

两相流喷管面积比和扩张段 型面的优化计算

方 丁 酉

(航天技术系)

摘 要 喷管面积比的选择和气动型面的设计是喷管设计中的一个重要课题。本文应用二维两相喷管流场计算程序和直接优化法,对喷管面积比及扩张段型面进行了二维寻优计算。计算表明:考虑二维两相流损失的推力最大的面积比要明显小于理论最佳面积比;对于锥形喷管,能量最佳面积比大于冲重比最大的面积比,而对于特性喷管,只是稍大一些;特性喷管的最优型面,就是最佳面积比下的最佳型面。

关键词 固体火箭发动机;两相喷管流动,喷管型面设计

分类号 V435

引 言

喷管面积比的选择和气动型面设计是火箭发动机喷管设计中的一个重要课题。对于一相流喷管(例如液体火箭发动机喷管),Roa^[1]已经提出了用变分的方法设计最佳型面,并得到了广泛的应用。对于两相流喷管(例如含铝复合推进剂固体火箭发动机喷管),Hoffman曾研究过变分的方法^[2],但该方法需要多次数值求解16个偏微分方程,程序要比Roa法复杂得多,不适于工程应用。后来,他又提出了直接优化的方法^[3],该方法直接比较各种型面的能量性能(比冲或推力)优劣,性能最优者为最佳型面。Davis^[4]采用直接优化法和性能预估程序研究了抛物线、圆弧线曲线族中的最佳型面,文献^[5]用二维两相喷管流场计算程序研究了抛物线、圆弧线和三次曲线中的最佳喷管型面。

但上述研究的共同缺点是在给定喷管长度和面积比条件下,在给定的曲线族中寻找最佳的喷管扩张段型面,这是一个一维寻优问题。本文将用直接优化法和二维两相喷管流场计算程序研究给定喷管长度下寻找最佳喷管面积比和最优喷管型面的方法,这是一个二维寻优问题。

1 扩张段型面和面积比的寻优方法

大量研究表明, 喷管中的各种损失, 以喷管内的气动损失、扩散损失和两相流损失最为严重(其中气动损失是指喷管内气流受压缩产生压缩波、斜激波或正激波所引起的损失), 它们可占发动机内总损失的60~80%。另一方面, 对于长度固定的发动机来说, 喷管型面的变化, 对气动损失、扩散损失和两相流损失的影响较大, 而对其它损失的影响较小。基于这些事实, 在能量性能方面比较喷管各种型面的优劣时, 没有必要计算出全部损失, 而只需比较气动损失、扩散损失和两相流损失的总和(简称二维两相流损失), 从而比较发动机推力的大小, 推力最大者为最佳型面(简称能量最佳型面)。

根据上面的设想, 对于给定喷管长度和面积比的情况, 用二维两相喷管流场计算程序和一维寻优方法, 直接比较各型面的二维两相流损失的大小, 便可确定能量最佳型面。

对于不同的面积比, 可以求得各面积比下的能量最佳型面及其提供的推力, 比较各最佳型面的推力, 推力最大的面积比及其型面, 就是能量最佳面积比和最优型面。

上述方法中没有计及型面和面积比变化对结构重量的影响。当计及结构重量影响时, 可采用冲重比 R_{Iw} (总冲/发动机重量)作为目标函数。因为喷管扩张段的结构重量约与扩张段表面积 s 成正比, 并设 m_k 为除扩张段以外的发动机重量, t 是工作时间, k 是比例系数, 则目标函数可写为

$$R_{Iw} = F \cdot t / (m_k + ks)$$

R_{Iw} 最大的面积比及其最佳型面为最佳面积比和最优型面。

关于两相跨音速和两相超音速喷管流场计算的方法, 可参阅文献[5]和[6]。本文将结合算例首先讨论能量最佳型面, 然后讨论结构重量的影响。

2 算 例

算例喷管的喉半径为15mm, 锥形收敛半角为45°, 喉面上游壁曲率半径 ρ_{iu} 为15mm, 下游壁曲率半径 ρ_{id} 为30mm, 喉喉圆柱段长4mm, 燃烧室压强为5.3955MPa, 工作的平均环境压强为0.0186MPa, 由热力计算得到的喷管理论最佳面积比为30(此时, 喷管出口压强等于平均环境压强, 发动机理论推力达最大)。

首先讨论锥形喷管的最佳面积比。

图1示出了17°扩张半角锥形喷管的二维两相流损失随面积比的变化。由图可见, 喷管相对推力损失 D_F 和相对比冲损失 D_{I_s} 随面积比的变化不是单调的。图2示出了扣除上述损失的发动机推力和比冲。由图可见, 推力和比冲最大的面积比为26。考虑到结构重量的影响, 图2中还示出了冲重比随面积比的变化。由图可见, 冲重比最大的面积比为23。因此, 锥形喷管结构重量对面积比选择的影响是很大的。当不考虑发动机的二维两相流损失时, 由计算得到冲重比最大的面积比为21。由此可见, 不考虑损失的能量最佳面积比大于考虑损失的, 但其计及结构重量的最佳面积比却较小。

下面讨论给定喷管长度的特性喷管。设喷管扩张段型面为三次曲线, 其方程为:

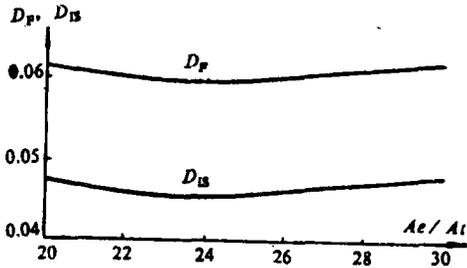


图 1 $\alpha = 17^\circ$ 锥形喷管的二维两相流损失随面积比的变化

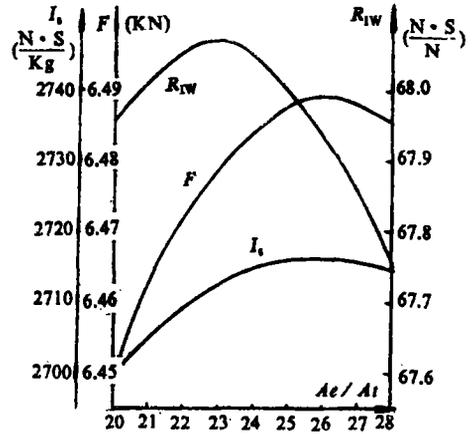


图 2 $\alpha = 17^\circ$ 锥形喷管推力、比冲和冲重比随面积比的变化

$$x = a_0 + a_1 y + a_2 y^2 + a_3 y^3$$

式中 a_0, a_1, a_2 和 a_3 由给定的喷管长度 x_e ，初始膨胀角 α_0 ，面积比 Ae/At 和出口半角 α_e 来确定。例如算例喷管的扩张段长度（自喷喉处算起）为 0.168m，出口半角为 15° ，面积比为 30，初始膨胀角为 25° 时，其型面方程为：

$$x = 283.3668y^3 - 30.1562y^2 + 2.9490y - 0.2788$$

图 3~5 示出了喷管出口半角 15° ，面积比分别为 20, 22 和 25 时，扩张段型面为三次曲线的喷管的二维两相流损失随初始膨胀角的变化。图中最左边的“×”点是锥形扩张段的损失。为了比较出口半角的影响，图 5 中还示出了出口半角 18° 的二维两相流损失随初始膨胀角的变化。由图可见，出口半角越大，损失也越大，而且特性喷管的每一个面积比下都有一个二维两相流损失最小的初始膨胀角，该初始膨胀角确定了给定面积比下的能量最佳型面。

图 6 示出了各能量最佳型面下的喷管推力随面积比的变化。由图可见，算例喷管推

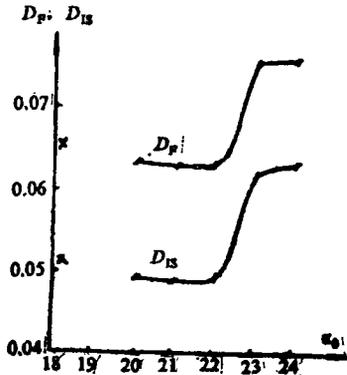


图 3 二维两相流损失随初始膨胀角的变化
($Ae/At = 20, x_e = 0.168\text{m}, \alpha_e = 15^\circ$)

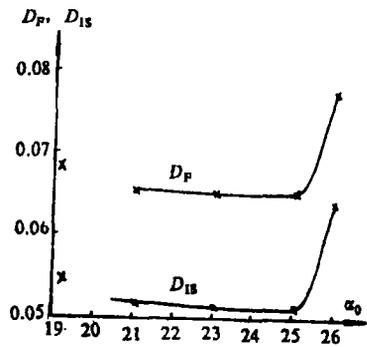


图 4 二维两相流损失随初始膨胀角的变化
($Ae/At = 22, x_e = 0.168\text{m}, \alpha_e = 15^\circ$)

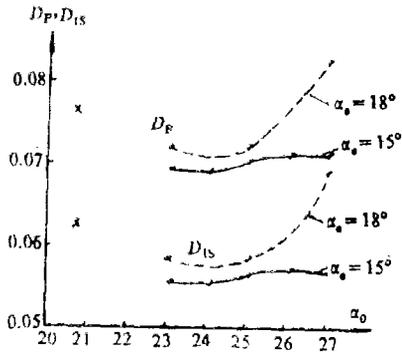


图5 二维两相流损失随初始膨胀角的变化
($A_e/A_t = 25, x_e = 0.168\text{m}$)

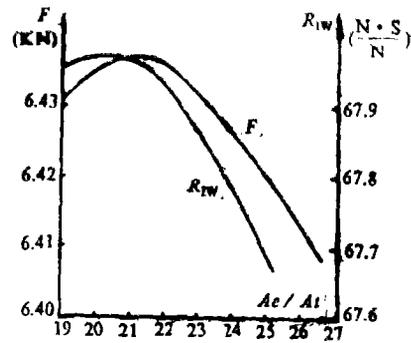


图6 各最佳型面的推力和冲重比随面积比的变化
($x_e = 0.168\text{m}, \alpha_0 = 15^\circ$)

力最大的面积比为21.2。

对于给定喷管长度和面积比的各种型面，其结构重量变化不大，但对于不同的面积比，要计及结构重量的影响。图6示出了各最佳型面下的冲重比随面积比的变化。由图可见，冲重比最大的面积比为20，它比推力最大的面积比稍小。在算例喷管设计中，应选择该面积比和该面积比下的最佳型面。

综上所述，给定喷管长度下喷管面积比和最优型面的计算步骤如下：

1. 选定扩张段型面的母线方程；
2. 运用一维寻优技术寻找给定面积比下的最佳型面及其表面积；
3. 比较各最佳型面的冲重比，冲重比最大的面积比为最佳面积比，该面积比下的最佳型面为最优型面。

3 讨论和结论

1 初始膨胀角对发动机性能的影响

计算表明，特性喷管有一个损失最小的初始膨胀角，这主要由于喷管流场中气流的膨胀和压缩与初始膨胀角有关，从而使喷管扩张段壁上压强分布与初始膨胀角有关。当初始膨胀角很大时，从喷喉下游圆弧与扩张段相切点发出的右特征线与轴线相交点附近，有可能出现正激波，使波后马赫数小于1，这将引起很大的气动损失，喷管型面设计应尽量避免该区域正激波的影响。

当喷管处于最佳初始膨胀角时，喷管中气流受压缩较均匀，强度也大大降低，这就使损失减小。

喷管扩张段热防护材料的烧蚀，往往在气流受压缩较剧烈的地方较为严重。因此，性能最佳的喷管型面，也是抗烧蚀性能最佳的型面。

2 最佳面积比

对于锥形喷管，由于面积比变化对结构重量的影响较大(例如 $\alpha = 17^\circ$ 的锥形喷管，面积比从20增加到30时，结构重量将增加53%)，能量最佳面积比大于冲重比最大的面积比。对于给定长度的特性喷管，面积比变化对结构重量的影响不十分显著(例如长度

为0.168m的喷管,面积比从20增加到30时,结构重量只增加20%),能量最佳面积比稍大于冲重比最大的面积比。因此,对于锥形喷管面积比选择必须计及能量损失和结构重量的影响,而对于特性喷管,主要考虑能量损失影响,可取比能量最佳面积比稍小的值为设计值。

按锥形喷管和按特性喷管选择的最佳面积比是不同的。因此,按锥形喷管确定的最佳面积比作为特性喷管的面积比是不适宜的。

3 喷管出口半角

三次曲线扩张段型面,出口半角是一个独立的设计变量。计算表明,出口半角越大,二维两相流损失越大;但当出口半角很小时,在喷管出口附近可能产生气流剧烈的压缩,也有可能 Al_2O_3 颗粒碰撞到出口附近的壁面上,把喷管出口处烧毁。因此,喷管出口半角的选择应在喷管出口附近壁烧蚀不甚严重的条件下选较小的值。

参 考 文 献

- [1] Roa G V. Jet Propulsion, 1958; 28(8)
- [2] Hoffman J D, Elsbernd A A. AIAA Journal, 1974; 12(3)
- [3] Allman J G, Hoffman J D. AIAA Paper 78-1048
- [4] Davis D K. AIAA Paper 82-1188
- [5] 方丁酉. 航空动力学报, 1986; 1(2)
- [6] 方丁酉. 宇航学报, 1987; (3)

Optimization Techniques of Nozzle Contour Design and Area Ratio Selection for Two-Phase Nozzle Flow

Fang Dingyou

Abstract

The area ratio selection and nozzle contour design are important tasks. In this paper, the two-dimensional optimization technique is used to optimize area ratio and nozzle contour by means of the program of computation of two-phase nozzle flow and direct optimization techniques. It is shown that the area ratio of thrust maximum considering two-dimensional two-phase loss is much smaller than the theoretical optimum area ratio, and it is greater than that of impulse-weight ratio maximum for conical nozzle, and it is just a little greater than that one for contour nozzle, and the optimization contour is the optimization contour under optimum area ratio for contour nozzle.

Key words: solid rocket engine; two-phase nozzle flow; nozzle contour design