

文章编号: 1000-8055(2007)02-0257-04

高超声速飞行器后体喷管设计

徐华松, 谷良贤

(西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

摘 要: 为得到二维高超声速飞行器后体喷管优化型面, 建立了基于 N-S 方程的二维后体喷管设计模型, 分别对内部喷管长度和上壁型面进行设计, 得到了后体喷管优化设计外形, 并将结果与 Edwards 提供的基准进行比较, 表明改进了后体喷管的推进性能。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 高超声速; 后体喷管; 数值模拟; 膨胀波

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Nozzle afterbody design of hypersonic flight vehicle

XU Hua-song, GU Liang-xian

(School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A model based on numerical solution of Navier-Stokes equations was established for hypersonic flight vehicle nozzle afterbody optimization design. The internal portion and the upper wall of nozzle were designed, and the optimized configuration was obtained. The result was compared to the norm configuration that Edwards claimed. The results show that the performance of nozzle afterbody was improved.

Key words: aerospace propulsion system; hypersonic; nozzle afterbody; numerical simulation; expansion wave

一体化超燃冲压的尾喷管与机身后体统称为后体喷管, 又把后体喷管区分为内部喷管和外部喷管, 外部喷管即机身后体, 如图 1 所示。后体喷管的性能对飞行器性能影响很大, 在飞行马赫数 $Ma = 6$ 时, 后体喷管产生的推力达到总推力的 70 %^[1]。

在设计后体喷管时, 应该使燃烧室出口的高温高焓气流, 在后体充分膨胀, 以产生最大的推力, 同时也要控制后体产生的气动力, 使飞行器具有良好的操纵特性。本文对后体内部喷管和上壁型面进行设计, 采用数值模拟方法, 对后体喷管二维流场进行计算, 结果表明, 后体喷管的推进性能得到了提高。

1 后体喷管设计

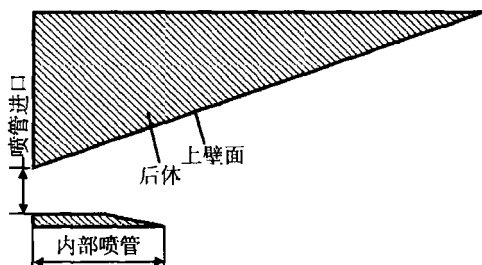


图 1 后体喷管几何图

Fig. 1 Nozzle afterbody figure

1.1 设计基准

后体喷管设计的目的, 是研究后体喷管几何

收稿日期: 2005-12-28; 修订日期: 2006-10-25

作者简介: 徐华松(1982-), 男, 安徽来安人, 西北工业大学航天学院硕士生, 主要从事高超声速飞行器设计、一体化设计的研究。

形状变化对飞行器主要性能特别是推进性能的影响,以及确定后体喷管参数的最佳组合.初步分析时,常把外部喷管上壁型面简化为平面.这样与后体喷管性能相关的设计参数主要有:后体喷管长度 $L_{\text{afterbody}}$,外部喷管上壁面扩张角 θ_w ,内部喷管长度 L_s ,内部喷管表面扩张角 θ_s . Edwards 提供了另一种方法,即选择一种后体喷管作为基准,亦即用来作为其它喷管参数变化后,进行性能对比的标准^[2].基准喷管的参数为:

$$\theta_w = 20^\circ$$

$$\theta_s = 6^\circ$$

$$L_s = 3.12 h_c$$

$$L_{\text{afterbody}} = 18.54 h_c$$

式中: h_c 为后体喷管进口高度.

实际设计过程中,上壁型面不能简单地取为平面,本文通过对后体内部喷管长度和上壁型面分别设计,达到改进后体喷管推进性能的目的.

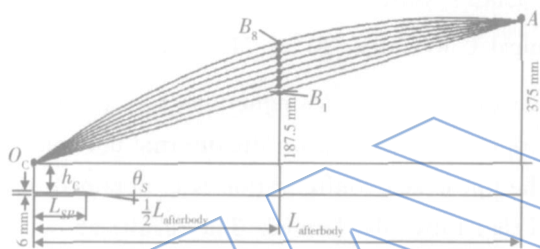


图2 后体喷管设计图

Fig. 2 Nozzle afterbody design figure

1.2 内部喷管设计

后体内部喷管由水平段 L_{SP} 和扩张段构成,扩张角为 θ_s ,如图2所示.参照 Edwards 提供的方法,取 $\theta_s = 6^\circ$.下面是内部喷管水平段 L_{SP} 的设计方法.

高温高焓气体从燃烧室出口排出,进入后体喷管,由于上壁面扩张角的存在,会在燃烧室与喷管上壁面拐角出现一个扇形膨胀波束^[3].由膨胀波公式,可计算出第一道膨胀波的位置:

$$\mu = \arcsin \frac{1}{Ma}$$

$$L_{\text{SP}} = h_c * \tan \mu$$

式中: μ 为膨胀波与气流的交角, Ma 为喷管进口气流马赫数, h_c 为喷管进口高度.

本文后体喷管进口处的气流马赫数 $Ma = 2$. 23762, 喷管进口高度 $h_c = 75 \text{ mm}$, 计算得:

$$\mu = \arcsin \frac{1}{Ma} = 26.55^\circ$$

$$L_{\text{SP}} = h_c * \tan \mu = 150.13 \text{ mm}$$

考虑气体粘性,取 $L_{\text{SP}} = 155 \text{ mm}$.

在膨胀波后,外壳内表面压力会突然下降.内部喷管越长,喷管上表面压力越高,喷管推力越大,升力减小,俯仰力矩增大.短外壳上壁面的压力降低,推力减小,而且会产生较大的负俯仰力矩.

1.3 喷管上壁型面设计

在上壁型面设计时,已知飞行器后体长度 $L_{\text{afterbody}} = 1500 \text{ mm}$, 喷管高为 375 mm , 喷管进口高度 $h_c = 75 \text{ mm}$. 将后体喷管原点 O_C 取在上壁面与喷管进口交点处, A 点为上壁面末端,以线段 $O_C A$ 中点 B_1 为起点,沿 Y 正方向取 7 个点,记作 $B_2, B_3, \dots, B_8$ 两点间距离 18.75 mm . 通过点 O_C 、点 B_2 和点 A 做圆弧,记作 $O_C B_2 A$, 同样,通过 $B_3, B_4, \dots, B_8$ 分别做圆弧,记作 $O_C B_3 A, O_C B_4 A, \dots, O_C B_8 A$, 如图2所示.

1.4 流场数值模拟

分别以线段 $O_C A, O_C B_2 A, O_C B_3 A, \dots, O_C B_8 A$ 作为上壁面,内部喷管按上节所述设计,对后体喷管进行数值模拟,比较不同上壁面形状对后体喷管性能的影响,以产生的推力系数 C_T 为比较标准.定义推力系数 C_T :

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho_\infty^2 S}$$

式中: T 为后体喷管推力, ρ 为无穷远处大气密度, v 为无穷远处气流速度, S 为参考面积,取 1 m^2 .

后体喷管流场采用有限体积法,全隐式计算^[4].流场的控制方程采用 N-S 方程,内外流场模拟气体均为空气,绝热指数 $\gamma = 1.4$.壁面边界条件为热完全气体粘性壁面边界条件,湍流模型为标准 $k-\epsilon$ 模型.计算时考虑的是二维非化学反应流动.设计状态下,后体喷管流场如下:

喷管进口:

$$Ma = 2.23762$$

$$v = 1749.94 \text{ m/s}$$

$$p = 31258.9 \text{ Pa}$$

$$T = 1743.4 \text{ K}$$

$$k = 1.26119 \text{ m}^2/\text{s}^2$$

$$\epsilon = 10156.4 \text{ J/kg} \cdot \text{s}$$

外流:

$$Ma = 6$$

$$v = 1810.8 \text{ m/s}$$

$p = 1\,171.95\text{ Pa}$
 $T = 226.65\text{ K}$
 $k = 163.95\text{ m}^2/\text{s}^2$
 $\varepsilon = 738\,000\text{ J/kg}\cdot\text{s}$

采用结构网格计算,网格总数 8 000. 以 $O_c B_3 A$ 作上壁面为例,计算网格如图 3 所示.

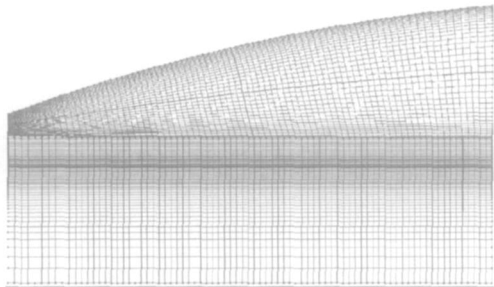


图 3 计算网格
Fig. 3 Computing grid

2 结果分析

不同上壁型面所得到的推力系数 C_T 变化如图 4 所示.

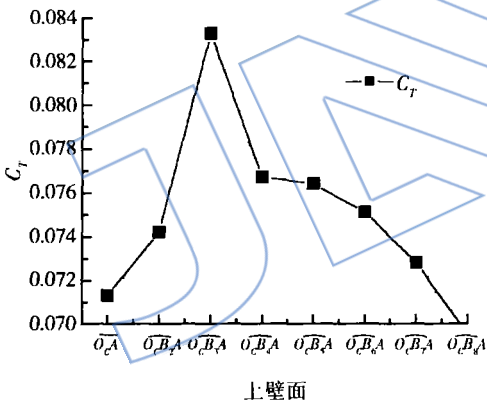


图 4 推力系数
Fig. 4 Trust coefficient

从图中可以看到,以 $O_c B_3 A$ 为上壁面时,推力系数 C_T 最大,数值为 0.083 3.

为了评估所设计后体喷管的性能,与 Edwards 提供的基准进行比较.对 $h_c = 75\text{ mm}$,基准外形如图 5 所示.

对图 5 基准模型进行数值模拟,计算网格数和边界条件与本文相同,计算的推力系数为 0.076 8.

与 Edwards 的参考基准进行比较,所设计后体喷管的推力系数提高了 8.46 %,由此得到后体喷管的压力和马赫数等值线图,如图 6 和图 7 所示.

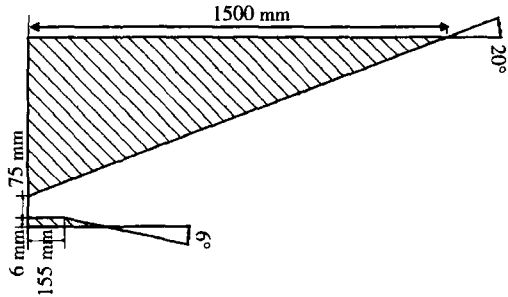


图 5 基准外形
Fig. 5 Norm configuration

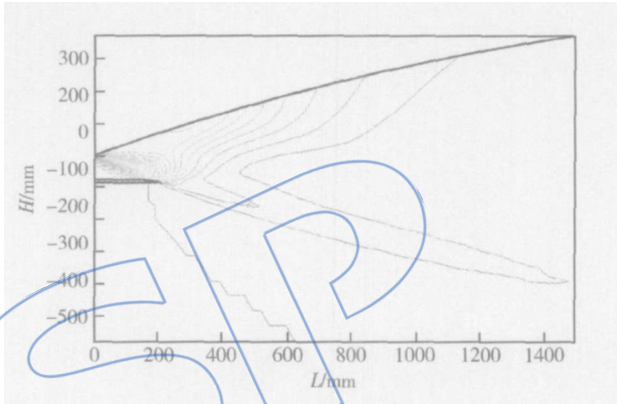


图 6 压力等值线
Fig. 6 Pressure isoline

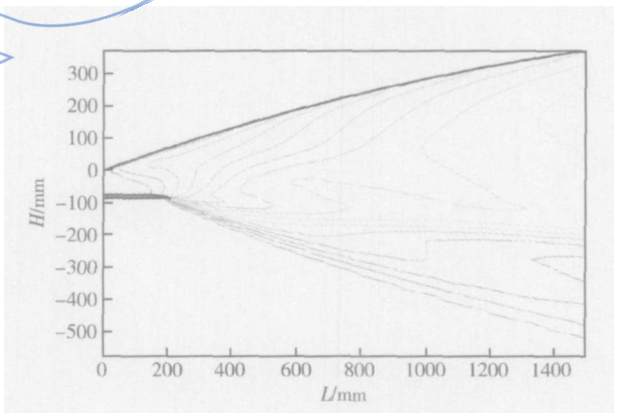


图 7 马赫数等值线
Fig. 7 Mach number isoline

3 结束语

本文对后体内部喷管长度和上壁型面进行设计.对内部喷管长度,利用膨胀波理论,通过计算确定内部喷管水平段长度 L_{sp} ,并考虑粘性影响,进行修正,内表面扩张角 θ 参考 Edwards 提供的比较基准取为 6° .对上壁型面,在高度和长度确定条件下,分别取平面和圆弧型面,并对各型面建模,进行数值模拟计算,以推力系数为目标,找到最佳上壁型面,优化后的后体喷管,与 Edwards

提供的设计基准比较,推力系数提高了 8.46 %,优化了后体喷管的推进性能.

参考文献:

[1] 刘陵. 超声速燃烧与超声速燃烧冲压发动机[M]. 西安:西北工业大学出版社,1993.

[2] Edwards C L Q, Small W J, Weidner J P. Studies of scramjet/airframe integration techniques for hyper-sonic aircraft[R]. AIAA-75-58.

[3] 潘锦珊. 气体动力学基础[M]. 北京:国防工业出版社,1988.

[4] 李人宪. 有限体积法基础[M]. 北京:国防工业出版社,2005.

