

变比热对超燃冲压发动机 尾喷管设计的影响分析

王玉峰, 吴宝元, 王东东

(西安航天动力研究所, 陕西, 西安 710100)

摘 要: 当气体总温较高时, 气体的比热比将不再保持不变, 而是温度的函数。由于超燃发动机尾喷管的入口温度很高, 因此, 在喷管型面设计时应该考虑比热变化对型面产生的影响。给出了基于量热完全气体模型和热完全气体模型的超燃冲压发动机尾喷管设计方法。并比较了比热比不变和比热比随气体温度变化时对喷管型面设计的影响。对量热完全气体的应用限制进行了初步讨论。

关键词: 超燃冲压发动机; 尾喷管; 变比热

中图分类号: V439

文献标识码: A

文章编号: (2010) 02-0043-05

Scramjet engine nozzle design with variable specific heat

Wang Yufeng, Wu BaoYuan, Wang Dongdong

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

Abstract: When the gas stagnation temperature increases, the specific heat ratio starts to vary with the temperature. Scramjet engine nozzle inlet temperature is very high and the influence of specific heat variation must be taken into account. This paper describes a method for scramjet engine nozzle design. A comparison between calorically perfect gas and that of thermally perfect gas is given.

Key words: scramjet engine; nozzle; variable specific heat

收稿日期: 2009-10-15; 修回日期: 2009-11-17。

作者简介: 王玉峰 (1980—), 男, 硕士, 研究领域为冲压发动机系统设计。

0 引言

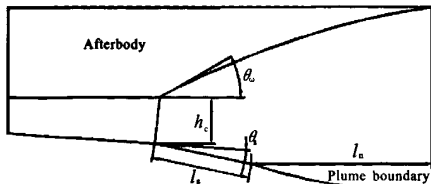
超燃冲压发动机的膨胀系统由内部喷管和飞行器后体组成,它主要是用来将燃烧室出口燃气的化学能转化为动能,产生推力。与传统火箭发动机尾喷管相比,超燃冲压发动机尾喷管不存在收缩段和喉部;喷管入口马赫数大于1;喷管与飞行器后体一体化设计;飞行器后体作为喷管膨胀面的组成部分;采用非对称构型,一般为二元喷管。这些特点决定了超燃发动机尾喷管的设计方法与传统喷管有所区别。

比热比反映了气体温度变化时焓和内能的变化之比。当气体温度小于800K时,气体的比热和比热比可以认为是常数。但当温度大于800K时,空气分子振动能被激发,气体的比热将不再是常数,而是温度的函数。由于超燃发动机尾喷管的入口温度很高,因此,在喷管型面设计时应考虑比热变化对型面产生的影响。

基于量热完全气体和热完全气体给出了超燃发动机尾喷管的设计方法,并比较了比热变化时对喷管型面的影响。

1 典型的超燃冲压发动机喷管造型

在讨论超燃冲压发动机尾喷管计算方法前应该对实际超燃喷管的几何外型有一个初步的了解。图1中给出了超燃冲压发动机尾喷管的外型和主要几何参数。



h_c —尾喷管入口高度; l_i —内部喷管长度; l_a —外部喷管长度;
 θ_i —内部喷管表面扩张角; θ_a —外部喷管上壁面初始扩张角;
 plume boundary—羽流边界。

图1 超燃冲压发动机尾喷管外形和主要结构参数

Fig.1 Scramjet engine nozzle model

由图1可以看出,超燃冲压发动机尾喷管是一种纯扩张型的二元喷管,并且与飞行器后体进行高度一体化设计。气流在喷管中的膨胀分为两个阶段,即内部膨胀和外部膨胀。内部膨胀靠内部喷管来实现,而外部膨胀主要靠飞行器后体和羽流边界来实现。这种喷管具有以下优点:与轴对称喷管或环形喷管相比,二元喷管更容易实现流道面积的调节,并且具有较轻的质量;喷管入口气流为超声速流,因此在喷管的扩张通道中气流一直保持超声速流动,这与收扩型或收敛型喷管相比可以简化设计计算方法,因为流场的控制方程是双曲型而不是椭圆型或抛物型。

2 计算方法

2.1 量热完全气体

基于量热完全气体给出了超燃喷管的设计方法。

图2给出的是最小长度喷管计算时喷管流场区域分布图。如图2所示,流场区域共分为3部分:AEF为核心流场区,也称为Prandtl-Meyer膨胀波区;ACF为简单波区,该区气流参数对求解喷管型面很重要;BCF为均匀流区,该区气流与喷管出口气流马赫数相同; θ 为初始膨胀角,由出口马赫数来确定。

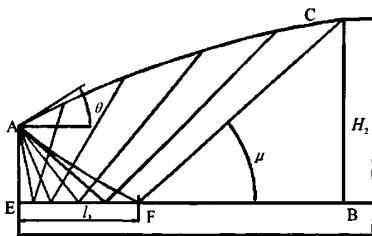


图2 最小长度喷管设计示意图

Fig.2 Nozzle design principle

2.1.1 控制方程和空间离散方法

超燃喷管的流场为超声速流场,其控制方程的数学性质为双曲型,因此可以由特征线方法求解。计算时假设喷管内流动是无粘和无旋定常流,根据参考文献[1],可以给出二维超声速流的

全气体计算模型和热完全气体计算模型计算得到的喷管型面比较。其中型面 1 为基于量热完全气体模型计算结果；型面 2、型面 3 和型面 4 是基于热完全气体的计算结果，且型面 2 对应的喷管入口总温为 1000K，型面 3 对应的喷管入口总温为 2000K，型面 4 对应的喷管入口总温为 3000K。图 5 和图 6 分别给出的是出口马赫数为 3 和 4 时。可以看出，随着出口马赫数和总温的增加采用热完全气体计算得到的型面与采用量热完全气体计算得到的型面差异越大。

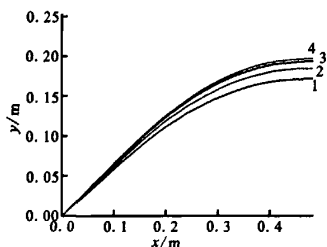


图 4 喷管出口马赫数为 2 时不同入口总温下喷管型面
Fig.4 Nozzle profile for different total temperature
with nozzle exit plane velocity at 2 Ma .

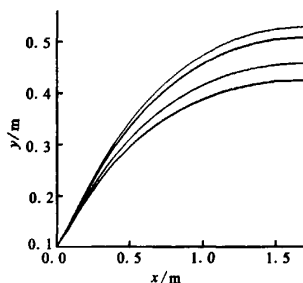


图 5 喷管出口马赫数为 3 时不同入口总温下喷管型面
Fig.5 Nozzle profile for different total temperature
with nozzle exit plane velocity at 3 Ma .

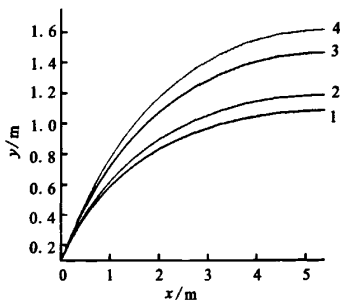


图 6 喷管出口马赫数为 4 时不同入口总温下喷管型面
Fig.6 Nozzle profile for different total temperature
with nozzle exit plane velocity at 4 Ma .

图 7 给出了不同入口总温下初始膨胀角随出口马赫数的变化。

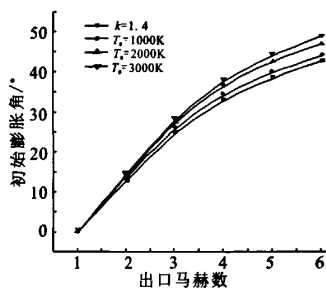


图 7 不同来流总温下初始膨胀角随出口马赫数的变化
Fig.7 Variation of initial expansion angle vs
nozzle exit plane Ma

对任意给定的入口总温和出口马赫数，可以给出相对误差：

$$\varepsilon\% = \left| 1 - \frac{\theta_{PC}}{\theta_{HT}} \right| * 100\% \quad (12)$$

式中， θ_{PC} 为量热气体对应的初始膨胀角； θ_{HT} 为热完全气体对应的初始膨胀角。

根据公式 (12) 可以计算得到，当入口总温为 1000K，出口马赫数为 2.0 时初始膨胀角的相对误差为 5.3%；当入口总温为 2000K，出口马赫数为 2.0 时，相对误差为 8.4%。因此，如果认为 5% 的误差是合理的，则在入口总温低于 1000K 时可采用量热完全气体计算模型；大于 1000K 时应采用热完全气体计算模型。

4 结论

给出了基于量热完全气体和热完全气体的超燃喷管设计方法，比较了基于这两种方法设计的喷管型面的差别。根据计算结果，当来流总温较低时可以采用量热完全气体，但随着温度的增大量热完全气体与热完全气体的计算结果差别也越大。认为当来流总温大于 1000K 时采用热完全气体较为合适。

参考文献:

- [1] 潘锦珊. 气体动力学基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1999.
- [2] Toufik Zebbiche. SuperSonic Two-Dimensional Minimum Length Nozzle Design at High Temperature[J]. Application for Air. 2006, (3): 29-38.
- [3] 王新月, 杨振鹏. 化学非平衡流动对超燃冲压发动机尾喷管性能的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 20(5): 1023-1027.
- [4] 李建平. 超燃冲压发动机尾喷管设计方法研究[J]. 长春理工大学学报, 2007, 30(1): 114-116.
- [5] 徐惊雷. 超燃冲压发动机非对称喷管非设计状态性能计算[J]. 推进技术, 2007, 28(3): 287-290.
- [6] 张艳惠. 超燃冲压发动机非对称喷管设计点性能[J]. 推进技术, 2007, 28(3): 282-286.
- [7] Nickerson G R. Optimized Supersonic Exhaust Nozzles for Hypersonic Propulsion[R]. AIAA 88-3161.
- [8] 王一白. 瓦状塞式喷管的设计和试验分析[J]. 火箭推进, 2008, 34(1): 1-6.

(编辑: 马 杰)

(上接第 14 页)

(1) 凝胶 DT-3 在试验温度范围内为剪切稀化的假塑性非牛顿流体, 其表观粘度随剪切速率的增加而下降, 其触变性随温度的升高而减弱。使用过程中应控制凝胶的温度, 使其触变性为零。

(2) 温度、压降及流道的几何结构等因素对凝胶流变特性有明显影响, 发动机设计时应充分利用凝胶的流变特性规律, 使凝胶在流动过程中平均表观粘度不断降低 (趋向于“液化”为最佳), 以利于凝胶的雾化、燃烧。

(3) 热试结果证明, 凝胶 DT-3 能稳定有效分解, 试验件工作性能稳定, 比冲约为液体 DT-3 的 90%。

参考文献:

- [1] 王宁飞, 莫红军. 凝胶推进剂的发展与应用 [J]. 含能材料, 1998, 6(3).
- [2] Kukushkin V, Ivanchenko A. The pasty Propellant Rocket Engines Development[R]. AIAA-paper 93-1754, 1993.
- [3] 禹天福. 胶体推进剂的研究与应用[J]. 导弹与航天运载技术, 2004, (5).
- [4] 禹天福. 偏二甲胍胶体流变学研究 [J]. 火箭推进, 2004, 30(3).
- [5] 符全军, 杜宗罡. UDMH/NTO 双组元凝胶推进剂的制备及性能研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(1).
- [6] 张蒙正, 杨伟东. 凝胶推进剂直圆管流动特性探讨[J]. 火箭推进, 2007, 33(5).
- [7] 宋明德, 叶定友. 膏体推进剂脉冲火箭发动机新方案的理论和试验研究[J]. 推进技术, 1999, 20(1).
- [8] Shai Rahimi, Benveniste Natan. The Injection Process of Gel Fuels [C]. AIAA/ASME/SAE/ASEE 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, Seattle. 1997.
- [9] 葛明和, 李慧. 凝胶 DT-3 流变特性的数值模拟与试验 [J]. 航天推进与动力. 2008, (1).
- [10] Jens von Kampen, Klaus Madlener, Helmut K Ciezki. Characteristic Flow and Spray Properties of Gelled Fuels with Regard to the Impinging Jet Injector Type [R]. AIAA 2006.

(编辑: 王建喜)