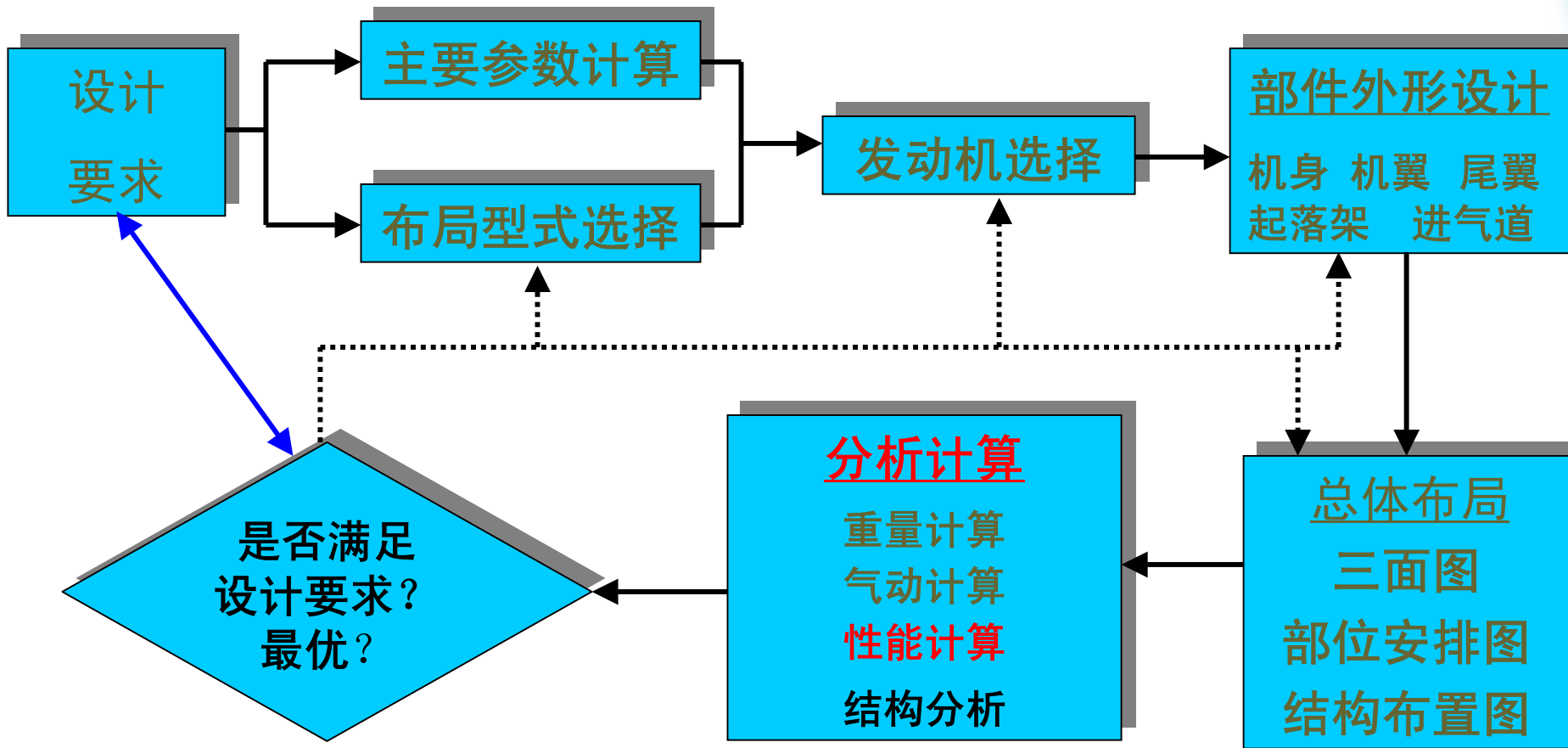


飞机飞行性能计算



飞机总体设计框架





内容提要

- 有关飞行包线的概念
- 平飞需用推力(功率)和最大平飞速度计算
- 升限计算
- 水平加(减)速性能计算
- 盘旋性能计算
- 爬升性能计算
- 航程、航时计算
- 起飞、着陆性能计算

飞行包线

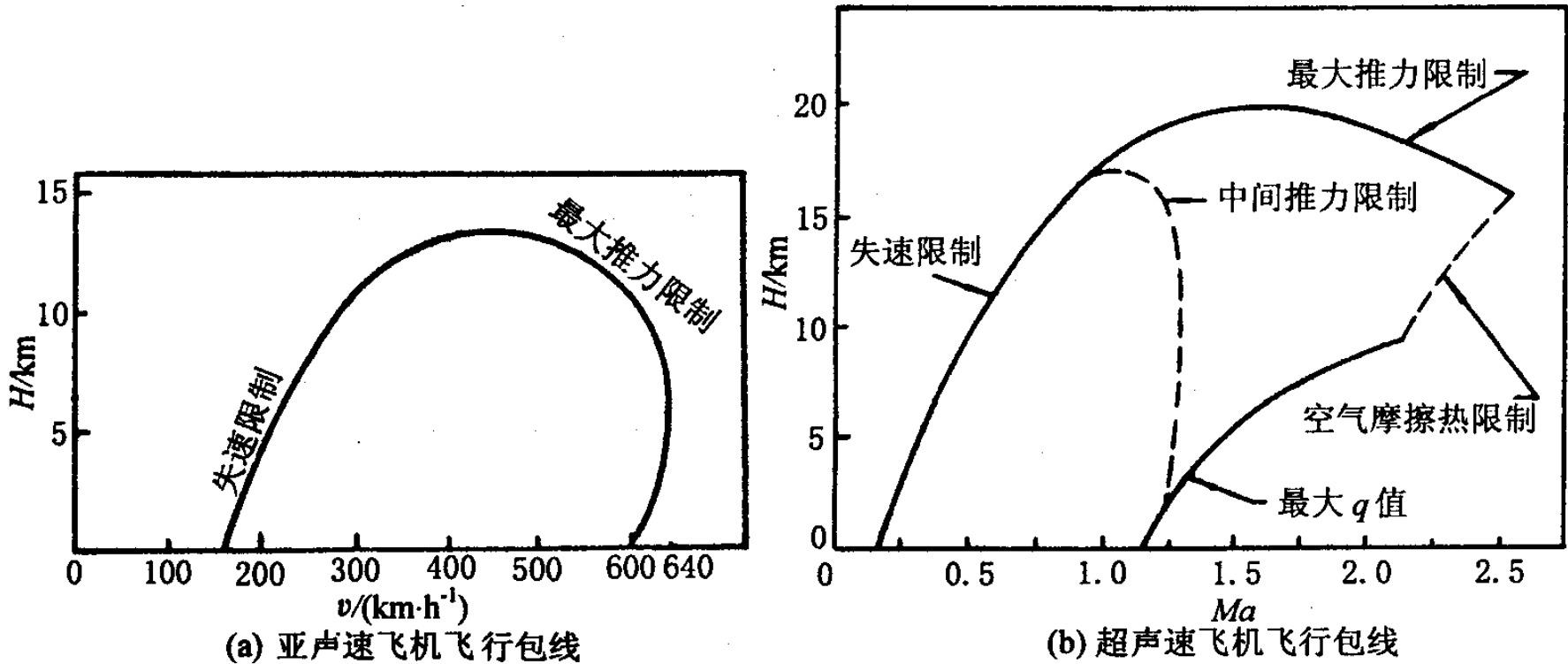


图 1 飞行包线



平飞需用推力

• 计算公式

$$D = qS(C_{D,0} + AC_L^2 + \Delta C_{D,Re} + \Delta C_{D,c})$$

其中: $q = \frac{1}{2} \rho v^2$ ——速压Pa

S ——机翼参考面积(m²)

$C_{D,0}$ ——基准高度、基本构形的零升阻力系数

A ——升致阻力因子

$\Delta C_{D,Re}$ ——高度修正量(或雷诺数修正量)

$\Delta C_{D,c}$ ——外挂物阻力系数增量

$C_L = G / qS$ ——飞机升力系数



• 计算方法

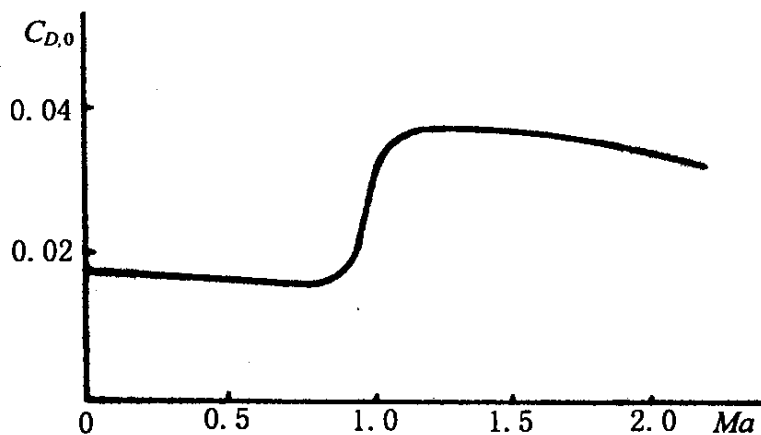


图2 零升阻力系数($H=11$ km)

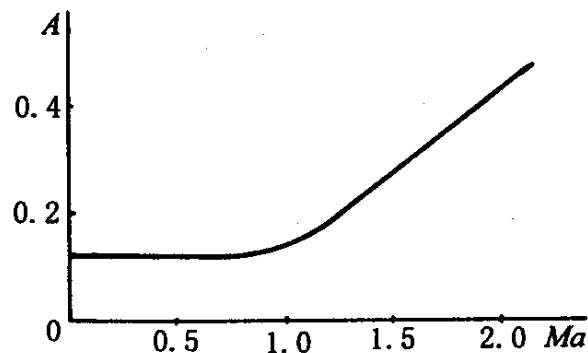


图3 升致阻力因子

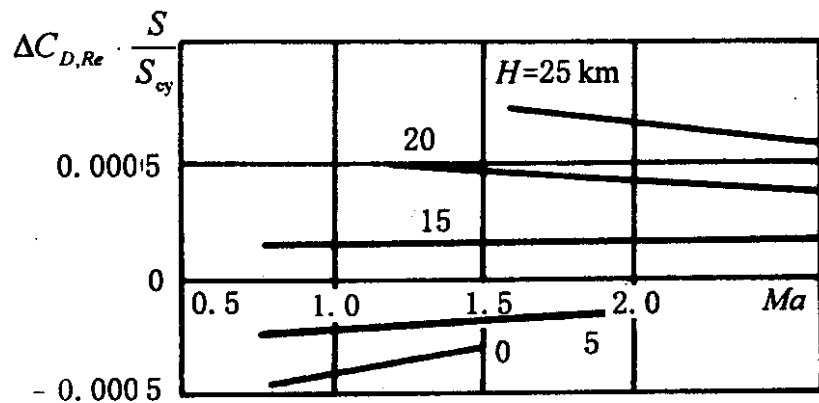


图4 零升阻力系数的高度修正量

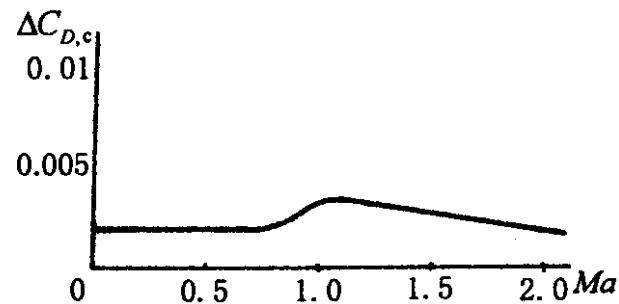
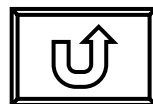


图5 外挂物阻力增量





平飞需用功率

• 计算公式

$$P_x = \frac{G}{270} \cdot \frac{v_H}{K} \quad v_H = v_0 \sqrt{1/\Delta} \quad v_0 = 1.44 \sqrt{\frac{G}{SC_L}}$$

其中： P_x ——需用功率(W)

v_0 —— $H=0$ 时的速度(km / h)

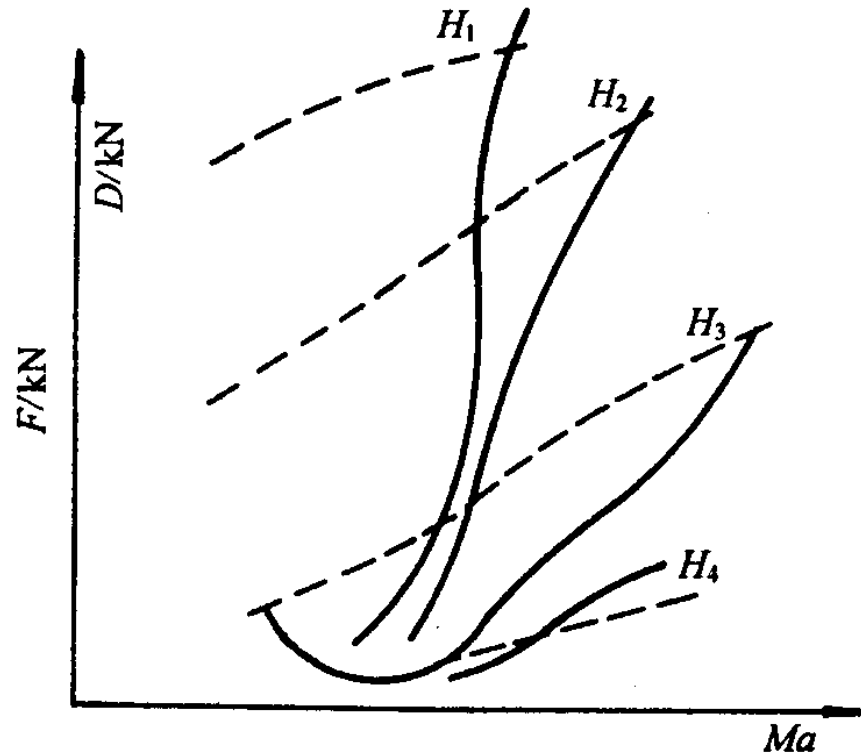
v_H ——在不同高度上对应的速度(km / h)

$\Delta = \rho / \rho_0$ ——密度比

K ——升阻比



• 最大平飞速度



虚线——阻力曲线

实线——发动机可用推力曲线

图 6 平飞需用推力



升限计算

• 定 义

(1) 理论升限——在给定飞机重量和给定发动机状态下，飞机能保持等速水平直线飞行的最大高度，也就是最大爬升率等于零时的飞行高度。

(2) 实用升限——在给定飞机重量和给定发动机状态下，对于军用飞机，亚声速飞行最大爬升率为 0.5 m/s 时的飞行高度；超声速飞行最大爬升率为 5 m/s 时的飞行高度。



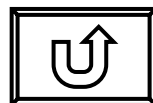
- 计算公式

$$p_H = \frac{G}{0.7Ma^2SC_L}$$

其中： p_H ——计算升限高度上的大气压力

G ——升限计算所用给定重力

C_L ——升限飞行升力系数





• 计算方法

1. 确定升限计算重量;
2. 采用逐次逼近的方法, 首先假定一个升限,
3. 利用图4查得 $\Delta C_{D,Re}$, 再利用图2、3、5查得对应速度的 $C_{D,0}$ 、 A 、 $\Delta C_{D,c}$ 值,
4. 计算 C_F 。把这些参数代入公式求得 C_L 值, 如果 ≤ 0.3 , 代入公式求 P_H ; 否则, 求 $C_{D,i}$, 并以此 $C_{D,i}$ 值查飞机基准高度、基本构形的极曲线, 求得 $C_{L,i}$ 值, 代入公式求 P_H 。
5. 最后查国际标准大气表得到计算升限高度。
6. 若精度不够, 则重复以上步骤。

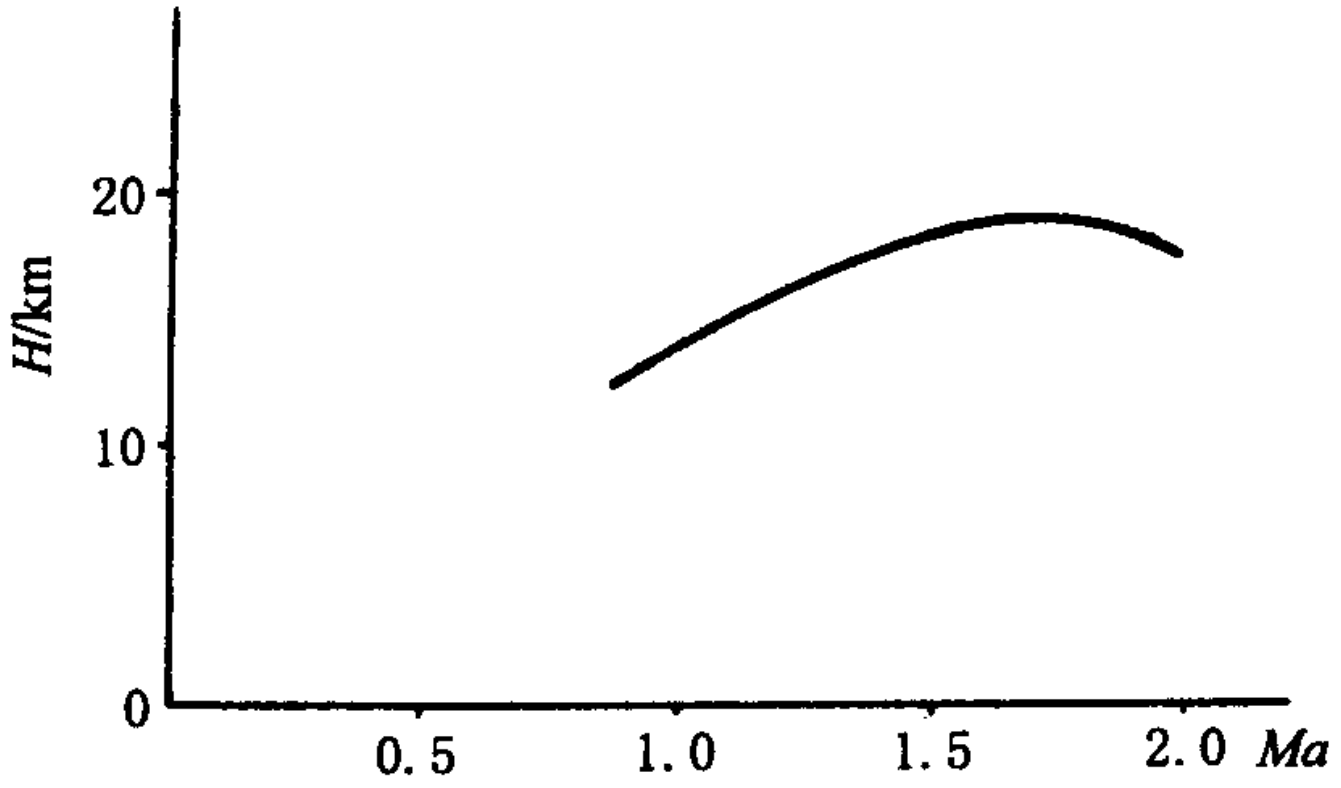


图 7 飞机升限



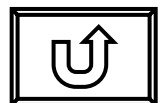
水平加(减)速性能计算

- 计算公式

$$\Delta t = \frac{\Delta v}{gn_x}$$

$$\Delta x = v \Delta t$$

$$\Delta m_T = \frac{q_h}{3600} \bullet \Delta t$$





• 计算方法

1. 把要计算的加(减)速段分成若干个小速度段, 在每个小速度段中都假定飞机作等加(减)速运动。

2. 计算 $\Delta v = v_{i+1} - v_i$ $n_x = n_{x,i} + n_{x,(i+1)}$

$$v = (v_i + v_{i+1})/2 \quad q_h = (q_{h,i} + q_{h,(i+1)})/2$$

3. 计算结果代入[公式](#)得到 Δt 、 Δx 、 Δm_T ,

4. 求和

$$t = \sum_{i=1}^n \Delta t_i \quad x = \sum_{i=1}^n \Delta x_i \quad m_T = \sum_{i=1}^n \Delta m_{T,i}$$



盘旋性能计算

- 定常盘旋计算公式

盘旋半径:

$$R = \frac{v^2}{g\sqrt{n_z^2 - 1}}$$

盘旋一周的时间:

$$t = \frac{2\pi v}{g\sqrt{n_z^2 - 1}}$$

盘旋角速度:

$$\omega = \frac{g\sqrt{n_z^2 - 1}}{v} \times 57.3 \quad [(\circ)/s]$$

盘旋过载:

$$n_z = C_L / C_{L,pf}$$



式中： C_L ——盘旋状态飞机升力系数

$$C_L = \sqrt{\frac{C_F - (C_{D,0} + \Delta C_{D,Re} + \Delta C_{D,c})}{A}}$$

$C_{L,pf}$ ——平飞升力系数

$$C_{L,pf} = G/qS$$



• 计算方法

1. 给定计算高度、计算Ma数和计算重量。

2. 根据式 $C_L = \sqrt{\frac{C_F - (C_{D,0} + \Delta C_{D,Re} + \Delta C_{D,c})}{A}}$ 、 $C_{L,pf} = G/qS$

和飞机气动力特性及动力装置推力特性计算 C_L 和 $C_{L,pf}$

3. 当在小升力系数范围，如 $C_L \leq 0.3$ ，则可根据式 $n_z = C_L / C_{L,pf}$ 计算盘旋过载 n_z 。

4. 升力系数比较大时(如 $C_L > 0.3$)，则可根据由飞机基准高度、基本构形的极曲线查得 C_L 值，然后用式 $n_z = C_L / C_{L,pf}$ 计算 n_z 。

5. 计算 $R = \frac{v^2}{g\sqrt{n_z^2 - 1}}$ $t = \frac{2\pi v}{g\sqrt{n_z^2 - 1}}$ $\omega = \frac{g\sqrt{n_z^2 - 1}}{v} \times 57.3$



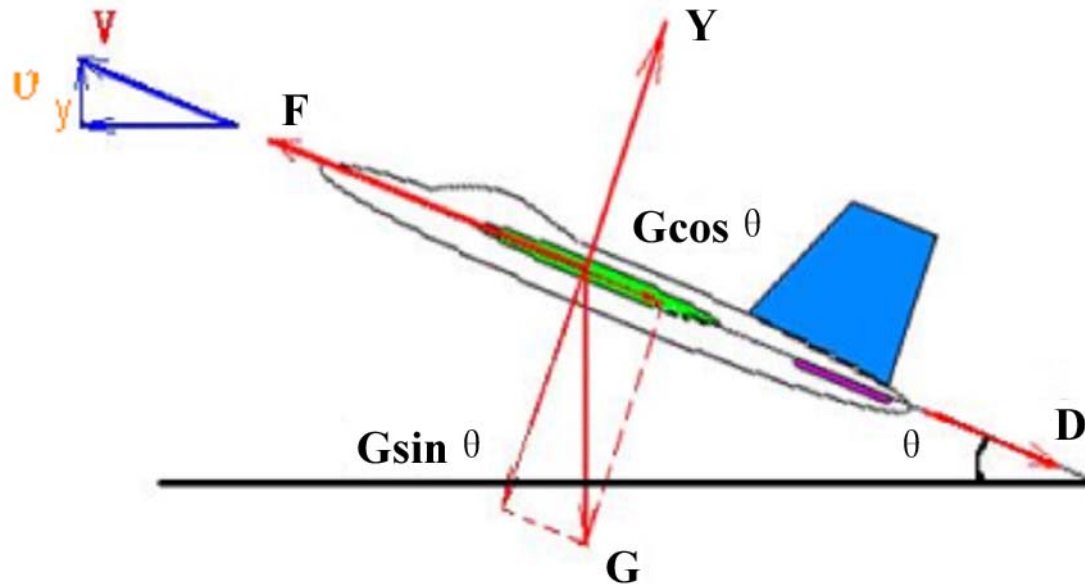
爬升性能计算

- 爬升性能的主要指标是给定高度的最大爬升率、爬升轨迹角、爬升时间、爬升所经过的水平距离和所消耗的燃油量。
- 影响飞机爬升性能的主要因素是飞机的剩余推力和爬升方式。

爬升性能计算

1. 等速爬升计算公式

$$v_y = \frac{F - D}{G} v = \frac{F - qS(C_D + \Delta C_{D,Re} + \Delta C_{D,c})}{G} \cdot v$$





• 计算方法

爬升时间、水平前进距离、轨迹角及耗油量，工程上常采用给定初值的数值积分方法计算：

$$t_i = t_{i-1} + \Delta t_i$$

$$x_i = x_{i-1} + \Delta x_i$$

$$m_{T,i} = m_{T,i-1} + \Delta m_{T,i}$$

$$\theta_i = \arcsin^{-1}(v_y / v)_i$$

式中： $\Delta t_i = \Delta H / v_{y,i}$ 、 $\Delta x_i = v \cos \theta_i \cdot \Delta t_i$ 、 $\Delta m_{T,i} = (q_h / 3600) \Delta t_i$

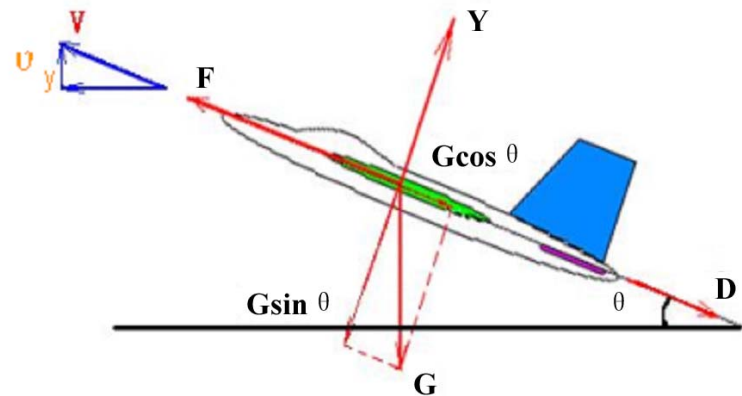
$$v_{y,i} = \left(\frac{F - D}{G} \right)_i \cdot v$$

2. 加速爬升计算公式

加速爬升，即爬升过程中边爬升边加速。此种爬升常用于飞机离地后的加速爬升和现代歼击机保持最大能量状态的加速爬升，即最短时间爬升或最少耗油爬升。

$$v_y = \frac{(F - D)v}{G} \bigg/ \left(1 + \frac{v}{g} \cdot \frac{dv}{dH} \right)$$

其余式与等速爬升相同。也可以采用给定初值的数值积分进行计算。





航程计算

技术航程——飞机沿预定航线，耗尽其可用燃油所经过的水平距离（包括爬升、下滑段的水平距离）。
（投掉耗尽燃油的空副油箱。）

实用航程——飞机沿预定航线并留有规定的着陆余油所能达到的水平距离。（投掉耗尽燃油的空副油箱。）

转场航程——飞机装载最大燃油量所能达到的航程。
（中途不投掉空副油箱。）



• 计算公式

飞机的航程是由爬升段、巡航段和下滑段组成的，其式为：

$$l = l_{ps} + l_{xih} + l_{xh}$$

其中爬升段和下滑段航程约占飞机总航程的10%左右。爬升段航程按前面介绍的方法计算。

对于等高、等速航程，巡航段航程为：

$$l_{xih} = \Delta m_T / q_k$$

$$q_k = \frac{C_e}{\eta} \cdot \frac{D}{v}$$



式中：

Δm_T — 巡航段可用燃油量 (kg)；

q_k — 平均公里耗油量 (kg / km)；

C_e — 发动机耗油率 [kg(/ N·h)]

η — 推力有效系数；

v — 巡航速度 (km / h)；

D — 巡航段飞机阻力。



• 计算方法

- ① 确定 Δm_T
- ② 计算飞机阻力——需用推力

$$D = qS(C_{D,0} + AC_L^2 + \Delta C_{D,Re} + \Delta C_{D,c})$$

- ③ 确定 C_e

发动机耗油率是飞行高度、速度和发动机转速的函数，通常以转速特性给出。

由 $F = D / \eta$ ，就可以在图上查得 C_e



续航时间计算

续航时间是指飞机从起飞爬升到安全高度起，至下滑到着陆航线高度止所经过的飞行时间。

$$t_{xih} = \Delta m_T / q_h$$

$$q_h = \frac{C_e}{\eta} D$$



最大航程和最大续航时间

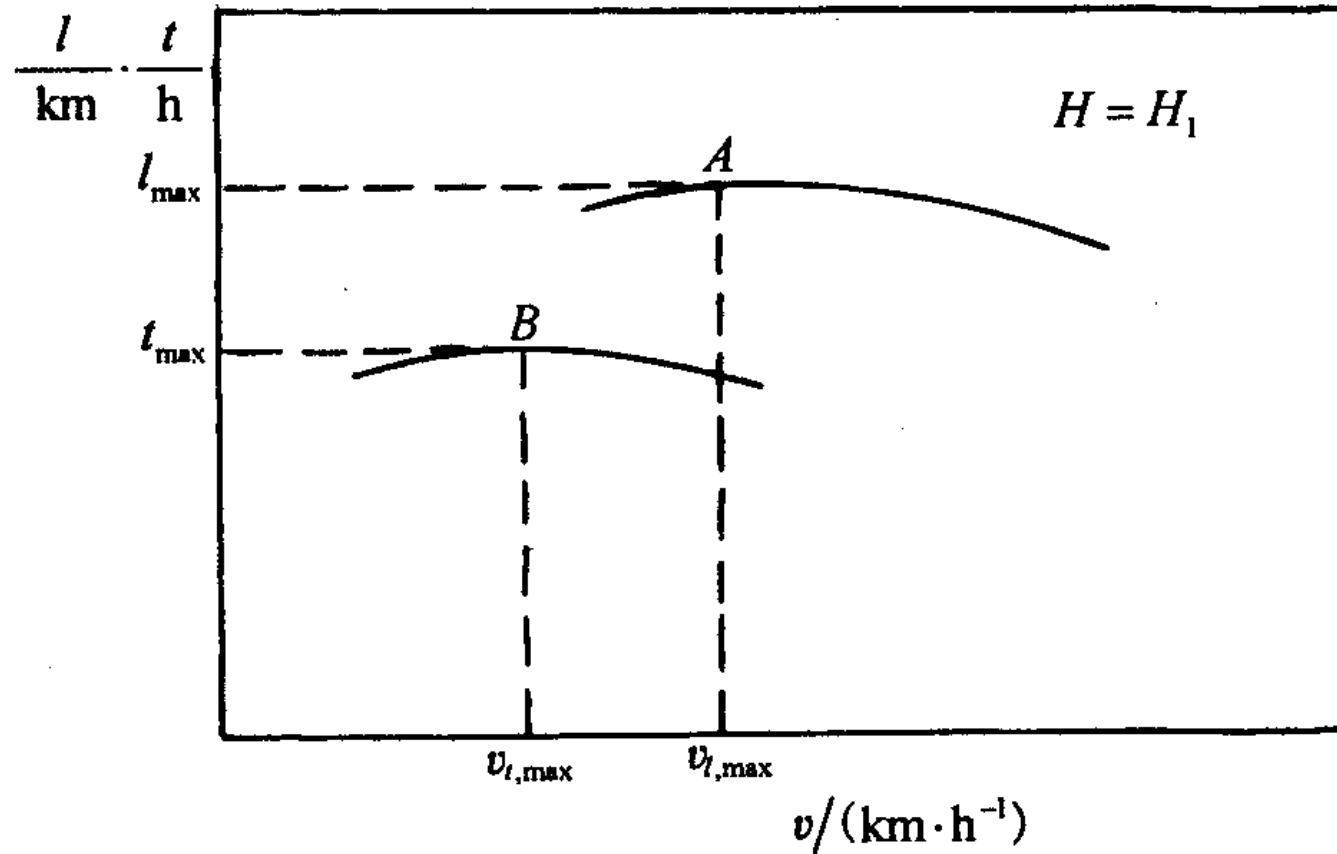
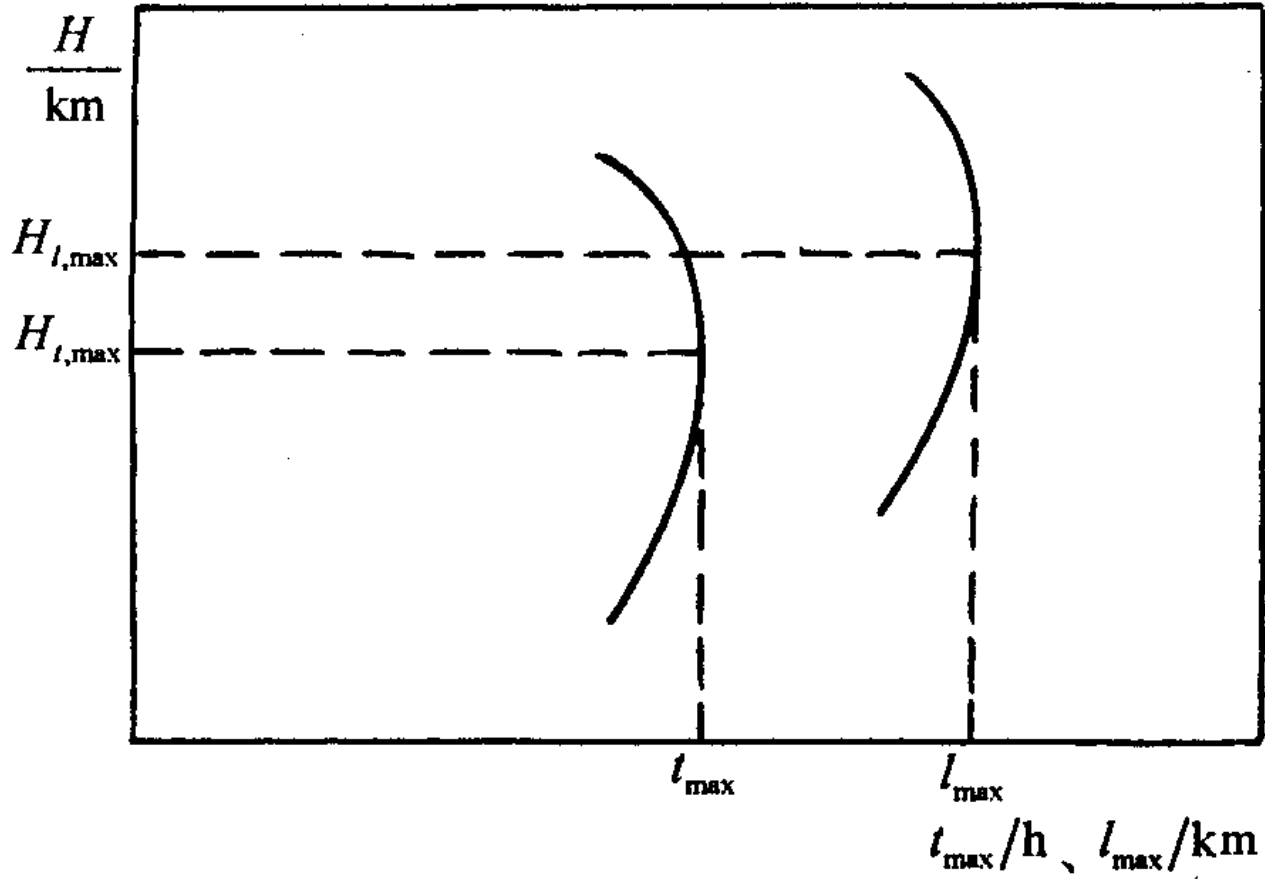


图 10 等高 l_{\max} 、 t_{\max} 确定

图 11 L_{\max} 、 t_{\max} 确定



起飞性能计算

1. 起飞速度计算

受失速速度限制时，飞机离地速度为

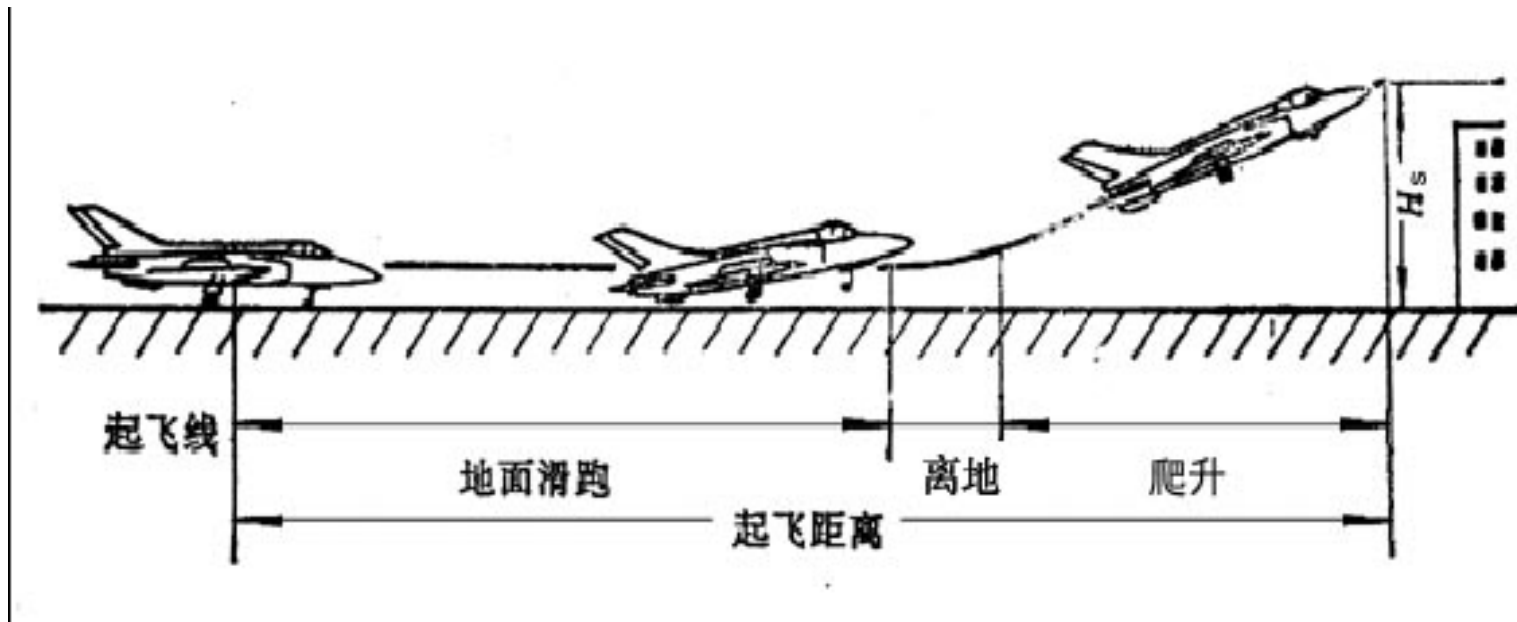
$$v_{ld} = 1.2v_s = 1.2 \times 3.6 \sqrt{\frac{2[G - F \sin(\alpha + \varphi)]}{\rho S C_{L,\max}}}$$

受擦地角或前方视界限制时，飞机离地速度为

$$v_{ld} = 3.6 \sqrt{\frac{2[G - F \sin(\alpha + \varphi)]}{\rho S C_{L,ld}}}$$

2. 起飞滑跑距离计算

把起飞滑跑分成三轮滑跑和抬前轮后的两轮滑跑两个部分。





第一部分假定从零速度开始加速到起飞离地速度，滑跑距离为：

$$l_1 = \frac{1}{2gb} \ln \left(\frac{a + bv_{ld}^2}{a} \right)$$

式中：

$$a = \frac{F}{G} - f \qquad b = \frac{\rho}{2(G/S)} - (fC_{L,0} - C_D)$$

第二段滑跑假定以 v_{ld} 跑3s，则：

$$l_2 = 3 \times \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{L,ld}}}$$

总滑跑距离为： $l_{qh} = l_1 + l_2$



着陆性能计算

1. 着陆速度计算

飞机的着陆速度为：

$$v_{jd} = 3.6K \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{L,jd}}}$$

式中： v_{jd} ——接地速度 (km / h)；

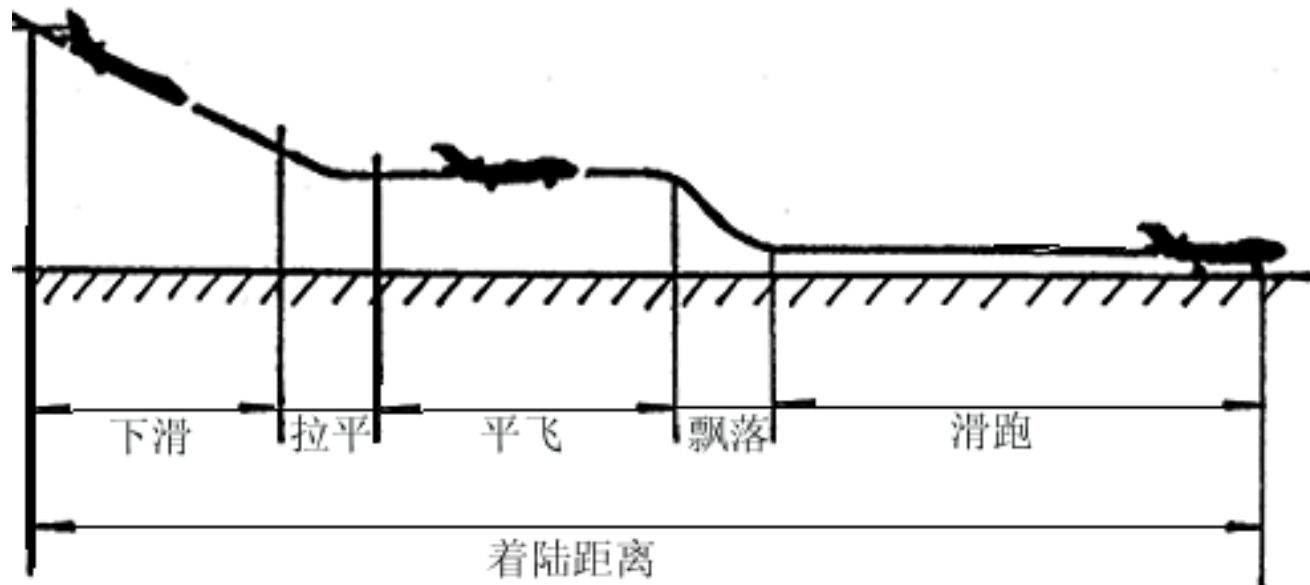
$C_{L,jd}$ ——接地时升力系数；

K ——地面效应影响系数，一般取0.90~0.95。



2. 着陆滑跑距离计算

$$l_{zh} = \frac{1}{2g} \left[\frac{1}{b_1} \ln \left(\frac{a_1 + b_1 v_{jd}^2}{a_1 + b_1 v_{qj}^2} \right) + \frac{1}{b_2} \ln \left(\frac{a_2 + b_2 v_{qj}^2}{a_2} \right) \right]$$





式中： $a_1 = f_1$ —滚动摩擦因数 (0.03~0.05)；

$$b_1 = \frac{\rho S}{2G} (C_{D,1} + C_{D,s} + f_1 C_{L,1})$$

$a_2 = f_2$ —使用刹车时的折算摩擦因数 (0.25~0.3)；

$$b_2 = \frac{\rho S}{2G} (C_{D,2} + C_{D,s} + f_2 C_{L,2})$$

v_{jd} —飞机接地速度；

v_{qj} —前轮接地时的速度，(可取0.95邯)；

$C_{D,s}$ —减速伞阻力系数；

$C_{D,1}$ 、 $C_{D,2}$ —分别是两轮滑跑和三轮滑跑时的飞机阻力系数；

$C_{L,1}$ 、 $C_{L,2}$ —分别是两轮滑跑和三轮滑跑时的升力系数。



goodbye



• 飞行升力系数

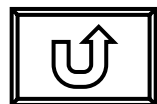
在小迎角 (如 $C_L \leq 0.3$) 升致阻力因子A值可看成 $A = f(\text{Ma})$, 此时

$$C_L = \left(-\frac{v_{y,\max}}{v} + \sqrt{\left(\frac{v_{y,\max}}{v}\right)^2 + 4A(C_F - C_{D,0} - \Delta C_{D,\text{Re}} - \Delta C_{D,c})} \right) / 2A$$

升力系数比较大时 (如 $C_L > 0.3$), A值是Ma数和 C_L 的函数, 此时可根据:

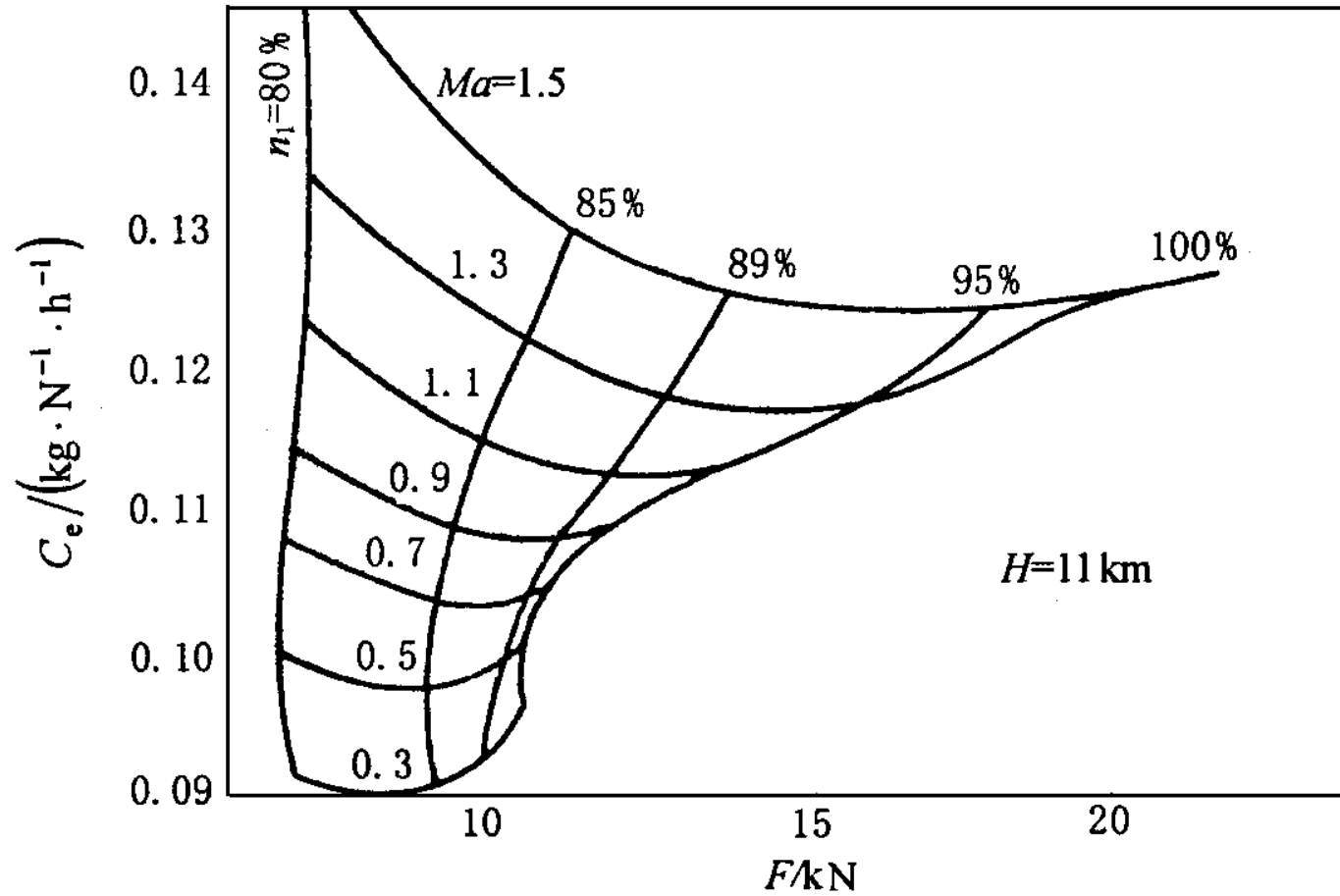
$$C_{D,i} = C_p - \frac{v_{y,\max}}{v} \cdot \frac{G}{qS} - \Delta C_{D,\text{Re}} - \Delta C_{D,c}$$

求出飞机阻力系数, 并在飞机的基准高度、基本构形极曲线上得到对应的升力系数值。





发动机转速特性曲线



发动机转速特性

