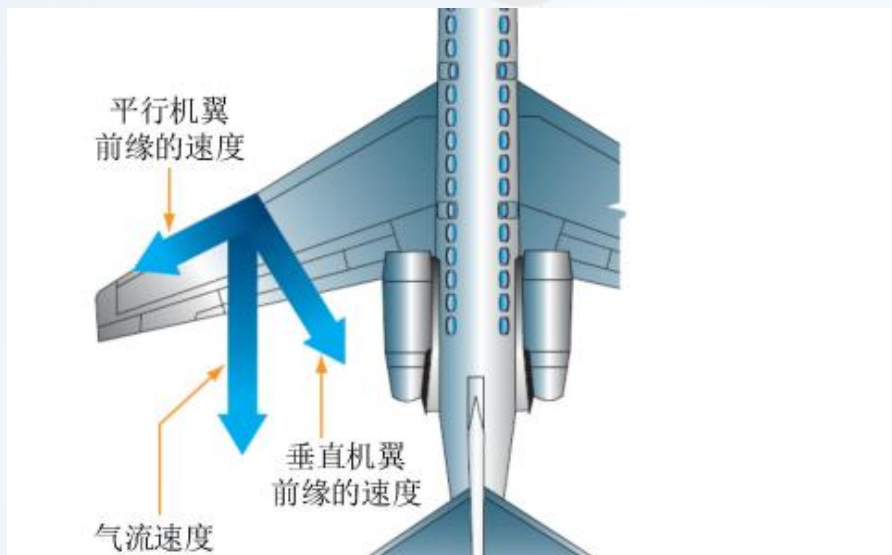


1.2.5 高速飞机基本特点

2) 后掠机翼

采用后掠机翼可以**提高**飞机的**临界马赫数**，并可以**减小波阻**。后掠角越大，提高临界马赫数效果越明显。

缺点：低速特性不好、起飞和着陆的速度大，滑跑距离长；失速特性不好；结构的受力形式不好。民航高亚声速飞机的后掠角不会太大，一般在30度左右。



后掠翼气流速度



歼20战斗机
仅供培训使用

1.2.5 高速飞机基本特点

3) 小展弦比机翼

优点:

提高了临界马赫数;
减少波阻。

缺点:

低速飞行时,
它的诱导阻力大,
起飞着陆性能不好。

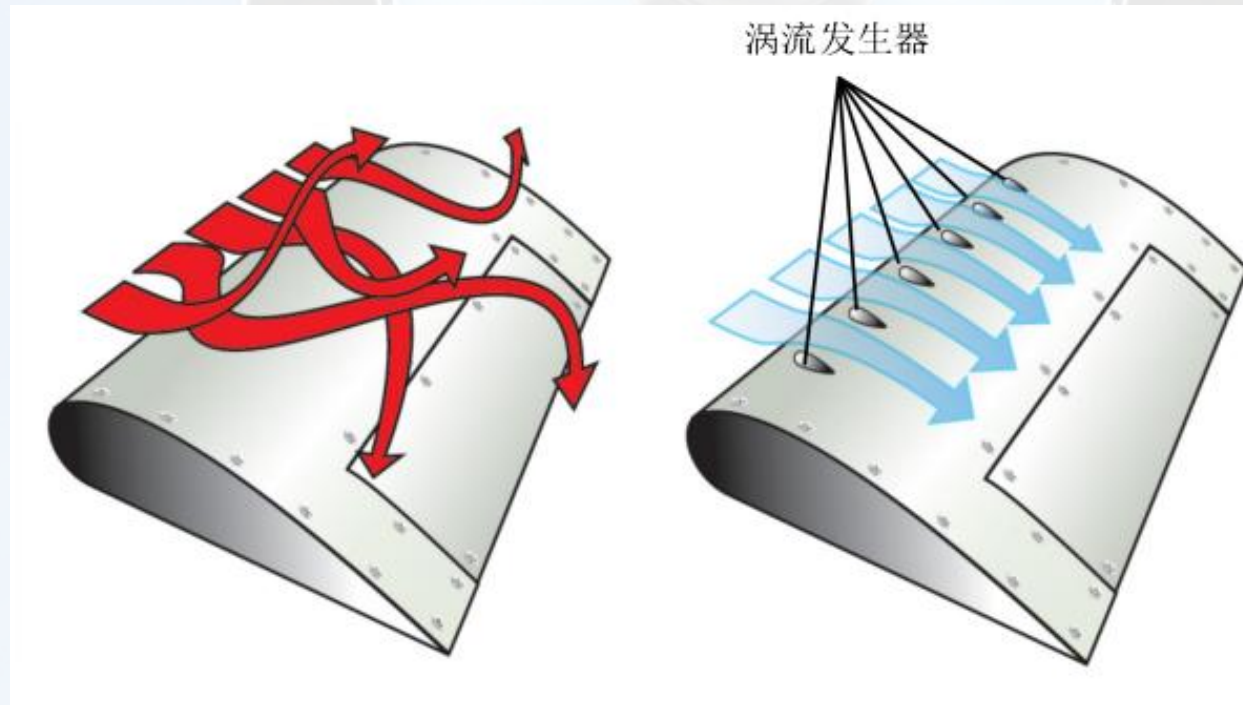


美国F35战斗机 (小展弦比机翼)

1.2.5 高速飞机基本特点

4) 涡流发生器

涡流发生器是利用旋涡从外部气流中将能量带进附面层，加快附面层内气流流动，防止气流分离的装置。

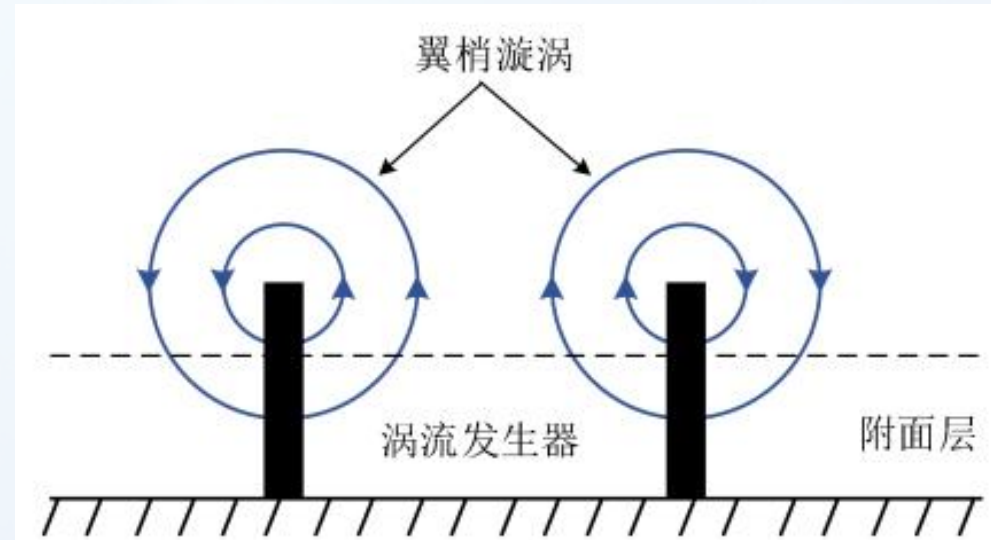


1.2.5 高速飞机基本特点

涡流发生器的构造：

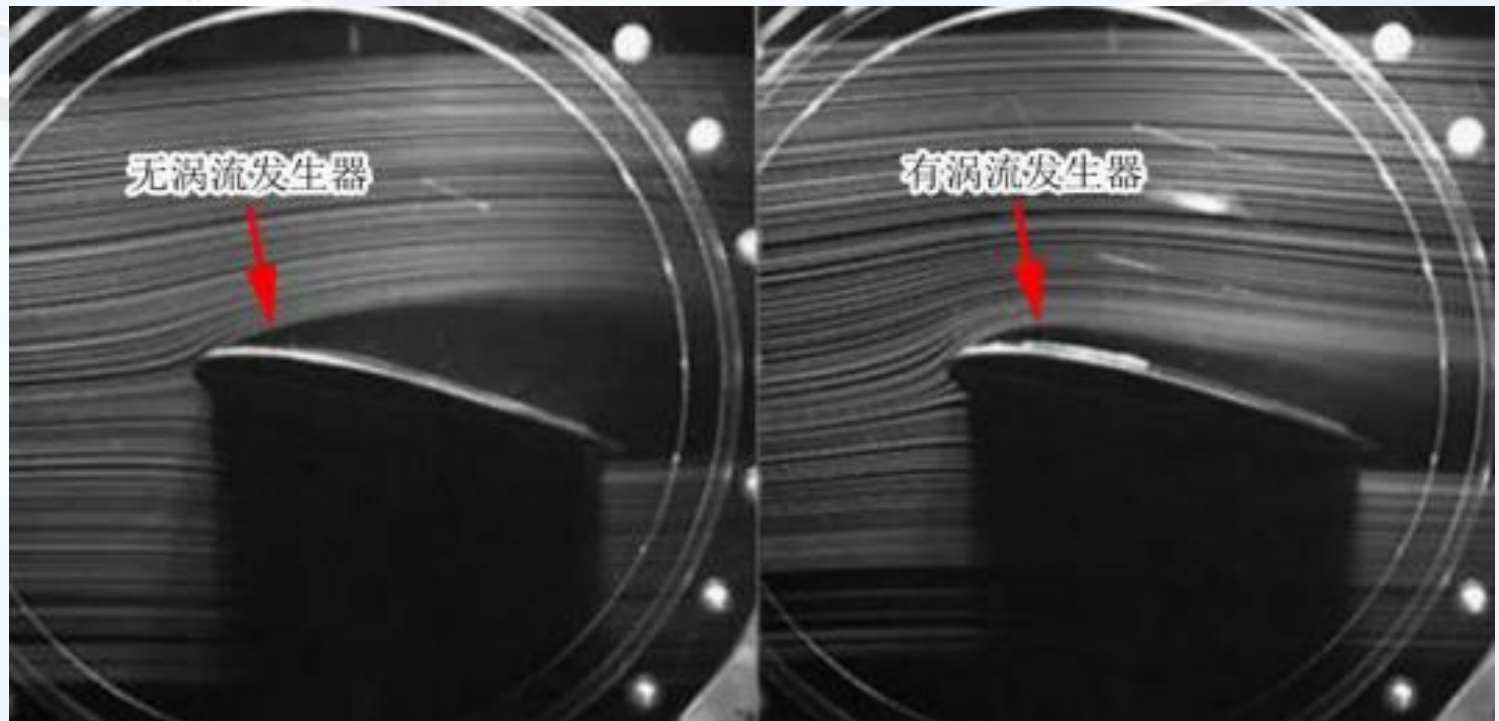
- ① 低展弦比小翼段，
- ② 垂直的安装气动力面上，
- ③ 小翼段都应 与来流形成一定的迎角。
- ④ 成对交错排列，也可以单个地都按一个方向排列。

原理：气流以一定的迎角流过小翼段时，在一侧加速，另一侧减速，在小翼段两侧造成压力差，因而在小翼段的端部生成了很强的翼尖旋涡。这些旋涡将外部气流中的高能量气流带入附面层，加快了附面层内气流流动，有效的抑制附面层分离。



1.2.5 高速飞机基本特点

- 涡流发生器可以安装在：
 - ① 低速飞机的气动力面上，起到防止附面层分离和增升的效果。
 - ② 用在高亚声速和跨声速飞机上，防止或减弱激波诱导的附面层分离，推迟波阻的急剧增加和减缓波阻增加的趋势，改善飞机的跨声速空气动力特性。



1.2.5 高速飞机基本特点

机翼上的涡流发生器



小结:

序号	本节重点知识要点
1	大气的组成、大气层的结构、大气的重要物理参数、国际标准大气(ISA)
2	飞行相对运动原理、连续介质假设、流体运动的基本概念、连续方程与伯努利方程
3	机翼的翼型和基本参数、机翼平面形状和基本参数、机翼相对机身的安装位置
4	升力的产生、阻力的产生、升力和阻力的影响因素、机翼的压力中心和焦点、机翼表面结冰的影响
5	空气的可压缩性和飞行马赫数、高速飞行气流的加速、减速特性、马赫锥、激波、膨胀波的基本概念、临界马赫数和临界速度的基本概念、声障和热障的基本概念、高速飞机气动外形特点

小结:

序号	思考题
1	飞机的升力是如何产生的?
2	飞机的摩擦阻力、压差阻力、干扰阻力是如何产生的?
3	飞机的诱导阻力是如何产生的?
4	影响飞机升力和阻力的因素有哪些?
5	什么是临界迎角?
6	高亚音速飞机飞行存在哪些问题? 如何通过气动外形的设计来改善超音速飞机的气动性能?



感谢聆听，欢迎指正