

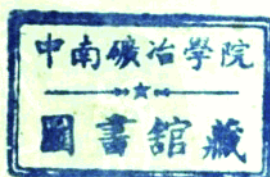
034

217065



飞机设计问题 论文集

新十种平写案
特设 资料组
资料专用章



国防工业出版社

飞机設計問題

論文集



方捷譯

國防工業出版社

內 容 簡 介

本书内容包括一些有关解决飞机初步設計問題的論文。它們涉及下列諸問題：飞机及其机翼基本参数的确定方法；燃油需用量和飞机总重的初步确定；用航空重量的方法对航空发动机进行評價；在初步設計时探討飞机合理尺寸的方法；跨音速飞机气动力布局特点的介绍等。

本书主要的对象为飞机設計人員，飞机工厂技術人員，航空学院的教师和高年級的学生。

本书所包括的五篇論文系选自莫斯科航空学院和莫斯科工艺学院論文集（“Вопросы проектирования самолетов.” выпуск 108, оборонгиз 1959 和 “Некоторые вопросы аэродинамики и динамики самолета.” выпуск 42, оборонгиз 1959）。

飞机設計問題論文集

方 捷 譯

國防工業出版社出版

北京市書刊出版業營業許可證出字第 074 号

國防工業出版社印刷厂印刷 新华书店北京发行所发行

850×1168¹/₃₂ 印張 3¹/₁₆ 76 千字

1963 年 9 月第一版 1963 年 9 月第一次印刷 印数：0,001—1,200 册

統一書号：15034·680 定价：(11-6)0.70 元

目 录

一、确定飞机及其机翼基本参数的方法.....	5
二、燃料需用量和飞机总重的設計計算.....	41
三、用航空重量的方法評比航空发动机.....	45
四、探寻飞机合理尺寸的資料.....	58
五、跨音速飞机气动力布局的特点.....	90

一、确定飞机及其机翼基本参数的方法

技术科学候补博士 H. A. 佛明

1. 飞机的基本参数

飞机设计的主要任务之一就是确定它的基本参数：飞机的总重 G_0 ，机翼面积 $S_{\text{кп}}$ 和动力装置的起动推力 $P_{0\text{c.y.}0}$ 。这些参数决定飞机最主要的战术技术特性。

为了简化确定飞机参数的工作，在设计时采用下列相对参数较为方便：

机翼翼载 $\frac{G_0}{S_{\text{кп}}} = p$ 公斤/米²；

起动推重比 $\frac{P_{0\text{c.y.}0}}{G_0} = \bar{l}_0$ 公斤/公斤；

每一平方米机翼上的单位起动推力 $\frac{P_{0\text{c.y.}0}}{S_{\text{кп}}} = p\bar{l}_0 = \bar{S}$ 公斤/米²。

下面介绍用基本的相对参数来确定飞机最主要的飞行性能的公式，而这些公式仅适用于动力装置为涡轮喷气式发动机的飞机。

最大速度 V_{max} 按下式确定：

当 $H < 11$ 公里时 $V_{\text{max}} = 14.4 \sqrt{\frac{p\bar{l}_0 \xi}{c_x \Delta^{0.15}}} \text{公里/小时}； \quad (1)$

当 $H \geq 11$ 公里时 $V_{\text{max}} = 15.7 \sqrt{\frac{p\bar{l}_0 \xi}{c_x}} \text{公里/小时}。 \quad (1')$

升限 H_{nor} 按下式确定：

$$H_{\text{nor}} = f(\Delta_{\text{nor}}),$$

式中 f ——由标准大气决定的函数；

Δ_{nor} ——升限上空气的相对密度；

$$\Delta_{\text{nor}} = \frac{0.83}{\bar{l}_0 \xi k_{\text{max}}}。 \quad (2)$$

当 $H \neq$ 常数并在油门全开^①和相应于 $\left(\frac{c_y}{c_x^{1.5}}\right)$ 的状态下飞行时,

最大航程 $L_{\max}$ 按下式确定:

当 $K_{\text{ron}} > 0.3$ 时

$$L_{\max} = 30 \frac{1}{\psi C_{\text{To}}} \sqrt{p \bar{t}_0 \xi \left(\frac{c_y}{c_x^{1.5}} \right)_{\max}} (K_{\text{ron}} - 0.09); \quad (3)$$

当 $K_{\text{ron}} \leq 0.3$ 时

$$L_{\max} = 19 \frac{1}{\psi C_{0\text{ron}}} \sqrt{p \bar{t}_0 \xi \left(\frac{c_y}{c_x^{1.5}} \right)_{\max}} K_{\text{ron}}, \quad (3')$$

式中 $K_{\text{ron}} = \frac{G_{\text{ron}}}{G_0}$ —— 燃料的相对重量。

推导上述公式时曾假设: 在给定的高度和速度上, 涡轮喷气式发动机的推力与起动推力 $P_{0c,y}$ 有下列关系(转速 $n =$ 常数):

当 $H < 11$ 公里时 $P_{c,y} = P_{0c,y} \xi \Delta^{0.85};$

当 $H > 11$ 公里时 $P_{c,y} = P_{0c,y} \xi 1.2 \Delta,$

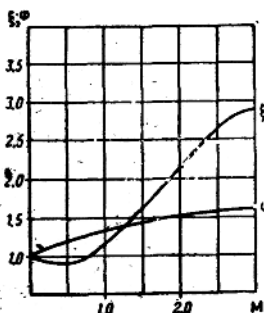


图1 系数 ξ 和 ψ 随飞行速度(马赫数)变化的关系

式中 ξ —— 涡轮喷气式发动机的推力随速度变化的系数, 其值按图1的曲线确定, 该曲线给出 M 对 ξ 按高度的平均关系。

当推导 $L_{\max}$ 的公式时, 同样亦假设在给定的速度下(高度 $H > 11$ 公里)燃料消耗率为

$$C_{\text{ron}} = C_{0\text{ron}} \psi^{0.86},$$

式中 $C_{0\text{ron}}$ —— 起动状态的燃料消耗率;

ψ —— 考虑起动状态的燃料消耗率随速度变化的系数(按

^① $(c_y/c_x^{1.5})_{\max}$ 的状态是当油门全开, 飞机以亚音速和超音速在升限附近高度上所能达到的最有利状态。对于速度为跨音速的飞机(有显著波阻的飞机), 最有利的状态为 $(c_y/c_x)_{\max}$ 。

高度的平均变化值); $\psi = 1 + 0.38M - 0.05 \text{ 米}^2$ (图 1)。

2. 最有利参数的概念

当设计飞机时应设法找出确定飞机最有利的参数。

这个问题可用下面两种方法解决:

1) 从经济观点上看,用最合理的设计方案来得到给定的飞行战术性能;

2) 用任意一种设计方案来得到给定的飞行战术性能。

尽管实际上有时是采用第二种方法。但从工程观点上看应该认为第一种方法最为正确。

对于运输机,在经济上最合理的方案将得到最低的吨公里成本,即运送要收费载重的最低成本(按在一定期间的飞行公里计算)。这种成本由下列部分组成:飞机设计和制造的成本(按飞机完全耗损前整个使用期间的飞行公里计算)和燃料、滑油以及其他使用和各种消耗的成本(按一定期间的飞行公里计算)。

因为在相同的条件下,生产的成本约与飞机的结构重量成正比,而使用维护的成本又与飞机的大小成正比。所以在这种情况下,减轻飞机的重量从经济方面来看是有利的。因此,在满足对飞机提出的全部要求的前提下,实际上可能达到的最小重量就是最有利的重量。

对于运输机,在某些情况下,保证得到最小的公里燃料消耗率也是一种合理的途径。对于军用飞机,确定经济上最有利方案的主要特征较运输机要困难得多,按吨公里成本来判断歼击机的经济性未必是个办法。

对于军用飞机,在其使用期间内,在战斗中能得到最好的战术和战略的效果、最少量的物资消耗和人员损伤就是最合理的设计方案。

对于那些即使在最困难的条件下也要完成其战斗任务的飞

机，在战斗中战术和战略的效果将更为重要。假如飞机具有很强的生存力，这种战斗任务当然是可能完成的。飞机的生存力一方面由结构的生存力来保证，另一方面也被相应的飞行性能（速度、升限、爬升率）和现代化的装备来保证。

很明显，在给出飞行性能的要求时，必须要考虑生存力的因素。这个问题的解决应该属于战术分析方面人员的任务，而设计人员应该从结构方面来考虑生存力的要求。

从经济观点上要求尽量减小飞机的重量和尺寸，通常是与生存力的要求相符合，因为飞机的外形愈小，它愈是一个难于击中的目标，所以减小飞机的外形尺寸从生存力方面来看也是一个有利的因素。

3. 飞机总重的确定

由前面的分析可得出如下的结论：在完全满足飞行战术性能要求的条件下，可能达到的最小重量一般就是飞机最有利的重量。

飞机总重 G_0 由下列部分组成：

$$G_0 = G_{\kappa} + G_{\text{тон}} + G_{\text{c.y}} + G_{\text{об}} + G_{\text{rp}} + G_{\text{эк}} + G_{\text{бп}}$$

式中 G_{κ} ——飞机结构的重量；

$G_{\text{тон}}$ ——燃料的重量；

$G_{\text{c.y}}$ ——动力装置的重量；

$G_{\text{об}}$ ——设备的重量；

G_{rp} ——载重和乘客的重量；

$G_{\text{эк}}$ ——空勤人员的重量；

$G_{\text{бп}}$ ——装甲的重量。

变换为相对值，上述等式可改写如下：

$$1 = K_{\kappa} + K_{\text{тон}} + K_{\text{c.y}} + K_{\text{об}} + K_{\text{rp}} + K_{\text{эк}} + K_{\text{бп}}$$

式中 K_{κ} ——结构的相对重量；

$K_{\text{тон}}$ ——燃料的相对重量；

$K_{c,y}$ ——动力装置的相对重量;

K_{og} ——设备的相对重量;

K_{rp} ——载重的相对重量;

$K_{\text{эк}}$ ——空勤人员的相对重量;

K_{6p} ——装甲的相对重量。

組成飞机总重 G_e 的各部分可分为两大类:

$$G_1 = G_K + G_{\text{топ}} + G_{c,y}$$

和

$$G_2 = G_{og} + G_{rp} + G_{\text{эк}} + G_{6p}$$

重量 G_1 是根据其各組成部分与飞机的飞行战术性能之間的关系来确定, 而且在很大程度上与确定方法的正确性和精确性有关。

过高而不精确的确定 G_K 、 $G_{c,y}$ 和 $G_{\text{топ}}$ 将导致 G_e 的增加, G_e 的增加除去前面所說的影响之外, 还对 V_{max} , $H_{\text{топ}}$ 和 L_{max} 有显著的影响(見图 2, 3 和 4)。

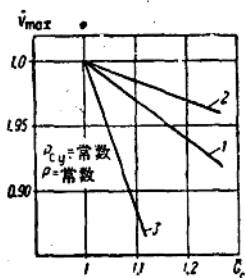


图 2 以相对值表示的最大速度与飞机重量 G_e 的增加的关系

1— $M_{\text{max}} = V_{\text{max}}/a = 0.7 \sim 0.8$ 关系曲线; 2— $M_{\text{max}} = V_{\text{max}}/a = 0.9 \sim 0.95$ 关系曲线; 3— $M_{\text{max}} = V_{\text{max}}/a = 1.7 \sim 2.0$ 关系曲线。

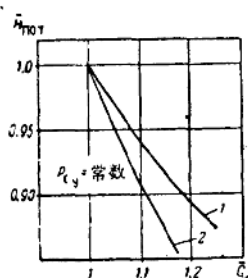


图 3 以相对值表示的升限与飞机重量 G_e 的增加的关系

1—曲线 $M_{\text{top}} < 1$;
2—曲线 $M_{\text{top}} > 1$ 。

G_1 的各組成部分的重量, 即 G_K 、 $G_{c,y}$ 和 $G_{\text{топ}}$ 是 G_e 的函数。实

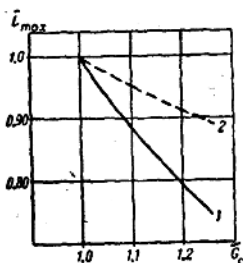


图4 以相对值表示的航程
与飞机总重 G_0 的增加的关系
1—由于设计和制造时的超重
引起重量的增加；2—由于设
计开始时重量选择不当引
起重量的增加。

际上, G_K 的大小仅在知道了飞机外廓尺寸之后方能确定, 而飞机外廓尺寸又决定于 G_0 。动力装置的重量可按下式确定:

$$G_{c,y} = \frac{c_x \Delta V^2}{16p} G_0 r,$$

式中 r ——动力装置的比重。

燃料重量按下式确定:

$$G_{\text{топ}} = \frac{C_{\text{топ}} c_x \Delta V}{16p} L_{\text{max}} G_0$$

由以上的分析和公式可以很清楚的看出, G_1 的各组成部分是 G_0 的函数。

根据飞行技术的要求与相应的统计资料和产品目录就可足够准确的定出重量 G_2 。所以 G_0 最好是用逐次渐近法来求得, 其步骤如下。

飞机总重 G_0 。第一次近似值可按式确定:

$$G'_0 = \frac{G_{00} + G_{\text{TP}} + G_{0K} + G_{0p}}{1 - (K_K + K_{c,y} + K_{\text{топ}})} = \frac{G_2}{1 - (K_K + K_{c,y} + K_{\text{топ}})}.$$

由上式可以得出重要的结论: 为了得到最有利的, 即最小的飞机总重 G_0 , 必须尽量减小 K_K , $K_{c,y}$ 和 $K_{\text{топ}}$ 。

结构的相对重量按下列近似公式确定:

$$K_K = \beta \frac{G_0^{\frac{1}{4}}}{p^{\frac{1}{4}}} + \frac{72}{p},$$

其中 G_0 的单位为吨。根据统计数据, β 可引用如下的近似值:

对于轰炸机 $\beta = 0.225$;

对于歼击机 $\beta = 0.45$ 。

$K_{c,y}$ 的大小按下式确定:

$$K_{c,y} = \bar{c}_0 r_0,$$

式中 $\bar{i}_0 = \left[c_{x0} \frac{q}{p} + 0.318 \frac{1}{\lambda} \frac{p}{q} \right] \frac{1}{m}$ (适用于 $V_{\max}$ 为亚音速的飞机)。

其中 $q = \frac{\rho V_{\max}^2}{2} = \frac{\Delta (aM)_{\max}^2}{16}$;

当 $H < 11$ 公里时 $m = \xi \Delta^{0.85}$ } 用于带有涡轮喷气式发动机的飞机;
 当 $H \geq 11$ 公里时 $m = 1.2 \xi \Delta$ }

r_0 ——相应于起动状态的动力装置的比重。

超音速时, $\bar{i}_0$ 可按下述近似公式确定 (适用于 $M > 1.3$ 和 $\lambda = 1.5 \sim 3.0$):

$$\bar{i}_0 = \left[\left(5.0 K_0 \bar{c}^2 \frac{1}{A_0'} + c_{x0}'' \right) \frac{q}{p} + 0.25 B_0 A_0' \frac{p}{q} \right] \frac{1}{m},$$

式中 $c_{x0}'' = c_{x\phi} \left[1 + 1000 \left(0.02 + \frac{0.89}{\lambda_{\phi}} \right)^3 \right] \frac{p}{\frac{G_c}{\Sigma S_M}} + C_f$;

$$A_0' = \sqrt{M^2 - 1};$$

$\frac{G_c}{\Sigma S_M}$ ——根据统计数据取为 6000~8000 公斤/米²;

ΣS_M ——机身和短舱截面积之和;

C_f ——摩擦系数, 取为 0.004;

B_0 ——考虑展弦比对阻力影响的系数。

如给定了升限 $H_{\text{пор}}$, 那么推重比

$$\bar{i}_0 = \frac{0.83}{\xi \Delta_{\text{пор}} K_{\max}};$$

式中 $K_{\max}$ 可按统计数据或用计算方法确定。

如给定速度 $V_{\text{кр}}$ (公里/小时) 下的航程, 则

$$\bar{i}_0 = \frac{V_{\text{кр}}^2 c_{x0}}{165 \xi p},$$

式中 $c_{x0} = 1.35 c_{xp} + c_{x\phi} \frac{p}{\frac{G_c}{\Sigma S_M}}$ ——用于亚音速和跨音速的飞机;

$$c_{x0} = 5.0 k_0 \bar{c}^2 \frac{1}{B_0 A_0'} + c_{x0}'' \text{——用于超音速飞机。}$$

对于装有涡轮喷气式发动机的飞机, K_{ron} 可按式确定:

对于航程不太远的飞机

$$K_{\text{ron}} = 0.052 \psi C_{0\text{ron}} L_{\text{max}} \sqrt{\frac{1}{p i_0 \xi}} \left[\frac{c_x^{1.5}}{c_y} \right]_{\min}; \quad (4)$$

对于航程很远的飞机

$$K_{\text{ron}} = 0.033 \psi C_{0\text{ron}} L_{\text{max}} \sqrt{\frac{1}{p i_0 \xi}} \left[\frac{c_x^{1.5}}{c_y} \right]_{\min} + 0.09. \quad (5)$$

推导公式(4)和(5)的条件和假设与公式(3)和(3')相同。

对于给定续航时间 t' 的飞机, 其 K_{ron} 可按式确定:

$$\text{当 } H < 11 \text{ 公里时 } K_{\text{ron}} = \psi \xi \Delta^{0.97} \bar{i}_0 C_{0\text{ron}} t';$$

$$\text{当 } H > 11 \text{ 公里时 } K_{\text{ron}} = \psi \xi \Delta \bar{i}_0 C_{0\text{ron}} t'.$$

用上述方法确定的 K_K , $K_{c,y}$ 和 K_{ron} 来计算飞机总重 G_0 , 较之根据统计数据的 K_K , $K_{c,y}$ 和 K_{ron} 有可能得出更精确的结果, 因为在飞机制造的发展过程中, 相对重量 K_K , $K_{c,y}$ 和 K_{ron} 变化得非常显著和迅速。由于飞机逐步的改进, 这些参数值如推重比 $\bar{i}_0$, 机翼翼载 p 和最大航程 L_{max} 都有显著的增长 (例如歼击机的推重比 $\bar{i}_0$ 和远程轰炸机的翼载 p 在不太长的期间内都增长到大约 1.5 倍)。

在飞机总重 G_0 第一次近似确定后, 如果未给定用何种发动

机, 接着就要进行为所设计的飞机动力装置选择发动机。飞机动力装置的发动机及其数量的选择可按下述方法进行。

根据统计资料进行近似计算, 画出飞机正面阻力系数 c_{xc} 与速度

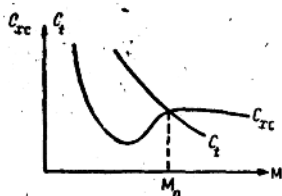


图5 系数 c_{xc} 和 C_t 与 M 数的关系 (以 M 数表示) 的关系曲线 (图5), 然后按下式确定:

$$C_t = \frac{Pn}{q S_{xp}} = \frac{2Pn}{S_{xp} \rho (aM)^2},$$

按給定的高度 $H_{\text{зад}}$ 根据不同的 M 数由发动机特性曲线上得出 P , 而 ρ 和 α ——按給定的高度 $H_{\text{зад}}$ 来确定, 于是即可計算在給定高度 $H_{\text{зад}}$ 上不同 M 数时的系数 C_t , 并在同一图上繪出 C_t 与 M 数的曲线。

近似的規定 p 值, 即可按公式 $S_{\text{кп}} = \frac{G'}{p}$ 求得 $S_{\text{кп}}$ 的大小。如二曲线的交点得出 $M_0 \geq M_{\text{зад}}$ ($M_{\text{зад}}$ 为在給定高度 $H_{\text{зад}}$ 上所要求的速度), 則該发动机可用来作进一步的設計。如有二个或三个发动机同时滿足 $M_0 \geq M_{\text{зад}}$ 的要求, 則要用与剩余功率法相似的剩余推力法来选择最好的发动机。

在选定了发动机和知道了它的主要数据以后, 就可以足够准确的定出动力装置和燃料的重量:

$$G_{\text{с.у}} = P_0 n (g_{\text{дв}} + \alpha);$$

$$G_{\text{топ}} = \frac{C_{\text{топ}} P n}{V_{\text{кп}}} L_{\text{max}},$$

式中 P_0 ——发动机的起动推力, 由发动机特性曲线上查得;

n ——发动机的数量;

$g_{\text{дв}}$ ——发动机的比重;

α ——除发动机以外的动力装置部分的比重, 其大小根据統計資料来确定 ($\alpha \approx 0.1 \frac{K_{\text{топ}}}{l_0}$);

$C_{\text{топ}}$ ——燃料消耗率, 根据巡航高度和巡航速度在发动机特性曲线上查得;

P ——相应状态下的发动机推力;

$V_{\text{кп}} = 12.9 \sqrt{\frac{p_{\text{топ}}^2}{c_{\text{зо}}}}$ 公里/小时——最大航程状态下的巡航速度,

式中 $c'_{\text{зо}}$ 与迎角有关的阻力除外的正面阻力系数。

假設在 $\left(\frac{c_y}{c_x}\right)_{\text{max}}$ 状态下, $c_x = 1.5 c'_{\text{зо}}$, 上式很容易由公式 (1')

得出。

知道了 $G_{c,y}$ 和 $G_{\text{тон}}$ 就可以按下式计算飞机总重的第二次近似值:

$$G_c'' = \frac{G_{\text{ос}} + G_{\text{рп}} + G_{\text{вк}} + G_{\text{дп}} + G_{c,y} + G_{\text{тон}}}{1 - K_x},$$

其中 K_x 按前面介绍的公式(见第 10 页)计算, 重量用第一次近似值 G_c' 代入。

知道了 G_c'' , 并根据飞机用途和对它的主要要求选定机翼翼载 p 以后, 就可以比较准确的计算机翼面积

$$S_{\text{кп}} = \frac{G_c''}{p},$$

然后再定出机翼, 机身和尾翼等飞机各部件的主要参数。

知道了机翼, 机身等的参数, 利用计算飞机各部件的重量公式就可以计算结构各部件的重量和定出飞机结构的重量 $G_{\text{к}}$ 。利用此 $G_{\text{к}}$ 即可求出飞机总重的第三次近似值:

$$G_c''' = G_{\text{ос}} + G_{\text{рп}} + G_{\text{вк}} + G_{\text{дп}} + G_{c,y} + G_{\text{тон}} + G_{\text{к}}.$$

因此就可以确定飞机的主要参数——总重 G_c 。同时, 力求得到 $G_{c,y}$ 、 $G_{\text{тон}}$ 和 $G_{\text{к}}$ 所可能得到的最小值, 这样就得到最有利的即最小的 G_c 值。

4. 机翼面积 $S_{\text{кп}}$ 的确定

第二个最基本的参数——飞机的机翼面积按前面已介绍的公式确定:

$$S_{\text{кп}} = \frac{G_c}{p}.$$

此时分子应代入飞机总重的第二次近似值 G_c'' 。由公式可知, 机翼面积 $S_{\text{кп}}$ 与所取的翼载 p 有关。计算表明, p 的变化对飞机主要的飞行性能有显著的影响。当无特殊的限制条件时, 如 $G_c = \text{常数}$, p 的变化受 $S_{\text{кп}}$ 变化的限制。如保持 G_c 和 $P_{\text{oc},y}$ 值不变,

增大 p (即减小 S_{kp}) 将使一些主要的飞行性能如 V_{max} 和 L_{max} 都增大, 直到 p 增大到某一足够大的数值为止。

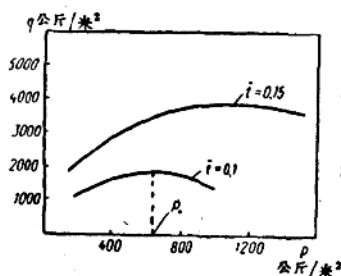


图 6 亚音速飞机的机翼翼载 p 对速压头的影响

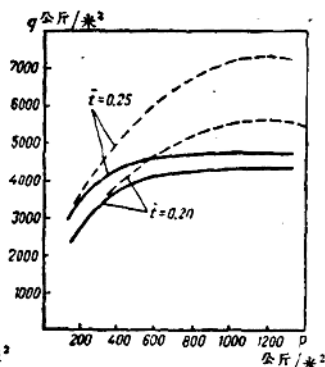


图 7 跨音速飞机的机翼翼载 p 对速压头的影响 ($M < 1$)

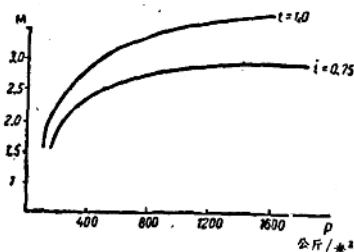


图 8 超音速飞机的机翼翼载 p 对速压头的影响

图 6, 7, 8 中的曲线表明机翼翼载 p 对速压头 q 的影响。图 6 给出了推重比 $\bar{i}$ 不同的二条曲线, 该二曲线用于最大速度不超过临界马赫数 M_{xp} 的飞机 (即亚音速飞机)。当推重比 $\bar{i} = 0.1$ 时, p 的增大使最大速度逐渐加大, 直到 $p_* \approx 600$ 公斤/米² 为止。当推重

比 $\bar{i}=0.1$ 和飞机具有某些特定的气动力特性时, $p_*=600$ 公斤/米², 则速度达到最大值。当推重比 $\bar{i}=0.15$ 时, 在 p_* 达到更大的数值时 ($p_*=1000$ 公斤/米²), 速压头 (或速度) 方能达到最大值。

因此, 当推重比 $\bar{i}$ 增加时, 最有利的翼载 p_* 亦增大, 在给定推重比和给定空气动力特性的情况下, 能得到最大速度的翼载就是最有利的翼载。当给定气动力特性时, 每个推重比 $\bar{i}$ 都有其对应的最有利的翼载 p_* 。

对于最大速度 M 大于 M_{kp} 的跨音速飞机, 其 q 对 p 曲线的特性有所不同 (图 7 中的实线曲线)—— p 的最大值不很明显, 实际上最有利值如下:

当 $\bar{i}=0.2$ 时 $p_*=600$ 公斤/米²;

当 $\bar{i}=0.25$ 时 $p_*=800$ 公斤/米²。

其实, 如果没有波阻和正面阻力不随速度变化 (其变化与亚音速飞机的正面阻力变化相似), 则最有利翼载 p_* 将不小于 $p=1200$ 公斤/米² (图 7 中的虚线曲线)。

对于超音速飞机 (图 8), 其 q 对 p 曲线的特性与亚音速飞机的相似, 但是最有利翼载 p_* 为:

当 $\bar{i}=0.75$ 时 $p_*=1600$ 公斤/米²;

当 $\bar{i}=1.0$ 时 $p_* \gg 1600$ 公斤/米²。

必须注意到图 6, 7, 8 中的曲线是在 $\bar{i} = \text{常数}$ (当改变 q 时) 的条件下绘出的, 因为对于装有涡轮喷气式发动机的飞机, 其推力在速度改变时 (特别是当 $M > 1$ 时) 变化得相当显著 (见图 1), 所以这些曲线仅能近似的给出质的概念。对于装有液体火箭发动机的飞机, 图 6, 7, 8 中的曲线同时还可以用来作一些数量关系的判断。

对于给定了总重、气动力特性和燃料相对重量 K_{ron} 的飞机, 其最大航程随机翼翼载 p 的增加而加大, 直到 p 达到某一足够大的数值为止。