

进气道设计中的几个工程计算问题

张学良

(成都飞机公司)

摘要

本文对进气道设计中二维斜激波计算、圆唇口总压恢复系数估算、亚音速临界流量系数估算及最小喉道面积的确定等几个工程计算方法进行了改进,以适应在计算机上计算。计算精度满足设计参数选择的要求。

主题词: 发动机进气道, 喷气发动机, 计算方法

符号表

M ——马赫数	下标: 0——自由流
θ ——预压缩斜板角	1——进气道进口
β ——斜激波角	2——进气道出口
γ ——比热比	cr ——临界状态参数
φ^* ——亚音速流量系数	hs ——折合参数
σ ——总压恢复系数	t ——喉道
A ——面积	
G ——流量	
p^* ——总压	
T^* ——总温	

一、前言

在进气道设计中进行参数选择时,常需估算激波、唇口及内管道的总压恢复系数、进气道的临界流量系数、最小喉道面积等。在设计参数选择的开始阶段没有试验数据,计算的准确性会影响参数的选择。只有在对大量不同的方案进行计算分析的基础上进行模型试验,才会得到最优的设计参数而又节省费用。本文根据一些资料中提供的方法并结合设计工作中的

实践,对进气道设计中的上述几个问题作了详细分析,给出了适用于计算机计算的详细方法,这些方法的计算机程序,对计算机辅助设计工作的开展是有益处的。

二、二维斜激波计算

在二元外压式超音速进气道设计参数选择时,最重要的问题之一是确定预压缩斜板角度。确定这个角度的重要因素之一是激波损失的大小。由于飞机总体布局的限制,加之考虑到进气道其它性能指标,一般不能选择使总压恢复系数最大的斜板角。决定总压恢复系数值的斜激波角 β 和来流马赫数 M_0 与 θ 之间的关系:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{M_0^2 \sin^2 \beta - 1}{\left[M_0^2 \left(\frac{\gamma+1}{2} - \sin^2 \beta \right) + 1 \right] \operatorname{tg} \beta}$$

一般地,由 M_0 、 θ 求 β 以便进一步求 σ ,可查气动函数表或迭代求解。查表不适合计算机求解,直接迭代费时,有时还可能遇到不收敛。为便于计算机求解以优化设计参数 θ ,可将上式变为 $\operatorname{tg} \beta$ 的一元三次代数方程:

$$A \operatorname{tg}^3 \beta + B \operatorname{tg}^2 \beta + C \operatorname{tg} \beta + D = 0$$

式中:

$$A = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right) \operatorname{tg} \theta$$

$$B = 1 - M_0^2$$

$$C = \left(1 + \frac{\gamma+1}{2} M_0^2 \right) \operatorname{tg} \theta$$

$$D = 1$$

一元三次方程可由公式直接写出解的表达式。对三个实数解,可由 M_0 决定取舍,判别方法为满足

$$\arcsin(1/M_0) < \beta < 90^\circ$$

的最小的那个 β 即为所求斜激波角。计算表明,对一定的 M_0 和 θ ,当

$$\left[\left(\frac{B}{3A} \right)^3 - \frac{BC}{6A^2} + \frac{D}{2A} \right]^2 + \left[\frac{C}{3A} - \frac{1}{9} \left(\frac{B}{A} \right)^2 \right]^3 > 0$$

时,斜激波脱体。

三、圆唇口和内管道总压恢复系数估算

进气道总压恢复系数可分成三部分:激波、唇口和内管道的总压恢复系数。超音速时激波总压恢复系数有较准确的理论计算方法。低速大流量下的唇口总压恢复系数与唇口形状密切相关。工程上综合气动、结构、工艺方面的要求一般在超音速进气道上使用一个适当大的圆唇缘或适当长短轴比的椭圆唇缘,通常是两者结合使用。文献(1)中给出了圆唇口总压恢复系数估算的方法。应用此法需要迭代。下面给出一种迭代方法求给定 M_0 和 φ^* 时唇口总压恢复系数 σ_1 。

(1) 试取一进口马赫数 M_1

$$(2) \text{ 计算 } \sigma_{1s} = 1 / \left[\frac{\pi(M_1)}{\pi(M_0)} (1 + \gamma M_1^2 - \gamma M_0 M_1) \sqrt{\frac{\tau(M_0)}{\tau(M_1)}} \right]$$

$$(3) \text{ 计算 } k_R = \left(\frac{1}{\sigma_{1s}} - 1 \right) \left[1 / \left(\frac{A_L}{A_1} \right) \right] \quad \text{此处 } A_L \text{ 为唇沿的迎风面积, } A_1 \text{ 为进气道进口面积。}$$

$$(4) \text{ 查文献(1)中给出的曲线 } k/k_R = f(A_L/A_1) \text{ 得 } k = k_R(k/k_R)$$

$$(5) \text{ 计算 } \sigma_1 = \sigma_{1s}(1 + k(A_L/A_1))$$

$$(6) \text{ 计算 } q(M_1') = \varphi^* / \sigma_1, \text{ 求 } M_1'$$

(7) 检查是否有 $|M_1 - M_1'| \leq \varepsilon$, ε 为收敛条件, 若满足则停止迭代, 否则取新的 M_1 从(2)开始断续计算, 一直到满足收敛条件为止。

内管道的总压恢复系数有许多估算方法。通常是将长管道分成若干段, 从进口到出口逐段计算总压损失系数和总压恢复系数。若某段进口为 i , 出口为 $i+1$, 则总压损失系数 k 和总压恢复系数 σ 分别为:

$$k_i = \frac{p_i^* - p_{i+1}^*}{\frac{1}{2} \rho_i V_i^2}$$

$$\sigma = p_{i+1}^* / p_i^* = 1 - \frac{1}{2} \gamma M_i^2 \pi(M_i) k_i$$

图1给出了几个状态下某进气道总压恢复系数估算值与实验值的比较。由图可见, 亚临界时估算值较准确, 超临界时差别较大。

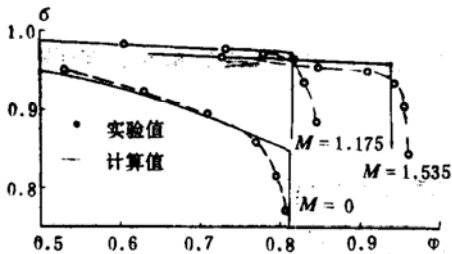


图1 某进气道总压恢复系数 (仰角 $\alpha = 0^\circ$, 侧滑角 $\beta = 0^\circ$)

四、亚音速临界流量系数

为了使进气道与发动机匹配工作点性能优化, 进气道设计时, 必须计算不同 M_0 时进气道的临界流量系数。超音速时临界状态由激波系决定, 临界流量系数的计算较为容易。在亚音速时, 使用工程上常用的流量系数定义:

$$\varphi^* = p_2^* A_2 q(M_2) / p_0^* A_1 \quad (M < 1.0),$$

则临界流量系数定义为 $q(M_c) = 1.0$ 或 0.99 时的流量系数。由连续方程 $G_1 = k G_2$ 得:

$$\varphi_{cr}^* = \frac{1}{k} \left(\frac{p_1^*}{p_0^*} \right) \left(\frac{A_1}{A_1} \right) = \frac{1}{k} \sigma_1 \left(\frac{A_1}{A_1} \right)$$

由于喉道一般很靠近唇口, σ_1 主要是唇口的总压恢复系数。给定 M_0 和飞行姿态后, σ_1 是 φ^* 的函数, 因而求 φ_{cr}^* 要迭代解方程

$$f(\varphi_{cr}^*) = \varphi_{cr}^* - \frac{1}{k} \frac{A_1}{A_1} \sigma_1 = 0$$

下面给出一种迭代方法:

(1) 取 $\varphi_{c,r}^*$ 的初值 $\varphi_{c,r}^* = \frac{1}{k} \frac{A_t}{A_1}$

(2) 由 $\varphi_{c,r}^*$ 求 σ_t (用第三节中的方法)

(3) 计算 $f(\varphi_{c,r}^*) = \varphi_{c,r}^* - \frac{1}{k} \frac{A_t}{A_1} \sigma_t$

(4) 将 $\varphi_{c,r}^*$ 减小一步长 $\Delta\varphi_{c,r}^*$, 再从(2)开始计算一个新的 $f(\varphi_{c,r}^*)$

(5) 若相邻两次计算的 $f(\varphi_{c,r}^*)$ 反号, 则在这两个 $\varphi_{c,r}^*$ 之间用二分法计算到所需的精度, 否则继续减小 $\varphi_{c,r}^*$, 一直算到相邻两次的 $f(\varphi_{c,r}^*)$ 反号再在此区间内使用二分法。

(6) 检查最后的 σ_t 。若 $\sigma_t > 1.0$, 不符合实际情况, 这意味着气流不绕唇口流入进气道, 或绕唇口较轻, 总压损失非常小, 可取 $\sigma_t = 1.0$ 或 0.99 直接计算 $\varphi_{c,r}^*$ 。图 2 给出了某二元外压式超音速进气道临界流量系数计算与实验值的比较。可以看出, 计算相当准确。

五、阻塞裕度与喉道面积的关系

在不同飞行条件下, 从要求的喉道阻塞裕度和发动机工作状态, 可确定最小喉道面积。阻塞裕度可表示为:

$$CM = 1.0 - q(M_t)$$

确定喉道面积时, 要求 $CM \geq CM_{min}$, 因此

$$q(M_t) \leq 1.0 - CM_{min}$$

由喉道与发动机进口的流量连续方程 $G_t = kG_2$ 得

$$q(M_t) = \frac{kG_{khs}}{242A_t} \left(\frac{p_2^*}{p_t^*} \right) \leq 1.0 - CM_{min}$$

式中 G_{khs} 为发动进口折合流量。由上式可得

$$A_t \geq \frac{kG_{khs}}{242(1.0 - CM_{min})} \sigma_{t2} = A_{tmin}$$

式中 $\sigma_{t2} = p_2^*/p_t^*$, A_{tmin} 即为给定飞行条件和发动机工作条件下, 要求喉道阻塞裕度不小于 CM_{min} 时的最小喉道面积。对设计阶段, 可估计 σ_{t2} 值以确定 A_t 和内管道面积分布, 有了详细的计算或实验的 σ_{t2} 之后, 可由上式检查喉道面积是否符合要求。对已有的飞机换装发动机时, 应用上式来检查进气道喉道面积是否满足发动机的流量特性要求。

结 束 语

本文给出的方法简单, 节省机时, 内存量少, 收敛性好, 适合工程设计的特点。此外, 计算数据准确性高, 能满足进气道设计的要求, 有助于对参数的设计优化。

参 考 文 献

- (1) Little, F.K. et al; Internal Aerodynamics Manual, Vol. I, AD723823, June 1970.

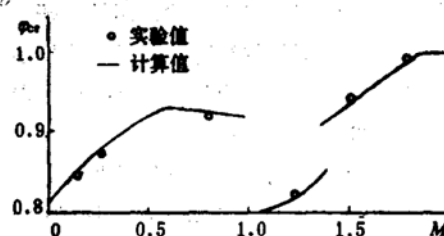


图 2 某进气道临界流量系数计算与实际值
(迎角 $\alpha = 0$ 侧滑角 $\beta = 0$)

TRANSIENT BURNING PROCESSES IN SOLID ROCKET ENGINE—FLAME-OUT PERFORMANCES AND EXPERIMENTS

Wang Puguang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The flame-out of solid propellants often occur at the moment of a rapid pressure decrease. Experimental observation and theoretical research are full of difficulties. The main purpose of this paper is experimental research. The results obtained with some solid propellant are satisfied.

Keywords: Extinguishment of propellant, Propellant combustion, Solid propellant, Solid rocket engine, Experimentation

MODIFICATION IN ENGINEERING CALCULATION METHOD FOR INLET DESIGN

Zhang Xueliang

(Chengdu Aircraft Corporation)

Abstract

Some modifications are conducted in engineering calculations for inlet design such as two-dimensional oblique shock angle, total pressure recovery coefficient at rounded lip, subsonic critical flow coefficient and minimum throat area, to be available to computerization. It is shown that the calculation with modified method is precise enough to satisfy the needs of selecting and analysing parameters in inlet design, compared with experimental data. The modified method presented in this paper could be used in CAD of inlet.

Keywords: Engine inlet, Jet engine, Calculation method