

喉部曲率半径对最大推力喷管性能的影响

池保华, 洪流, 李龙飞, 杨国华, 徐云飞

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要: 针对不同喉部结构进行了最大推力喷管型面设计计算, 分析了不同曲率半径对喷管流量系数、几何效率、推力系数、扩张损失和分离点位置的影响。结果表明: 流量系数随上游曲率半径的增大而增大, 推力系数和几何效率随下游曲率半径的增大而减小; 下游曲率半径的增大导致扩张损失在小范围内不断减小, 分离点位置后移。

关键词: 曲率半径; 最大推力喷管; 气流分离

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2010) 05-0036-04

Influence of throat curvature radius on characteristic of maximum thrust nozzle

CHI Bao-hua, HONG Liu, LI Long-fei, YANG Guo-hua, XU Yun-fei

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The contours of a maximum thrust nozzle are designed and calculated for different throat structures. The influence of throat curvature radius on flow coefficient, geometry efficiency, thrust coefficient, divergence loss and location of flow separation point is analyzed. The results show that the flow coefficient increases with the increase of the upstream curvature radius, the thrust coefficient and geometry efficiency decrease with the increase of the downstream curvature radius, the divergence loss decreases with the increase of downstream curvature radius in a small range, and the location of flow separation point moves backward.

Keywords: curvature radius; maximum thrust nozzle; flow separation

0 引言

现代液体火箭发动机向着高压和大面积比的方向发展, 喷管的性能、外廓尺寸和质量在推力室中占有重要地位。喷管是液体火箭发动机最重要的部件之一, 是液体火箭发动机燃烧产物进行

加速的部件, 在膨胀过程中燃气速度由亚音速加速到超音速, 而压强和温度则随着气流速度的增加而降低。一个设计良好的喷管应该具有较高的效率, 喷管性能的高低在很大程度上取决于喷管型面的设计。

火箭发动机的喷管都采用截面先收敛后扩张的拉瓦尔喷管, 喷管按其扩张段造型可分为: 锥

收稿日期: 2010-05-31; 修回日期: 2010-06-18

基金项目: 国防科研计划项目

作者简介: 池保华 (1982—), 男, 硕士, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机喷雾燃烧

形喷管、钟形喷管、塞式喷管、膨胀-偏转喷管和环形喷管等形式,最大推力喷管最具有代表性,应用最广。喉部结构是最大推力喷管的重要组成部分,它起着协调、稳定下游流场的作用。研究喉部结构,特别是喉部上游曲率半径和下游曲率半径对喷管性能的影响,可以在最大推力喷管设计过程中尽量优化型面结构,减小喷管损失,提高喷管效率。

1 最大推力喷管

1.1 设计原理及参数

最大推力喷管是在长度和流量一定的前提下,建立推力为最大控制面的泛函,由泛函导出欧拉方程。求解欧拉方程时,通过边界条件确定拉氏常数,最后得出控制面方程组。泛函的欧拉方程是泛函取极值的必要条件,在某些情况下(如喷管出口半径与其长度的比值较大时)无极值存在。

利用文献[1]和[2]设计方法进行最大推力喷管型面设计计算。喷管设计参数:室压 $p_c=0.9$ MPa,喉部直径 $r_l=37.9$ mm,面积比 $\varepsilon=115$,定熵指数 $k=1.263$,出口平均马赫数 $Ma=5.318$,喷管长度取 15° 锥形喷管长度的0.75。

1.2 曲率半径

曲率半径包括喉部上游曲率半径 r_1 和下游曲率半径 r_2 ,一般取 $r_2=(0.45\sim 1.0)r_1$ (r_1 为喉部半径), $r_1=(1.0\sim 1.5)r_l$ 。喉部上游曲率半径对喷管的流量系数和流场有影响。对于扩张段长度一定的喷管,下游曲率半径减小迫使气流周向偏转的喷管型面较长,喷管的几何效率增加,但下游曲率半径过小,其对应的喷管部分面积比变化大,气流参数变化迅速,化学成分来不及随之变化,造成化学动力学损失。

1.3 扩张损失

喷管的实际比冲与喷管扩张损失 $\Phi_{\text{扩}}$ 成比例关系,最大推力喷管的扩张损失与型面直接相关,可以表示为

$$\Phi_{\text{扩}} = \frac{1}{2} \left(1 + \cos \frac{\alpha_1 + \alpha_2}{2} \right) \quad (1)$$

式中: α_1 为喷管出口截面上的扩张半角; α_2 为锥体扩张角。

1.4 分离点

很多上面级发动机地面试车时喷管内气流处于分离状态,确定喷管内气流分离的位置,对于发动机试车后的性能计算非常重要。喷管中的气流分离大都属于非正激波气流分离,分离点位置按照如下步骤计算

$$\varepsilon = \frac{A_*}{A_l} = \frac{1}{Ma_*} \left(\frac{2}{k+1} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_*^2 \right) \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (2)$$

$$\frac{p_c}{p_*} = \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_*^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}}{(0.39+0.73Ma_*^2)(1+(0.192/\sin\alpha-0.7)(1-Ma_*/Ma_c))} \quad (3)$$

$$\varepsilon_* = \frac{A_*}{A_l} = \frac{1}{Ma_*} \left(\frac{2}{k+1} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_*^2 \right) \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (4)$$

(2)~(4)式中, p_c 为室压; p_* 为环境压力; Ma_c 为满流出口马赫数; α 为分离点下游扩张半角; Ma_* 为激波前马赫数; ε_* 为分离点面积比; A_l 为喉部面积。

2 曲率半径对性能的影响

最大推力喷管型面设计计算时,上游无量纲曲率半径 r_l/r_l 取值 1.0、1.1、1.2、1.3、1.4 和 1.5,共 6 种工况;下游无量纲曲率半径 r_2/r_l 取值 0.45、0.5、0.6、0.7、0.8、0.9 和 1.0,共 7 种工况。根据 42 种型面计算结果,分析喉部曲率半径对最大推力喷管性能参数的影响规律。

2.1 曲率半径对流量系数的影响

图 1 显示了上游曲率半径与最大推力喷管流量系数之间的关系,流量系数的计算采用霍尔跨声速级数近似解。下游曲率半径对流量系数的影响很小,可以忽略不计。上游曲率半径对流量系数有显著影响,流量系数随着上游曲率半径的增大而增大,增大的幅度逐渐减小。

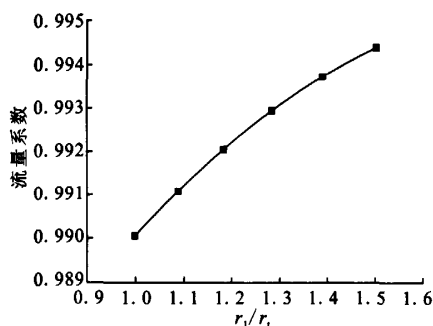


图1 不同上游曲率半径下的流量系数

Fig. 1 Flow coefficient versus upstream curvature radius

2.2 曲率半径对几何效率的影响

曲率半径与最大推力喷管几何效率的关系见图2。几何效率的计算采用克里格和勒温级数近似解。上游曲率半径对几何效率的影响较小,随着上游曲率半径的增大,几何效率均有小幅度的增加。下游曲率半径对几何效率影响明显,几何效率随着下游曲率半径的增大而减小,近似呈线性关系。

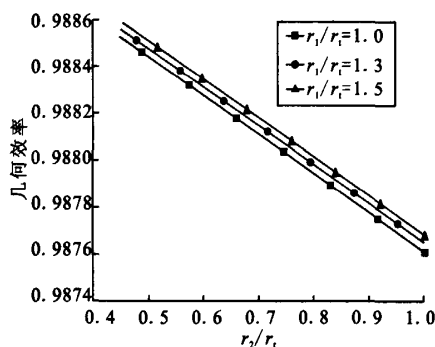


图2 不同曲率半径下的几何效率

Fig. 2 Geometry efficiency versus curvature radius

2.3 曲率半径对推力系数的影响

曲率半径与最大推力喷管地面推力系数的关系见图3。推力系数的计算采用克里格和勒温级数近似解。上游曲率半径对地面推力系数的影响较小,随着上游曲率半径的增大,几何效率有小幅减小。下游曲率半径对几何效率影响较显著,几何效率随着下游曲率半径的增大而减小,近似呈线性关系。

2.4 曲率半径对扩张损失的影响

图4显示了下游曲率半径与最大推力喷管扩张损失之间的关系。随着下游曲率半径的增大,出口扩张半角和锥体扩张角均有小幅度的增大,扩张损失在小范围内不断减小。

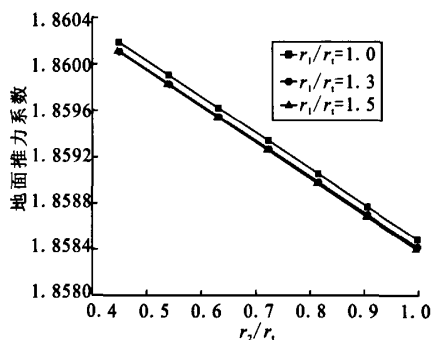


图3 不同曲率半径下的推力系数

Fig. 3 Thrust coefficient versus curvature radius

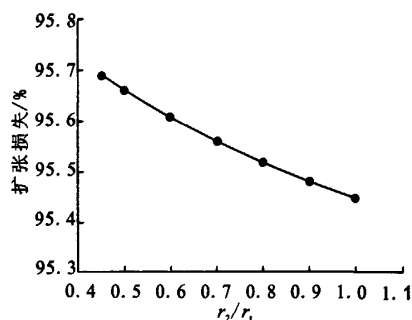
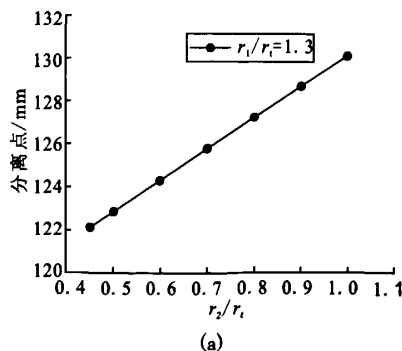


图4 曲率半径对扩张损失的影响

Fig. 4 Influence of curvature radius on divergence loss

2.5 曲率半径对分离点位置的影响

分离点位移以喉部为原点,曲率半径与分离点的变化关系见图5。



(a)

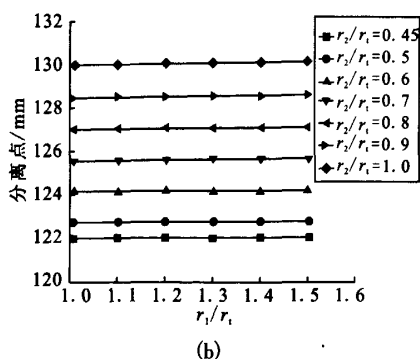


图5 曲率半径对分离点的影响

Fig. 5 Influence of curvature radius on flow separation

分离点的位移在 $r_2/r_1=0.45$ 时最小, 位移 122.16 mm, 在 $r_2/r_1=1.0$ 时最大, 位移 130.24 mm。上游曲率半径对分离点位移的影响很小。下游曲率半径对分离点位置影响明显, 分离点位移随着下游曲率半径的增大而增大。

3 结论

对不同喉部结构的最大推力喷管型面进行了设计计算, 分析结果表明:

1) 最大推力喷管流量系数随上游曲率半径的增大而增大, 增大幅度逐渐减小;

2) 随着下游曲率半径的增大, 推力系数和几何效率不断减小, 近似呈线性关系; 出口扩张半角和锥体扩张角均有小幅度的增大, 扩张损失在小范围内不断减小;

3) 下游曲率半径对分离点位移影响明显, 分离点随着下游曲率半径的增大而不断后移。

参考文献:

[1] 许军民, 黄崇锡. 火箭设计参数对发动机喷管效率的影响[J]. 火箭推进, 1995, 31(6): 25-34.

响[J]. 火箭推进, 1995, 31(6): 25-34.

[2] 朱宁昌, 董锡鉴, 王新龄, 等. 液体火箭发动机设计 (上) [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1994.

[3] CAI Guo-biao, FANG Jie, XU Xu, et al. Performance prediction and optimization for liquid rocket engine nozzle [J]. Aerospace Science and Technology. 2007 (11): 155-162.

[4] 姬晓辉, 武晓松, 季宗德. 最佳推力喷管型面设计[J]. 弹箭技术, 1997 (3): 10-13.

[5] 马国宝. 二次抛物线型面喷管参数的优化选择[J]. 固体火箭技术, 1995, 18(3): 8-12.

[6] 陈林泉, 李岩芳, 王建儒, 等. 喷管扩散段型面对固体发动机性能的影响[J]. 固体火箭技术, 2004, 27(1): 9-11.

[7] ANTHOINE J, BUCHLIN J M, GUERY J F, et al. Experiment and numerical investigations of nozzle geometry effect on the instabilities in solid propellant boosters, AIAA 2000-3560[R]. USA: AIAA, 2000.

[8] 朱子环, 董文华, 管理. 管路流体对氢氧发动机推力测量的影响分析[J]. 低温工程, 2008 (2): 46-50.

[9] 武晓松, 王政时, 丘光申. 抛物线喷管入口扩张半角对推力偏心的影响[J]. 弹道学报, 1996 (4): 41-45.

[10] 覃粒子, 王长辉, 刘宇, 等. 三维喷管设计[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 499-504.

[11] 王庆伟, 刘波, 王如根, 等. 二元喷管气动喉道控制的数值模拟[J]. 航空学报, 2009, 30(2): 226-231.

[12] 周敏, 王如根, 张相毅. 射流分配对喉道气动偏转矢量喷管的影响[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 58-61.

[13] 童军杰, 徐进良, 李玉秀, 等. 喉部结构对微喷管性能的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1048-1054.

[14] Schlichting H. Boundary-layer theory [M]. New York: McGraw-Hill, 1979.

[15] 杨海伟, 赵阳. 外形设计对微喷管性能的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(1): 68-72.

[16] 汪明生, 杨建军. 几何参数对逆流矢量喷管性能的影响研究[J]. 火箭推进, 2009, 35(2): 30-36.

(编辑: 陈红霞)