

文章编号: 1000 8055(2008)11-1971-05

二维高超声速吸气式飞行器部件构型设计 初步研究

金 亮, 柳 军, 罗世彬, 王振国
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 对马赫数为 6 条件下不同部件构型的二维高超声速吸气式飞行器进行了数值模拟, 分别比较了机身上表面采用卡门曲线和直线构型, 燃烧室采用多级后向台阶和多级扩张直线构型, 尾喷管采用幂曲线和直线构型对气动性能的影响. 采用二阶精度的 Roe 格式和 minmod 限制器进行空间离散求解, 使用 Menter 提出的 $k-\omega$ SST (Shear stress transport) 湍流模型模拟湍流流动. 通过对壁面压力和摩擦力积分得到了各部件的升力、阻力和俯仰力矩, 分析了每种部件构型对总体气动性能的影响, 为高超声速吸气式飞行器构型设计提供了一定的依据.

关 键 词: 高超声速; 吸气式; 构型设计; 数值分析

中图分类号: V435.12

文献标识码: A

Configuration design study for 2-D hypersonic airbreathing vehicle

JIN Liang, LIU Jun, LUO Shibin, WANG Zhen guo

(College of Aerospace and Material Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A numerical study of different 2-D hypersonic airbreathing vehicle configurations under Mach 6 has been performed to analyze the aerodynamic characteristics, the airframe upper surface geometries considered in the present work include the Von Karman curve and straight line, the combustor configurations included the tandem backward facing step and tandem expansion straight line, the nozzle shapes included the power law curve and straight line. A second-order Roe scheme with a minmod limiter was used for space discretization, and Menter's $k-\omega$ SST (Shear stress transport) turbulence model was used for predicting the turbulence flows, the CFD-derived pressure and friction distributions were numerically integrated to compute the lift, drag and pitch moment, and the influence of each configuration design on the global aerodynamic characteristics have been analyzed, which provided assistance for the design of the hypersonic airbreathing vehicle.

Key words: hypersonic; airbreathing; vehicle configuration design; numerical analysis

高超声速吸气式飞行器最显著的特点是子系统之间的耦合较其他类型飞行器更为强烈, 尤以机身与发动机之间的耦合最为突出, 在飞行器构型设计过程中需要将机身/发动机集成进行一体化设计^[1]. 前体与后体既是机身的一部分也是发动机进气道和尾喷管的一部分, 利用前体的预压

缩和后体的膨胀作用, 有效降低发动机的重量和阻力, 增加发动机的推力, 从而使飞行器获得较好的综合性能.

当今各国设计的高超声速飞行器主要包括升力体构型和轴对称构型, 升力体构型飞行器主要用于巡航用途, 如 NASA 的 Hyper-X^[2] 系列, 俄

收稿日期: 2007 11 19; 修订日期: 2008 04 18

作者简介: 金亮 (1981-), 男, 辽宁义县人, 博士生, 研究领域为高超声速推进技术. E-mail: jl_snowblade@gmail.com.

罗斯的 IGLA^[3] 等, 轴对称构型飞行器主要用于加速用途, 如美国海军的 Hyfly^[4] 等, 本文主要研究采用机身/发动机一体化设计的升力体构型飞行器。

本文设计的二维一体化飞行器构型主要包括机身上表面、进气道、燃烧室、尾喷管, 其中二维进气道型面设计借鉴了国防科大单模块超燃冲压发动机实验研究成果, 采用三维斜楔压缩构型设计, 该进气道具有较好的起动性能以及燃烧室匹配性能, 但存在抬头力矩过大的缺点, 本文在固定进气道几何构型的条件下, 通过改变机身上表面、燃烧室、尾喷管构型设计, 来实现配平进气道产生较大抬头力矩的目的。

在导弹设计中, 母线形状有卡门曲线、哈克曲线、指数曲线和锥线等, 本文分别选择卡门曲线和直线作为机身上表面的构型, 对于燃烧室分别选择了多级扩张直线和多级后向台阶构型, 对于尾喷管分别选择了直线和三次曲线构型, 按照机身上表面、燃烧室和尾喷管的顺序对具有不同部件构型组合飞行器进行二进制编号, 用 0 表示直线构型, 用 1 表示特殊构型, 共有 8 种不同的部件组合, 如表 1 所示。图 1 分别给出了 V000 和 V111

表 1 飞行器部件构型编码

Table 1 Encoding of the vehicle part configurations

	部件	编号	构型
up wall	机身上表面	0/1	直线/卡门曲线
engine	燃烧室	0/1	直线/后向台阶
nozzle	尾喷管	0/1	直线/三次曲线
fixed	进气道	-	三级斜楔压缩

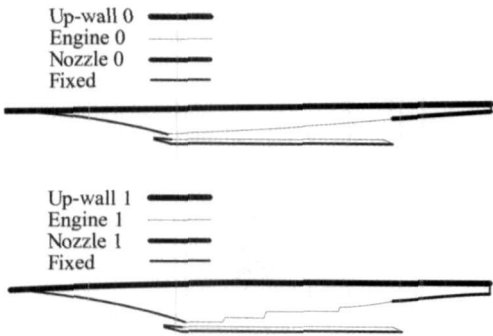


图 1 V000 和 V111 构型设计示意图

Fig. 1 Schematic of V000 and V111 design

的示意图, 其中各部件的直线构型和曲线构型具有相同的长度和高度, 因此具有可比性。本文数值模拟了上述 8 种构型飞行器在冷流状态下的流场, 以研究各部件构型对整体性能的影响。

1 数值方法

1.1 控制方程

求解二维可压缩 RANS 方程组, 采用结构网格离散计算域, 解算器采用计算单元位于网格中心的有限体积法, 使用二阶 Roe 格式和 Minmod 限制器求解对流项, 采用二阶中心差分格式求解粘性项, 应用 SST(Shear stress transport) 两方程湍流模型计算湍流粘性系数, 时间方面采用 LU-SGS 方法隐式求解, 流动控制方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial x_i} &= 0 \\ \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i u_j)}{\partial x_j} &= - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{1}{Re} \frac{\partial (\tau_{ij} + \tau_{ij}^*)}{\partial x_j} \\ \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho E + P) u_i}{\partial x_j} &= \\ \frac{1}{Re(\gamma - 1) M_\infty^2} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\frac{\mu}{Pr_t} + \frac{\mu}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} \right] + \\ \frac{1}{Re} \frac{\partial [u_j (\tau_{ij} + \tau_{ij}^*)]}{\partial x_j} \\ S_{ij}^* &= \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{1}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \end{aligned}$$

1.2 SST(Shear stress transport) 湍流模型

在近壁面区域, $k-\omega$ 模型不需要校正, 但对来流参数十分敏感; 而 $k-\epsilon$ 模型对来流参数不敏感, 但在近壁面区域需要校正。Menter^[5] 将二者结合在一起, 在近壁区域使用 $k-\omega$ 模型, 而在远离壁面区域通过一个函数 F_1 自动切换到 $k-\epsilon$ 模型, 具体方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + u_j \frac{\partial (\rho k)}{\partial x_j} &= \\ \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu_t + \alpha_k \mu_t \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \\ \frac{\partial (\rho \omega)}{\partial t} + u_j \frac{\partial (\rho \omega)}{\partial x_j} &= \\ \frac{\nu_t}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu_t + \alpha_\omega \mu_t \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \\ 2(1 - F_1) \rho \omega_2 \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned}$$

本文湍流计算方法的验证参见文献[6]。

2 计算结果与分析

超声速入口条件为马赫数 6, 高度 25 km, 攻

角 0° , 超声速出口条件使用一阶外推, 壁面使用绝热无滑移壁面条件. 计算得到了飞行器的升力, 阻力和俯仰力矩. 由于机身上表面流场并不影响发动机流场, 因此首先选择 000 和 111 构型飞行器进行对比, 以研究机身上表面构型对飞行器气动特性的影响.

2.1 机身上表面构型影响

V000 的机身上表面为直线, V111 的机身上表面前半段为卡门曲线, 后半段为水平直线, 其中卡门曲线如图 2 所示, 曲线方程为

$$\bar{y} = \frac{1}{\sqrt{\pi}} \sqrt{\varphi - \frac{1}{2} \sin 2\varphi}$$

其中 $\varphi = \arccos(1 - 2\bar{x})$, $\bar{y} = y/H$, $\bar{x} = x/L$

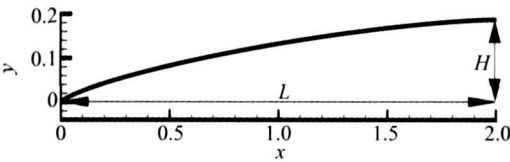


图 2 卡门曲线型面
Fig. 2 Von Karman curve shape

图 3 所示为 V000 和 V111 的流场马赫数分布图, 当机身上表面采用卡门曲线构型时, 飞行器头部产生了较强的压缩波, 波后压强迅速升高, 之后气流经过一系列的膨胀波, 压强逐渐降低. 由于机身后半段为水平直线, 因此在机身后半段压强不再降低, 两种构型飞行器机身上表面压强分布如图 4 所示. 表 2 给出了机身上表面所受到的阻

力、升力和俯仰力矩的对比, 其中阻力的正方向为从头部指向尾部, 升力的正方向为竖直向上, 俯仰力矩为正代表低头力矩.

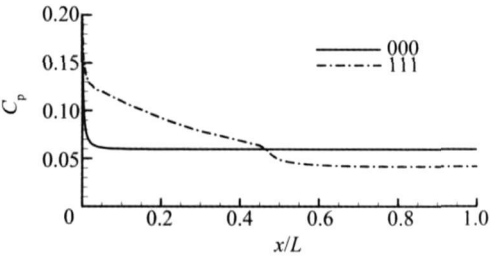


图 4 机身上表面压强分布对比
Fig. 4 Comparison of static pressure distribution on upper surface of the airframe

表 2 机身上表面气动性能参数对比
Table 2 Comparison of forces and moment of upper surface

型面	阻力/ N	升力/ N	俯仰力矩/ N · m
V000	1 015	- 16 223	- 5 030
V111	1 477	- 17 605	2 521
偏差/ %	45.5	- 8.5	150

从图 4 中可以看出, 与直线构型相比, 机身上表面采用卡门曲线构型, 前半段表面压强较高, 导致阻力增加, 升力减小, 低头力矩增加; 后半段的表面压强较低, 导致阻力降低, 升力增加, 抬头力矩减小; 曲线头部的综合效果体现为机身上表面的阻力增加了 45.5%, 升力减少了 8.5%, 但俯仰力矩由抬头力矩变成了低头力矩, 有利于配平机身前体以及进气道产生较大的抬头力矩.

2.2 燃烧室及尾喷管构型的影响

由于燃烧室流场影响尾喷管的流场, 因此将燃烧室和尾喷管一起进行考虑. 图 5 所示为飞行器 V000 和 V011 的燃烧室和尾喷管附近的压强等值线分布图. 图 6 所示为 4 种构型飞行器的发动机上壁面压强分布图. 表 3~ 表 5 分别给出了不同构型飞行器的各部件阻力、升力和俯仰力矩对比, 由于飞行器机身上表面流场不影响发动机流场, 因此上述表中只列出了机身上表面为直线构型的各飞行器燃烧室和尾喷管的受力情况.

从图 6 中可以看出, 由于飞行器的进气道构型相同, 因此在喉部以前的壁面压强分布完全相同, 当燃烧室采用多级后向台阶构型时, 气流经过台阶处突然膨胀, 导致压强迅速降低, 加速后的气

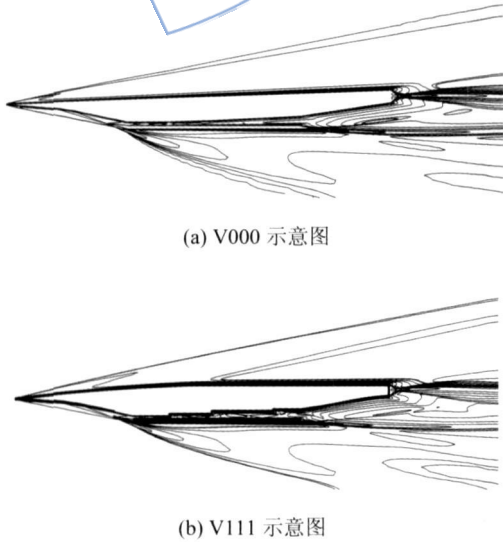


图 3 飞行器马赫数分布
Fig. 3 Mach contour distributions

流遇到壁面压缩后产生较强烈的压缩激波,因此壁面压强变化幅度较大.

从表 3 中可以看出,对于燃烧室采用多级后向台阶构型,由于后向台阶处压强下降较为迅速,导致压强产生的推力无法克服发动机的摩阻,因此使发动机产生阻力.而多级扩张直线构型发动机压强下降较为缓慢,水平方向能够克服发动机的摩阻使发动机产生推力.燃烧室上下壁面压强均较高,两种构型燃烧室均产生向下的力和低头力矩,其中多级后向台阶燃烧室产生的向下的力较大,产生的低头力矩较小.

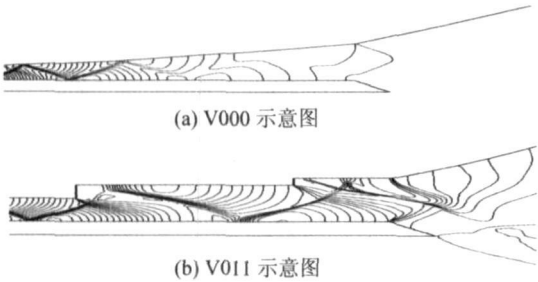


图 5 两种构型飞行器的燃烧室和尾喷管流场
Fig.5 Illustration of the flow field of combustor and nozzle

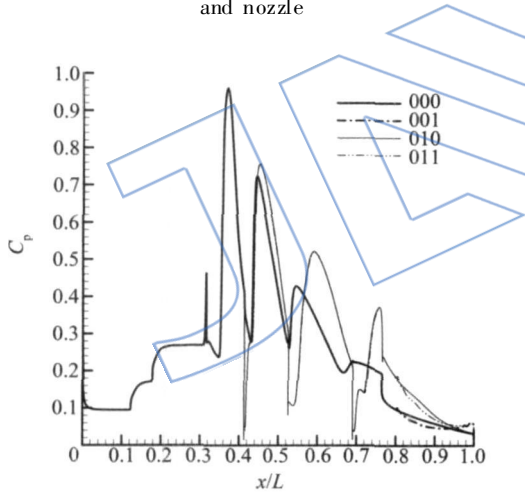


图 6 发动机上壁面压强分布对比
Fig.6 Comparison of static pressure distribution on upper wall of the engine

表 3 不同构型飞行器部件阻力对比
Table 3 Comparison of drag of different parts

	燃烧室/N	尾喷管/N	合阻力/N	阻力偏差/%
V000	- 728. 5	- 585. 8	- 1 314. 3	0
V001	- 727. 3	- 566. 9	- 1 294. 2	- 1. 5
V010	198. 3	- 910. 6	- 712. 3	- 45. 8
V011	178. 9	- 924. 0	- 745. 1	- 43. 3

表 4 不同构型飞行器部件升力对比
Table 4 Comparison of lift of different parts

	燃烧室/N	尾喷管/N	合升力/N	升力偏差/%
V000	- 3 821. 0	3 332. 9	- 488. 1	0
V001	- 3 824. 6	3 208. 5	- 616. 1	- 26. 2
V010	- 4 206. 1	5 038. 2	832. 1	270
V011	- 4 265. 7	4 865. 9	600. 2	223

表 5 不同构型飞行器部件俯仰力矩对比
Table 5 Comparison of pitch moment of different parts

	燃烧室/ (N · m)	尾喷管/ (N · m)	合力矩/ (N · m)	力矩偏差/%
V000	2443. 7	6479. 6	8923. 3	0
V001	2439. 0	6344. 0	8783. 0	- 2. 4
V010	2020. 2	9567. 0	11 587. 2	45. 9
V011	1919. 4	9347. 3	11 266. 7	40. 4

对于中等欠膨胀气体,尾喷管产生的力与发动机出口压强成线性关系^[7],因此尾喷管的做功能力受燃烧室出口压强的直接影响.由于多级后向台阶燃烧室出口压强较高,相应增加了尾喷管的推力和升力以及低头力矩,提高了尾喷管的做功能力,因此如将燃烧室和尾喷管综合一起进行比较,则 V010 构型比 V000 构型产生的推力减小了 45. 8%,升力增加了 270%,低头力矩增加了 45. 9%,在实际中可根据需要选择不同的构型设计.另外,由上述表中可以看出,尾喷管采用直线和曲线构型,产生的气动力和力矩相差不大.

3 结 论

高超声速飞行器一体化构型设计需要综合考虑各部件的性能,本文通过数值模拟方法,对机身上表面、燃烧室、尾喷管采用不同构型设计在冷流状态下对整体性能的影响进行了初步研究,得出如下结论:

- 1) 机身上表面构型采用卡门曲线设计,导致飞行器阻力增加,升力减小,但低头力矩增加,有利于配平前体下表面产生的较大抬头力矩;
- 2) 发动机构型采用多级后向台阶设计,燃烧室产生的推力减小,负升力增加,低头力矩减小,但由于改变了燃烧室内的激波反射位置,增加了

激波强度, 壁面压强波动较为剧烈, 可以产生较高的出口压强, 提高尾喷管的做功能力, 将燃烧室和尾喷管综合考虑的结果是推力减小, 升力增加, 低头力矩增加;

3) 根据本文计算结果, 尾喷管采用三次曲线构型和直线构型设计对气动性能的影响较小.

下一步工作将开展发动机点火状态下燃烧室不同部件构型设计对飞行器总体性能影响的研究, 如采用横向喷流、凹腔、后向台阶等混合增强方式; 以及对各部件型面控制参数的选择进行研究, 如改变卡门曲线的长高比, 改变多级后向台阶的级数和各级台阶的高深比等.

参考文献:

[1] Witte D W, Huebner L D. Propulsion airframe integration test techniques for hypersonic airbreathing configurations

at NASA Langley research center[R]. AIAA 2003-4406.
[2] Kazmar R R. Airbreathing hypersonic propulsion at Pratt & Whitney - overview [R]. AIAA 2005-3256.
[3] Kislykh V V, Kondratov A A, Semenov V L. The program for the complex investigation of the hypersonic flight laboratory (HFL) [R]. AIAA 2001-1875.
[4] Mercier R. Hypersonic propulsion transforming the future of flight [R]. AIAA 2003-2732.
[5] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
[6] 金亮, 梁剑寒, 孙明波. SST 模型在超声速湍流问题中的应用 [C] // 中国宇航学会固体火箭推进专业委员会第二十一届年会. 上海: 中国宇航学会, 2004.
[7] Edwards T A. The effect of exhaust plume/afterbody interaction on installed scramjet performance [D]. California: Stanford University, 1988.