

文章编号: 1000-8055(2009)05-1022-06

化学非平衡流动对超燃冲压发动机 尾喷管性能的影响

王新月, 杨振鹏, 王彦青

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 采用 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型和有限体积方法数值求解有组分的守恒形式 Navier-Stokes 方程, 针对设计的超声速燃烧冲压发动机单斜面膨胀喷管, 采用氢氧七组元八反应模型, 数值模拟不同高度、不同来流马赫数条件下的喷管流场和性能。计算结果表明, 喷管内的进一步燃烧对燃烧室起到了一定的补燃作用, 对喷管性能影响较大。化学非平衡状态下, 喷管推力特性和升力特性显著提高。超燃冲压发动机尾喷管的性能研究, 应考虑化学非平衡流动的影响。

关 键 词: 超燃冲压发动机; 单斜面喷管; 化学非平衡流动; 冻结流动

中图分类号: V235

文献标识码: A

Effects of non-equilibrium chemical reaction flow on the performance of scramjet nozzle

WANG Xin-yue, YANG Zhen-peng, WANG Yan-qing

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The RNG $k-\varepsilon$ turbulence models and finite volume method were used to solve the conservative Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. 7-species, 8-step finite-rate chemical reaction models were employed to calculate the flow of the scramjet single expansion ramp nozzle. The characteristics of the nozzle were numerically studied under various free-stream Mach numbers and various flight heights. The calculation shows that the performances of the nozzle are notably advanced under the combustion in the nozzle. The non-equilibrium chemical reactions should always be considered in research of the performance of scramjet nozzle.

Key words: scramjet engine; single expansion ramp nozzle;
non-equilibrium chemical reaction flow; frozen flow

为了提高飞行器的总体性能, 高超声速飞行器必须进行一体化研究^[1-2]。Nasuti 研究了外流对非对称喷管性能的影响^[3], 建议喷管设计应在整个飞行马赫数的范围内综合考虑。文献^[4-7]对超声速尾喷管型面进行了优化设计与性能研究。文献^[8]研究了不同湍流模型对非对称喷管流场

的影响, 得出了 RNG $k-\varepsilon$ 是这种流动计算的最佳湍流模型。

关于对喷管内化学非平衡流动的研究, 多数集中在轴对称收敛扩张喷管^[9-13]上。关于非平衡现象对喷管参数的影响, 文献^[14]也有报道。T. A. Gronland, J. L. Cambier, S. Wallin 研究了冲压发

收稿日期: 2008-05-18; **修订日期:** 2008-12-15

作者简介: 王新月(1955-), 女, 河南孟津人, 教授, 博士, 主要从事航空宇航推进理论与工程方面的研究工作。研究方向: 进排气系统气动热力学。

动机的收敛扩张单斜面膨胀喷管及其后体性能^[15]。

综上所述,针对综合考虑飞行器总体性能的超燃冲压发动机尾喷管内的化学非平衡湍流流动的研究资料很少。众所周知,超燃冲压发动机燃烧室的燃烧效率远低于航空发动机的燃烧效率。因此,在一定的条件下,超燃冲压发动机尾喷管有可能对燃烧室起到一定补燃作用,这方面的有关资料国内外鲜有报导。由于化学平衡流动会过估喷管性能,因此,本文将重点研究化学非平衡流动对喷管性能的影响。此研究结果将对超声速燃烧室的设计提供参考。

1 物理模型与计算模型

1.1 物理模型

本文计算的后体喷管型面采用最大推力喷管方法设计,其几何尺寸为:喷管总长 $L = 18.54 H_1$,下壁面长度 $L_s = 3.12 H_1$,下壁面扩张角度 $\theta = 6^\circ$,其中 H_1 为喷管进口高度。喷管构型及其计算网格如图1所示。

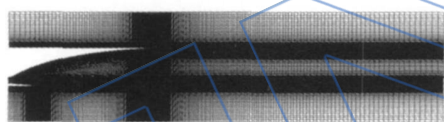


图1 喷管计算网格
Fig.1 Nozzle compute mesh

1.2 数值模拟方法

采用有限体积法全隐式格式对有组分的守恒形式的二维雷诺时均 Navier-Stokes 方程进行求解。对控制方程采用二阶迎风格式, k 方程和 ε 方程的离散均采用一阶迎风格式。并采用两方程 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型和非平衡壁面函数对控制方程进行求解。对于无化学反应的计算,RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型的应用已在文献[8]中得到验证。本文应用 Fluent 软件进行了不同工况下的粘性有化学反应的流场计算。计算中采用分区结构化网格。壁面以及流动参数变化剧烈的地方采用边界层网格和网格局部加密,网格总数 120 110。计算残差下降到 1×10^{-5} 以下。边界条件取喷管进口总压、总温、静压和燃气组分。壁面采用无滑移绝热边界条件。出口选在喷管下游足够远处,外流(为空气)给定远场条件。

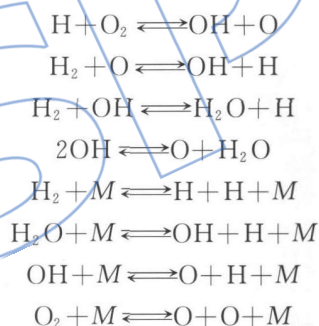
设计状态下的高度为 25 km,飞行马赫数为 6.0,进气道总压恢复系数为 0.3,燃烧室总压恢

复系数为 0.5,燃料为液氢。估算出喷管进口总压 603 731.2 Pa,马赫数为 1.59,总温 2 032.32 K。化学非平衡流动状态下喷管进口组分质量分数取决于超燃冲压发动机燃烧室的燃烧效率、流动状况及其化学反应等多种因素的影响,由于缺乏实验数据,本文根据目前超声速燃烧效率较低的特点,根据一维流动一步化学反应估算和经验选取,其算例1的组分分布为: $O_2 = 0.166\ 687\ 7$, $H_2 = 0.01$, $H_2O = 0.072\ 676\ 2$, $OH = 0.000\ 1$, $H = 0.001$, $O = 0.001$,其余为氮气。

2 化学反应模型及结果分析

2.1 化学反应计算模型

化学反应模型为有限速率模型,计算中采用氢氧七组元(H_2O , OH , O_2 , H_2 , H , O , N_2)八反应模型,化学反应方程式如下:



反应方程式中 M 表示系统中参加碰撞的任何一个粒子,本身不发生化学反应,只是传递能量。

2.2 化学非平衡计算结果分析

图2~图4给出了不同高度不同来流马赫数条件下沿喷管上壁面附近的几种主要组分的质量分数分布规律,可以看出, H_2 和 O_2 质量分数逐渐降低, H_2O 逐渐增加, N_2 无变化,这些都反映了燃烧的规律。还可以看到,组分的变化大都发生在喷管的起始部分,喷管下游组分基本不变,说明化学反应主要发生在喷管起始段。喷管下游接近冻结流动状态。从图2~图4还可以看出,从设计状态到非设计状态,随着飞行高度和来流马赫数的减小,即随喷管进口总温和总压的下降, O_2 和 H_2O 的质量分数变化较大, H_2 变化较小。而且化学反应接近冻结状态的起点也在向喷管下游移动,显示了总温和总压对燃烧及其化学反应产生的影响。这种变化的主要原因是因为喷管进口总温下降,亦即喷管进口气流的总能量下降,喷管进口气流的马赫数和温度都在降低。而温度的降低使得已混燃气的化学反应速率减小,因而化学反应进行的较慢所致。

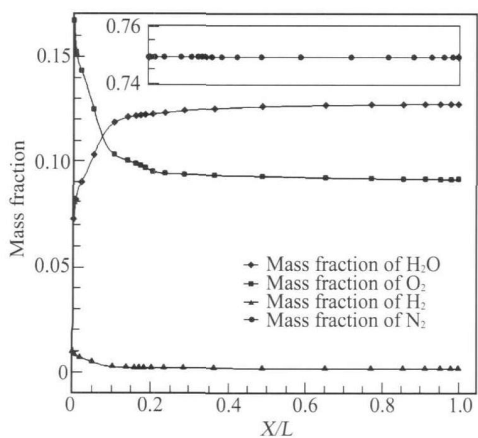


图 2 上壁面主要组分质量分布 ($H=25\text{ km}, Ma=6.0$)
Fig. 2 Main component of mass on the up wall
($H=25\text{ km}, Ma=6.0$)

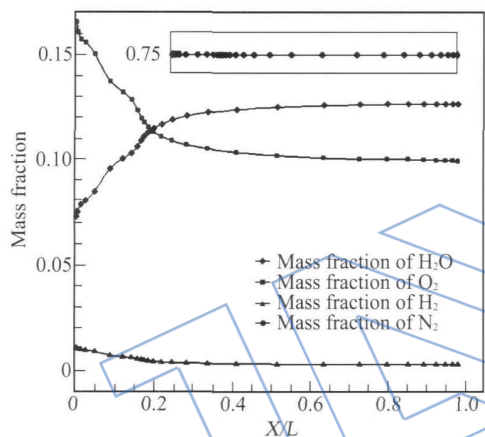


图 3 上壁面主要组分质量分布 ($H=23\text{ km}, Ma=5.0$)
Fig. 3 Main component of mass on the up wall
($H=23\text{ km}, Ma=5.0$)

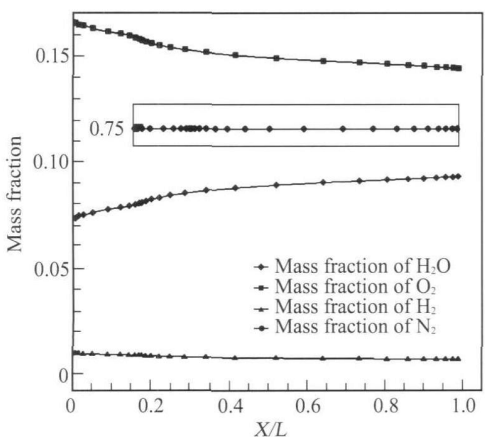


图 4 上壁面附近主要组分质量分布
($H=20\text{ km}, Ma=4.0$)
Fig. 4 Main component of mass on the round of up wall
($H=20\text{ km}, Ma=4.0$)

3 化学非平衡与冻结流动的比较

图 5~图 8 给出了计算得到的设计状态下的化学非平衡流动和冻结流动沿喷管流向的参数变化规律. 给出的结果是从喷管进口中间点到喷管出口中间点的连线上沿流向的参数分布.

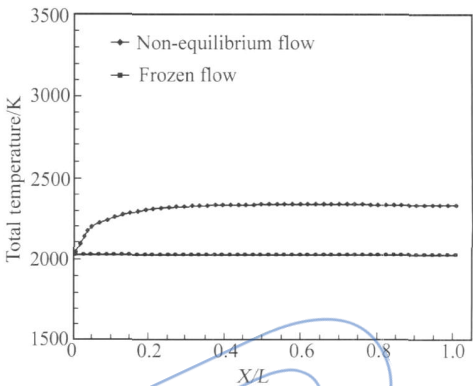


图 5 设计状态下总温沿流向的变化
Fig. 5 Transformation of total temperature through
the flow on design state

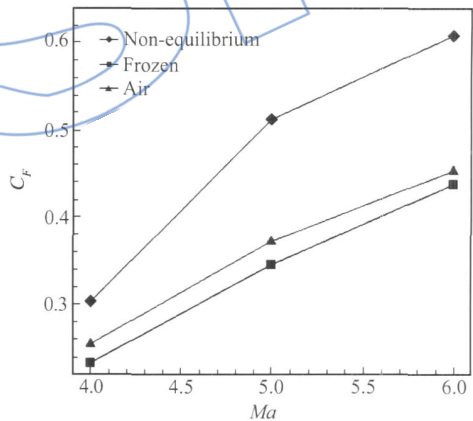


图 6 喷管推力系数比较
Fig. 6 Comparing push coefficient of nozzle

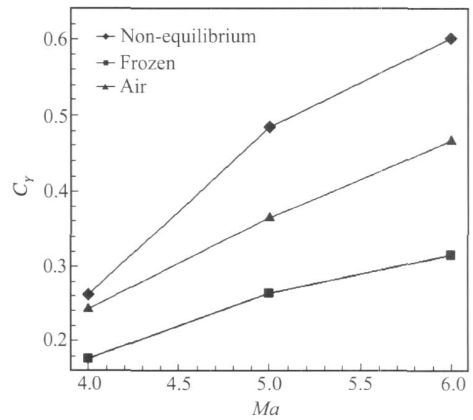


图 7 喷管升力系数比较
Fig. 7 Comparing lift coefficient of nozzle

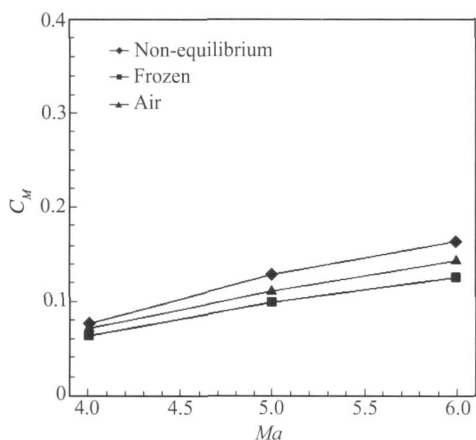


图 8 喷管俯仰力矩系数比较

Fig. 8 Comparing pitching moment of nozzle

由图 5 可以看出,沿流动方向,冻结流动的总温不变,这是因为没有向气流释放能量.在化学非平衡流动条件下,总温先提高而后保持不变.设计状态下喷管出口平均总温提高了 276.9 K.非设计状态下,当 $H = 23$ km, $Ma = 5$ 和 $H = 20$ km, $Ma = 4$ 时,平均总温分别升高了 262.4 K 和 86.0 K.总温提高的原因是当超声速气流在喷管内加速流动的同时,由于在喷管进口仍然具有一定的燃料和氧气,在喷管内的高温燃气进一步产生了燃烧,给气流加入了热量.同时,燃烧室内离解吸收的能量,在尾喷管内进一步得到释放(离解在温度相对较低时释放能量),两种作用对气流加热,使得气流的总能量提高,体现为总温的提高.

图 6~图 8 给出了按照空气变比热容、化学反应的冻结流动和化学非平衡流动的条件计算得到的喷管推力系数、升力系数和俯仰力矩系数的变化规律.这些系数的定义分别为: $C_F = F/(qA)$; $C_Y = Y/(qA)$; $C_M = M/(qAL_v)$, 式中 F , Y , M 分别为喷管的推力、升力和俯仰力矩, q , A , L_v 分别为飞行动压,进气道捕获面积和飞行器长度.当飞行高度 $H = 25$ km,马赫数 $Ma = 6$ 时,飞行动压为 $q = 64.238$ kPa.进气道捕获面积 $A = 0.053$ m²,飞行器长度为 $L_v/H_1 = 75$.

由图可以看出,随着来流马赫数的增加,喷管推力系数、升力系数增加较快,俯仰力矩系数增加较慢,这种变化规律符合飞行器性能要求.由图 6~图 8 可以看出,按空气计算的喷管性能参数介于冻结流动和化学非平衡流动之间.化学非平衡流动得到的推力系数和升力系数最高,随马赫数增加的更快.这是由于在相同的来流条件下,燃烧给气流加入了更多的能量,使喷管出口的流

速增加,必然使推力和推力系数增大.而升力系数增加主要是因为喷管后体(喷管上壁面)的压力增加引起的.由于升力增加,从而导致俯仰力矩系数(图 8)也增加.但是俯仰力矩系数增加较小.与冻结流动计算的结果相比,设计状态下,推力系数增加了 34%,升力系数增加了 30%,而对俯仰力矩系数影响幅度比较小,增加了 14%.可见,喷管进口一定量的燃气组分在喷管内的进一步的燃烧对喷管性能影响可观.喷管性能的提高取决于喷管进口燃气组分的分布以及流动条件.

算例 2:其他条件不变,燃气组分分布为 $O_2 = 0.1666877$, $H_2O = 0.0726762$, $H_2 = 0.001$, $OH = 0.001$, $H = 0.001$, $O = 0.001$,其余为氮气.

计算得到的总温在设计状态提高了 59 K,非设计状态下,当高度为 23 km、马赫数为 5 和高度为 20 km 马赫数为 4 时的总温分别提高了 65 K 和 48 K.

计算得到的喷管性能曲线如图 9~图 11 所示.从喷管性能变化来看,喷管性能与喷管进口燃气组分分布关系密切.由于喷管进口氢气明显减小,因而总温以及加给气流的热量明显降低.因此按照实际喷管化学非平衡流动计算的性能比按化学冻结流动时的差别明显减小,因而推力系数、升力系数和俯仰力矩系数的差别也明显减小,这是合理的,充分说明了对于超声速燃烧室,当燃烧效率提高时,燃气在喷管内的进一步燃烧程度减弱,对喷管性能的影响也必然减弱.总之,超燃冲压发动机燃烧室残余的部分燃料在尾喷管内的进一步燃烧能对超声速燃烧室起到补燃的作用,而且化学反应发生在喷管初始段,有利于喷管性能的提高.也充分说明超燃冲压发动机尾喷管性能的计算需要考虑化学反应影响,可以对尾喷管性能做

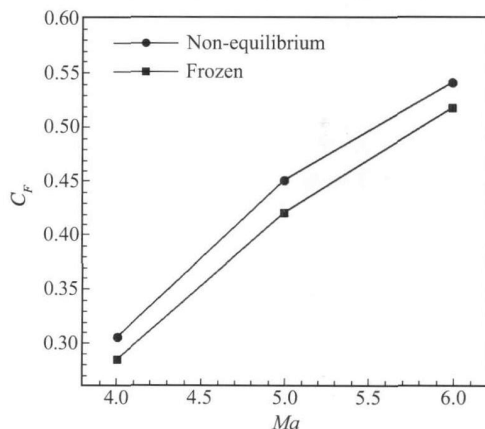


图 9 算例 2 喷管推力系数比较

Fig. 9 Case 2 the comparing push coefficient of nozzle

出比较客观的评价。

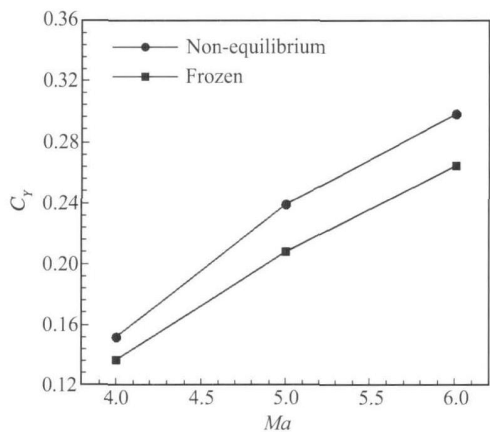


图10 算例2 喷管升力系数比较

Fig. 10 Case 2 the comparing lift coefficient of nozzle

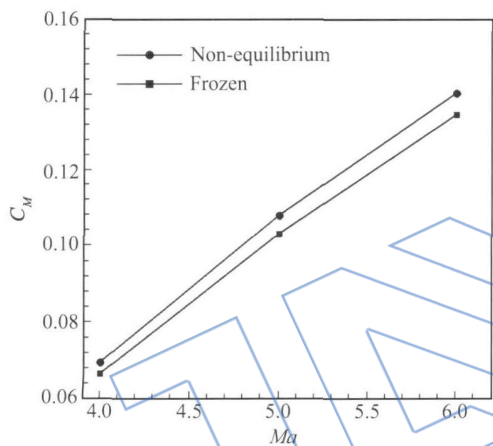


图11 算例2 喷管俯仰力矩系数比较

Fig. 11 Case 2 the comparing pitching moment of nozzle

4 结 论

综上所述,可得如下结论:

1) 计算表明,喷管内气流总温进一步得到提高,说明向气流加入了更多的热量。沿喷管下游 H_2 和 O_2 质量分数减少, H_2O 增加,燃烧以及化学反应过程中释放能量,其释放的能量与燃烧室出口的组分质量分数有关。

2) 超燃冲压发动机尾喷管能够对燃烧室起到补燃的作用,在一定的喷管进口组分质量分数条件下,燃烧室出口的剩余燃料在喷管内进一步燃烧,给气流加入能量,使发动机性能得到提高。

3) 计算表明,喷管内部的化学反应主要发生在喷管的初始阶段,喷管下游流场基本上处于冻结状态。这对于喷管性能的提高是有利的。

4) 对于所给定的喷管进口燃气组分,考虑化学非平衡效应比较冻结流动和不计化学反应的流动,计算得到的喷管性能明显提高。超燃冲压发动机尾喷管性能的计算应按化学非平衡流动进行计算,可以比较准确地对喷管的性能进行评价。

5) 如果超燃冲压发动机的燃烧效率较高,在燃烧室中燃料燃烧充分,则化学非平衡效应对喷管性能的影响将会减小。

参考文献:

- [1] Henry J R, Anderson G Y. Design considerations for the airframe-integrated scramjet [R]. NASA TMX 2895.
- [2] Ruffin S M, Venkatapathy E, Spaid F W, et al. Single expansion ramp nozzle simulations [R]. AIAA 92-0387, 1992.
- [3] Nasuti F, Onofri M. Numerical analysis of the slipstream effect in external expansion nozzle [R]. ISABE 99-7122, 1999.
- [4] Nickerson G R, Dunn S S. Optimized supersonic exhaust nozzles for hypersonic propulsion [R]. AIAA 88-3161, 1988.
- [5] 陈兵, 徐旭, 蔡国飙. 二维超燃冲压发动机尾喷管优化设计 [J]. 推进技术, 2002, 23(5): 433-437.
CHEN Bing, XU Xu, CAI Guobiao. Optimization design of two dimensional scramjet nozzle based on N-S equations [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(5): 433-437. (in Chinese)
- [6] 张艳慧, 徐惊雷, 张堃元. 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.
ZHANG Yanhui, XU Jinglei, ZHANG Kunyuan. Numerical simulation of single expansion ramp nozzle for scramjet on the designing point [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 282-286. (in Chinese)
- [7] 徐惊雷, 张艳慧, 张堃元. 超燃冲压发动机非对称喷管非设计点性能计算 [J]. 推进技术, 2007, 28(3): 287-290.
XU Jinglei, ZHANG Yanhui, ZHANG Kunyuan. Computation numerical simulation of single expansion ramp nozzle for scramjet on the designing point [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 287-290. (in Chinese)
- [8] 李念, 张堃元, 徐惊雷. 二维非对称喷管数值模拟与验证 [J]. 航空动力学, 2004, 19(6): 802-805.
LI Nian, ZHANG Kunyuan, XU Jinglei. Simulation and experiment validation of a two dimensional asymmetric ramp nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 802-805. (in Chinese)
- [9] 曾明, 林贞彬, 冯海涛, 等. 高超声速喷管非平衡尺度效应的数值分析 [J]. 推进技术, 2005, 26(1): 38-41.
ZENG Ming, LIN Zhenbin, FENG Haitao, et al. Numerical analysis of non-equilibrium scale effects in hypersonic nozzle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(1): 38-41. (in Chinese)
- [10] 李海燕, 董维中, 朱国林. 高超声速喷管非平衡黏性流动的数值研究 [J]. 航空学报, 2006, 27(2): 204-207.
LI Haiyan, DONG Weizhong, ZHU Guolin. Numerical

- simulation of non-equilibrium viscous flows in hypersonic nozzles [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2005, 27 (2): 204-207. (in Chinese)
- [11] 田辉, 蔡国飙, 王慧玉, 等. 固液混合火箭发动机喷管流动计算 [J]. *航空动力学报*, 2005, 20 (1): 145-149.
TIAN Hui, CAI Guobiao, WANG Huiyu, et al. Nozzle flow computation of classical hybrid rocket motors [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20 (1): 145-149. (in Chinese)
- [12] 孙得川, 陈杰, 林庆国. 喷管性能的化学动力学分析 [J]. *推进技术*, 2003, 24 (3): 222-224.
SUN Dechuan, CHEN Jie, LIN Qingguo. Chemical kinetics analysis for nozzle performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24 (3): 222-224. (in Chinese)
- [13] 王大鹏, 蔡国飙. 喷管一维流场化学非平衡通用计算机软件研制 [J]. *推进技术*, 2001, 22 (4): 19-22.
WANG Dapeng, CAI Guobiao. Chemical nonequilibrium general computational software design of nozzle one dimensional flow field [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22 (4): 19-22. (in Chinese)
- [14] 黄华, 翟章华. 热化学非平衡喷管流场的数值研究 [J]. *推进技术*, 1998, 19 (3): 44-47.
HUANG Hua, ZHAI Zhanghua. Numerical simulation of thermochemical nonequilibrium nozzle flow [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1998, 19 (3): 44-47. (in Chinese)
- [15] Gronland T A, Cambier J L, Wallin S. Nozzle/afterbody performance for hypersonic airbreathing vehicles [R]. AIAA-97-3166.