

文章编号: 1000-8055(2008)07-1287-06

高超声速飞行器推进模块的设计参数分析

曹德一, 李椿萱

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 通过斜激波理论、准一维工程估算和特征线方法建立了一个与飞行器机体一体化的推进系统模块的气动分析模型, 其中采用参考温度法估算模块的粘性效应。在此基础上分别研究了飞行器前体长度、前缘角及推进模块宽度等关键设计参数对推进模块气动性能的影响。结果表明: 增大模块前体长度将使模块的升力、净推力和比冲先增后降; 增加前缘角将增加升力, 但降低净推力; 增加模块宽度会导致等效升力下降。因此, 在设计此类高超声速巡航飞行器时, 应采用模块化的推进系统并折衷选择前体长度和前缘角的大小。

关 键 词: 高超声速; 一体化设计; 参数研究

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Parametric analysis of an integrated airframe/propulsion module design for hypersonic vehicle

CAO De yi, LEE Chun Hian

(School of Aeronautical Sciences and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: An aerodynamic analysis model for an airframe/propulsion integrated module was established based the theory of oblique shock, in conjunction with a quasi 1D engineering estimation and the method of characteristics. The viscosity effects of the module were taken into account using the method of reference temperature. A parametric analysis was then performed using the developed model. The influences of the design parameters, including the forebody length, the leading angle, and the width of the module upon the aerodynamic characteristics were presented. The results reveal that increasing the length of the forebody will make the thrust and the lift, as well as the specific impulse of the module to increase first and then decrease; increasing the leading angle will increase the lift but decrease the thrust; increasing the width of the module will decrease the equivalence lift. Hence, modularized propulsion system and the trade-off among these variables must be taken into account in the configuration design of the hypersonic cruise vehicle.

Key words: hypersonic; integrated design; parametric study

高超声速巡航飞行器机体及其推进系统间存在很强的相互影响, 需要对机体和推进系统进行一体化设计^[1]。自上世纪 80 年代以来国内外提出了不少高超声速飞行器机体/推进系统的一体化设计方案, 建立了多种分析模型^[1-5], 其中多为二

维或轴对称模型^[1-3], 其结构简单、计算快速, 但未能充分考虑进气道内的粘性效应, 不能很好地评估飞行器的一体化性能; 另一部分采用二维或三维 N-S 方程作为解算器^[4-5], 结果相对准确, 但该类模型的计算量大, 耗时长, 不适合在初步设计阶

收稿日期: 2007-08-09; 修订日期: 2007-12-17

基金项目: 航天科技创新基金

作者简介: 曹德一(1980-), 男, 辽宁本溪人, 博士生, 主要从事高超声速飞行器设计研究。

段采用. 因此需要一种既快速又能满足初步设计精度要求的三维分析模型.

由于推进系统模块需要一体化设计^[1], 并且其外形可为进一步生成全机身乘波的飞行器提供有益的参考, 因此本文应用斜激波理论、准一维分析结合特征线法建立了一个高超声速巡航飞行器选形的一体化推进模块的三维气动分析模型, 通过参考温度法^[6]估算了模型的摩擦阻力并修正了进气道内部壁面的摩擦阻力对进气道出口处流动参数的影响. 并且应用该模型重点研究了飞行器前体长度、前缘角和推进模块宽度等设计参数对推进模块气动性能的影响, 指出了设计上应遵守的准则.

1 气动分析模型

本项工作参考了 X-30 的外形尺寸. X-30 的长度为 45.72~60.96 m, 据此本文提出的模型设计长度为 60 m. 推进系统模块主要由三个部分组成(见图 1): 与前机体一体化的进气道模块、燃烧室模块和与后机体一体化的喷管模块. 另外, 还包括模块的上下表面和底部等部分. 推进系统模块的设计状态为: 来流马赫数为 6, 飞行高度为 35 km.

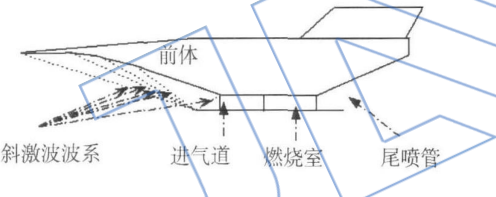


图 1 推进系统模块的示意图
Fig. 1 Sketch of the propulsion module

1.1 一体化进气道模块

Chen 等^[7]对侧壁压缩的进气道与外压缩进气道进行了比较, 认为外压缩进气道可得到更高的增压比和气体的捕获流量; 侧壁压缩进气道可获得更高的总压恢复系数. 在实际设计时应对上述因素进行综合考虑. 为此, 本文采用了如图 2 所示的内外混合压缩式三维进气道. 其设计参数为进气道上壁和侧壁的 5 个压缩角 $\theta_1 \sim \theta_5$ 以及前机体长度(即进气道唇口到前缘的轴向距离), 其中进气道下壁面与上壁面的第一个平面平行, 则当攻角 α 给定、 $\theta_1 \sim \theta_5$ 确定, 且前体长度确定时, 进气道的外形即可确定. 进而通过斜激波理论便可得到进气道出口处来流的总压恢复系数等相关参数.

但实际上, 在高超声速进气道中粘性效应突

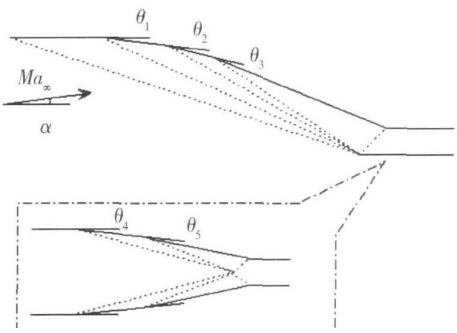


图 2 进气道模块结构示意图
Fig. 2 Sketch of the inlet model

出, 一般均在唇口附近下游即转捩为湍流. 采用传统斜激波理论分析得到的解析解将严重偏离进气道的实际流动, 从而为性能的估算带来明显误差. 由于摩擦是导致来流在进气道出口处总压恢复系数降低的一个重要因素, 因此在本项工作中首先假设了进气道内部均为湍流状态, 采用参考温度法^[6]估算进气道的摩擦阻力, 并根据进气道的摩擦阻力通过一维分析方法修正来流在进气道出口处的总压恢复系数. 其具体计算流程为: 首先给出初始总压恢复修正系数 c_m , 通过一维质量方程、能量方程和总压关系式得到以下关系式:

$$c_m \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \frac{\sqrt{T_0^* - T_2}}{\sqrt{T_0^* - T_1}} = 1 \quad (1)$$

其中下标 1 表无粘计算的结果, 下标 2 表修正后的结果; T_2^* 为总温, γ 为比热比. 于是, 由 (1) 可得到修正后的马赫数、压强等相关参数, 进而求得进气道的额外阻力

$$f = p_1 A_1 - p_2 A_2 + \rho V_1^2 A_1 - \rho_2 V_2^2 A_2 \quad (2)$$

该阻力在本文中被认为是进气道所承受的摩擦阻力. 由于进气道的摩擦阻力已由参考温度法估算得到, 因此, 最后可通过迭代求出摩擦阻力为 f 的总压恢复修正系数 c_m .

图 3 给出了采用本文提出的进气道模型与统一维分析方法、粘性(层流)数值模拟所得到的进气道出口压强的对比. 数值模拟采用了基于 Hartner Yee 二阶迎风 TVD 格式的 N-S 方程解算方法^[8]. 由于数值模拟仅考虑层流状态, 其压强计算值要略低于本模型的结果, 表明本文所采用的修正方法相比于传统方法能更真实地表现进气道的气动特性.

1.2 燃烧室模块

燃烧室模型采用了 Shapiro^[9] 提出的准一维流动理论. 假设燃烧室内比热比和气体分子量恒定, 以给定流向的总温曲线来模拟燃烧过程, 其余

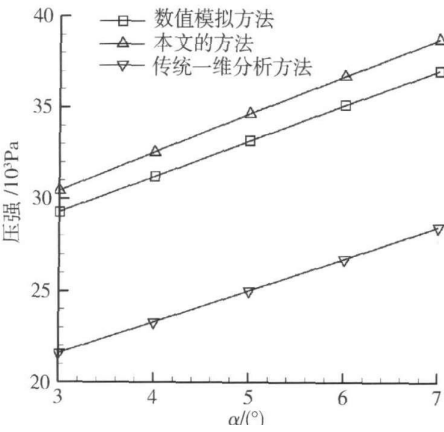


图 3 不同模型计算得到的结果对比

Fig. 3 Comparison of results of different analysis model

物理量可通过沿流向的积分计算得到. 燃烧室模块由等截面和扩张矩形管道组成, 采用“等截面+等马赫数”的加热规律^[10], 即为减少燃烧室总压损失, 在等截面段加热, 使气流接近临界马赫数 (在本文中取 1.1), 然后在扩张段保持这一马赫数不变继续加热.

对于大尺度巡航飞行器, 本文暂考虑以氢气为燃料的发动机. 燃烧室内混合气体的比热比可由下式给出^[11]

$$\gamma_c = \frac{1}{1 - \frac{8.314}{\sum_{i=1}^k y_i c_{pi}}} \quad (3)$$

其中 y_i 为混合气体的摩尔组分, c_{pi} 为混合气体中第 i 种组元气体的摩尔定压比热, 其大小通过 JANAF 热化学系数表^[12] 拟合得到. 为充分利用燃料, 假设燃烧室内为贫油状态, 当当量油气比 $\phi = 0.5$ 时在氢气完全燃烧和氢气只有 50% 参与反应两种情况下, 温度为 1 000~ 2 500 K 的范围内, 混合气体的比热比在 1.34~ 1.26 之间. 因此本文燃烧室模型的比热比可初步选择为 1.3.

由于公认精确的实验数据很难得到, 在此引用 Billig 的实验^[13] 和 O' Neill 准一维化学平衡模型计算的结果^[14] 作为对比数据, 给出了本文模型计算结果与两者的对比(图 4). 对比表明本文所采用的燃烧室模型比较准确, 可用于超燃冲压发动机燃烧室性能的初步分析.

1.3 一体化喷管模块

飞行器的尾喷管包括内喷管和外喷管两部分, 其流场计算均采用特征线法, 并由参考温度法^[6] 计算摩擦阻力. 内喷管沿轴线展向为对称结构, 连接燃烧室的出口和外喷管的入口, 其出口处

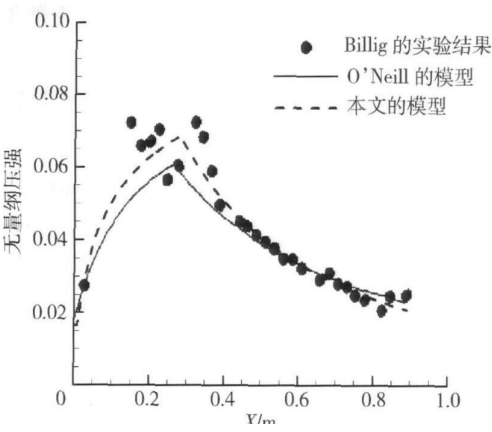


图 4 燃烧室模型与实验结果的对比

Fig. 4 Comparison of combustor model and experiment results

的宽度与前缘宽度相同, 使出口处的气流速度与入口速度平行.

外喷管在竖直方向上为非对称结构, 气流沿纵向膨胀. 外喷管的设计方法不同于内喷管, 在此采用喷管长度 L_n , 喷管入口高度 H_n , 上壁面折转角 θ_{up} , 下壁长度 L_c , 舵面长度 L_f 以及其折转角 θ_{in} 等参数来控制外喷管的外形, 如图 5 所示. Tatum^[15] 采用不同组分的燃气混合模型对喷管进行了数值模拟, 结果表明当外喷管喷口压强和马赫数保持不变时, 与多组分化学反应模型相比, 采用冷流模型将高估喷管的推力, 但对升力和力矩的影响不大. 因此, 本文在计算外喷管流动时采用了冷空气模型, 即选择比热比为 1.4.

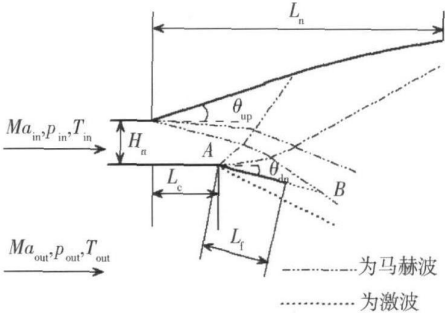


图 5 外喷管的结构示意图

Fig. 5 Sketch of the outer nozzle

为了验证喷管计算模型的正确性, 本文采用商用软件 Fluent 对 $L_n = 10.0\text{ m}$, $H_n = 1.66\text{ m}$, $L_c = 1.65\text{ m}$, $L_f = 2.08\text{ m}$, $\theta_{up} = 14.8^\circ$, $\theta_{in} = -7.50^\circ$ 的喷管进行了数值模拟. 计算采用二阶迎风格式, RANS 的封闭采用了 SA 湍流模型^[16]. 喷管入口处 $Ma_{in} = 2.371$, $p_{in} = 15\,917\text{ Pa}$, $T_{in} = 1\,329\text{ K}$, 外流场入口处 $Ma_{out} = 5.313$, $p_{out} =$

1 155 Pa, $T_{out}=291.6\text{ K}$. 数值模拟与本文模型的计算结果对比见表 1 所示, 两者的差别均在 10% 以内, 表明所采用的喷管模型是基本正确、可靠的.

表 1 外喷管计算模型的验证

Table 1 Validation of outer nozzle model

	本文模型	数值模拟	差别/ %
推力/ N	13 209.5	13 592.1	2.81
升力/ N	13 780.7	14 589.2	5.54

模块的上表面前部为与来流方向平行的平面, 其表面压强等于来流压强; 模块的上表面后部和发动机的下表面平行于前机身第一个平面, 其压强分别通过膨胀波和斜激波理论计算得到; 模型底部的压强假设为来流压强. 在 AMD3000+ 微机上, 本文提出的气动分析模型每调用一次的时间小于 3 s, 可见该分析模型快速、较准确, 适用于初步设计过程.

2 气动分析及参数研究

对于固定长度的飞行器, 其前缘角、前体长度和喷管长度是影响飞行器气动特性的关键参数^[5]. 本文假定发动机燃烧室的长度固定为 5 m, 则当前缘角、前体长度和模块宽度固定时喷管长度便可唯一确定. 因此, 本文重点研究了在设计状态下前体长度和前缘角以及模块宽度对一体化推进模块性能的影响. 其它设计参数初步选定为 $\theta = 2.24^\circ$, $\theta_1 = 2.34^\circ$, $\theta_2 = 2.45^\circ$, $\theta_3 = 4.07^\circ$, $\theta_4 = 4.33^\circ$, $L_c = 0.00\text{ m}$, $L_i = 1.80\text{ m}$, $\theta_{ip} = 18.0^\circ$, $\theta_{in} = -20.0^\circ$. 模块的性能参数主要包括: 模块产生的升力、净推力、比冲以及模块单位质量流量燃料的最大等效升力. 所谓模块单位质量流量燃料的最大等效升力(以下简称等效升力)即是将模块所产生的净推力通过一定的规则 $f(L_b, \alpha, \text{Thrust}, \text{Lift})$ 转换为升力, 并入模块产生的升力中, 再将总升力与消耗的燃料质量流量相除. 等效升力表征在巡航状态下推进系统的燃料利用效率. 转换的升力大小为模块的净推力乘以总长为 $L_i = 60\text{ m}$, 前部长度为 L_b , 前缘角为 α (见图 6) 的尖劈外形的粘性升阻比.

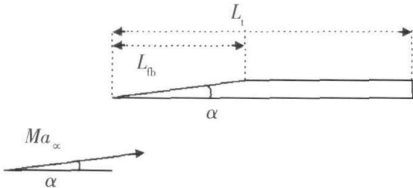


图 6 尖劈的示意图

Fig. 6 Sketch of the sharp wedge

2.1 前体长度对气动力的影响

当模块宽度为 3.2 m、前缘角为 5° 时在不同前体长度下模块各组件所产生的推力对比见图 7 所示. 模块的净推力随前体长度的增加先提升而后下降; 内喷管和进气道所产生的推力量级相当但符号相反. 当前体长度较小时, 增加前体长度将增加发动机吸入的气流流量, 从而提高外喷管的推力. 当前体长度较大时, 喷管长度的影响占主导地位, 增加前体长度将缩小喷管的长度, 从而导致外喷管推力下降. 与净推力类似, 模块的比冲也随前体长度的增加而先增后降, 如图 8 所示.

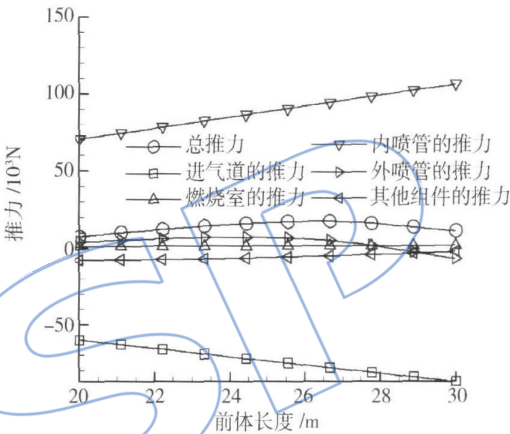


图 7 模块各组件的推力随前体长度的变化

Fig. 7 Thrust of various parts of propulsion module versus fore-body length

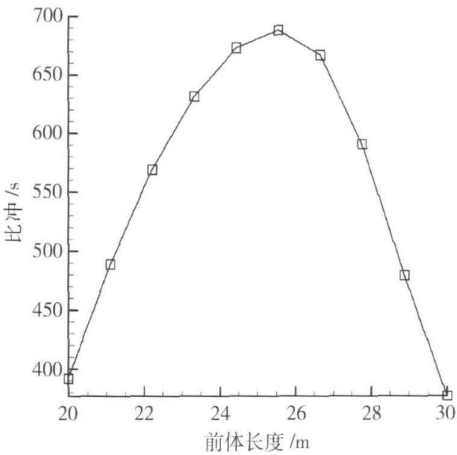


图 8 推进模块比冲随前体长度的变化

Fig. 8 Specific impulse of propulsion module versus fore-body length

图 9 给出了模块各组件的升力对比结果, 其中进气道、外喷管和模块上下表面是提供总升力的主要部件. 随着前体长度的增加, 进气道产生的升力增加, 外喷管产生的升力减少. 在前体长度较小时, 进气道升力随前体长度的增加有较大的提升;

当前体长度较大时, 外喷管升力下降的速率较大. 图 9 所显示的结果解释了总升力先增后降的原因.

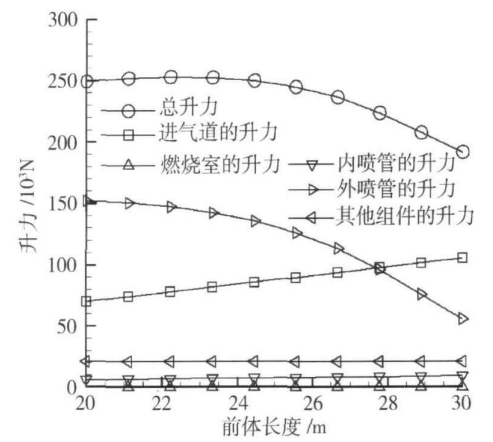


图 9 模块各组件的升力随前体长度的变化
Fig. 9 Lift of various parts of propulsion module versus fore body length

从图 7 至图 9 中可以看到, 模块最佳的升力、净推力和比冲所对应的前体长度在 22~ 27 m 之间, 小于模块总长度的一半, 因此对于本文研究的推进模块, 最佳的前体长度取为 25 m.

2.2 机体前缘夹角对气动力的影响

图 10, 图 11 分别给出了当模块前体长度为 25 m、宽度为 3.2 m 时前缘夹角变化对模块等效升力、升力和净推力的影响. 增加前缘角将提高模块所产生的升力, 降低净推力, 这是由于增加前缘角将提高模块所受到的法向力, 因此将同时提高法向力的诱导阻力, 进而降低模块的净推力; 而等效升力综合了升力和净推力的影响, 呈现了先增后降的趋势. 为了得到较大的升力和推力, 提高燃油的利用效率, 在实际设计时应该折衷选择前缘角的大小.

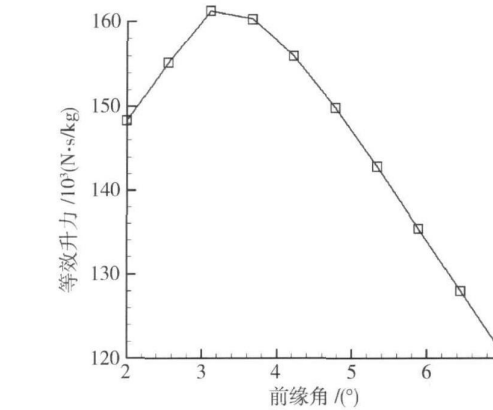


图 10 模块等效升力随前缘角的变化
Fig. 10 Equivalence lift of propulsion module versus leading angle

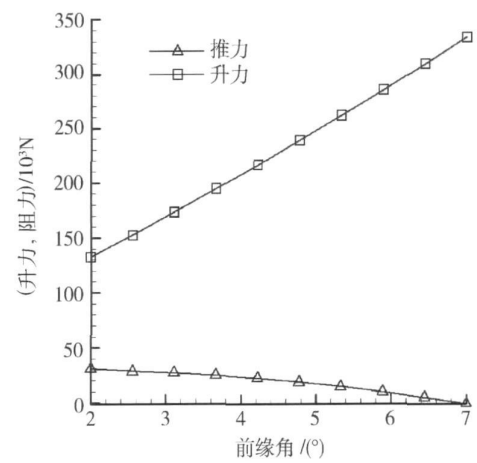


图 11 模块升力和推力随前缘角的变化
Fig. 11 Lift and thrust of propulsion module versus leading angle

2.3 模块宽度对气动力的影响

图 12 给出了当模块前体长度为 25 m、前缘角为 5° 时模块宽度对等效升力的影响趋势. 可以看到, 等效升力随模块宽度的增加呈下降趋势. 这是由于进气道设计的几何约束所致, 增加模块宽度将导致进气道长度增加, 但由于模块的总长度为给定值, 进气道的增长导致喷管长度的相应减小, 燃料的利用效率降低, 使模块的等效升力下降. 因此对于高超声速巡航飞行器采用模块化推进系统是必要的, 降低模块的宽度有利于提高燃料的利用效率.

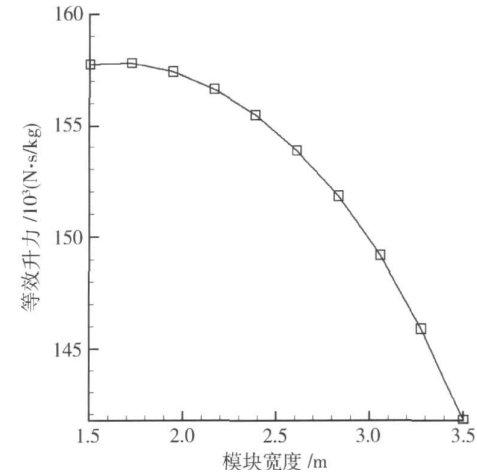


图 12 等效升力随模块宽度的变化
Fig. 12 Equivalence lift of propulsion module versus the width of module

从图 13 进气道出口高、宽度对比曲线可以看到, 模块宽度也直接影响燃烧室的截面形状. 进气道出口宽度将随模块宽度的增大而增大, 为了减

少燃烧室内的接触面积,在设计时应该使燃烧室截面接近正方形,即进气道出口的宽度与高度相等.

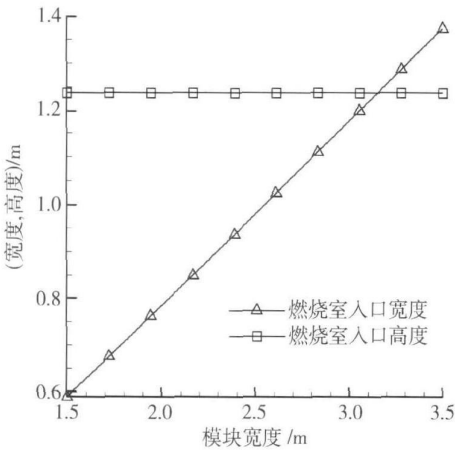


图 13 进气道出口的宽度和高度的对比
Fig. 13 Width and height of inlet exit
versus the width of module

3 总 结

本研究应用斜激波理论、准一维分析结合特征线法提出了一个高超声速巡航飞行器选形的一体化推进模块的气动分析模型,并应用该模型研究了飞行器前体长度、前缘角和推进模块宽度等设计参数对推进模块在设计状态下气动性能的影响.通过参数研究得到了如下的结论:

- 1) 本文提出的分析模型对进气道内部流动进行了粘性修正,相对于传统方法更能真实地反映进气道的气动特性,并且由于该模型计算效率高,因此可以为初步选形提供相对可靠的气动力数据.
- 2) 随着前体长度的增加,推进模块所产生的升力、净推力和比冲先增后降.因此,对于本文提出的推进模块应使其前体长度小于模块总长度的一半以得到最佳的升力、推力和比冲.
- 3) 增加前缘角可提升推进模块的升力,但其净推力却下降,其等效升力则先增后降.为了得到较大的升力和推力,应该折衷选择前缘角的大小.
- 4) 采用模块化的推进系统是必要的,增加推进模块的宽度将使模块的等效升力下降.为了保证较高的燃料利用效率并减少燃烧室内的接触面积,应该适当选择模块的宽度,使燃烧室截面接近正方形.

参考文献:

[1] 黄志澄.高超声速飞行器空气动力学[M].北京:国防工业

出版社,1995.

[2] Emanuel G, Park H K. Idealized top to tail waverider model[R]. Proceedings of the First International Hypersonic Waverider Symposium. College Park, MD: University of Maryland, 1990, 17-19.

[3] O'Neill M K, Lewis M J. Design tradeoffs on scramjet engine integrated hypersonic waverider vehicle[J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(6) : 943-952.

[4] Lockwood M K, Petley D H, Matin J G, et al. Airbreathing hypersonic vehicles design and analysis methods and interactions[J]. Aerospace Sci., 1999, 35: 1-32.

[5] 罗世斌, 罗文彩, 王振国. 高超声速巡航飞行器机体/推进系统一体化设计参数灵敏度分析[J]. 国防科技大学学报, 2003, 25(4): 10-14.

LUO Shibin, LUO Wencai, WANG Zhengguo. Analysis of the sensitivity of hypersonic cruise vehicle airframe/propulsion system integrated design parameters[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2003, 25(4) : 10-14. (in Chinese)

[6] Eckert E R G. Engineering relations for heat transfer and friction in high velocity laminar and turbulent boundary layer flow over surfaces with constant pressure and temperature[J]. Trans. ASME, 1956, 78: 1273-1284.

[7] Chen L, Gu H, Chen F, et al. Comparison of external and sidewall compression scramjet inlet models[R]. AIAA 2003-7043, 2003.

[8] Zheng B, Lee C-H. The effects of limiters on high resolution computations of hypersonic flows over bodies with complex shapes[J]. Comm. Nonlin. Sci. Numer. Simul. 1998, 3(2): 82-87.

[9] Shapiro A H. The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow[M]. Vol. 1. New York: McGraw-Hill Book Co., 1953.

[10] 刘陵, 刘敬华, 张榛, 等. 超音速燃烧与超音速燃烧冲压发动机[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1993.

[11] William H H, David T P. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. [s. l.]: AIAA Education Series, 1994.

[12] Stull D R. JANAF thermodynamic tables[R]. National Bureau of Standards NSRDS-NBS 37, 1971.

[13] Billig F S, Grenleski S E. Heat transfer in supersonic combustion process[R]. Versailles, France: 4th Inter. Heat Transfer Conf., Aug. 1971.

[14] O'Neill M K L, Lewis M J. Optimized scramjet integration on a waverider[J]. J. Aircraft, 1992, 29(6) : 1114-1121.

[15] Tatum K, Huebner L. Exhaust gas modeling effects on hypersonic powered simulation at Mach 10[R]. AIAA 95-6068, 1995.

[16] Spalart P, Allmaras S. A one equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-0439, 1992.