

文章编号: 1001- 2486(2008) 05- 0015- 05

粘性对高超声速飞行器攻角特性影响研究*

黄伟, 柳军, 罗世彬, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 采用二维耦合隐式 NS 方程和标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型对高超声速飞行器在进气道关闭、发动机通流以及发动机点火工作状态下的内外流场进行了数值仿真研究, 离散采用二阶迎风格式, 分析了在不同攻角 ($-10^\circ \sim 7^\circ$) 条件下, 粘性对处于三种不同的工作状态下高超声速飞行器升力特性、阻力特性以及俯仰力矩特性的影响。结果表明, 粘性对处于发动机通流和发动机点火工作状态下的飞行器气动- 推进性能影响显著, 尤其是阻力特性, 粘性阻力占总阻力的比重超过 50%。

关键词: 高超声速飞行器; 粘性; 升力特性; 阻力特性; 俯仰力矩特性

中图分类号: V235. 213 文献标识码: A

Numerical Simulation of the Effect of Viscosity on the Performance of Hypersonic Vehicle

HUANG Wei, LIU Jun, LUO Shi-bin, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Two-dimension coupled implicit Navier-Stokes equations and standard $k-\varepsilon$ viscid model are introduced to simulate the inner and outer flow field of hypersonic vehicle, and the equations are discretized by the second order upwind scheme. When angle of attack is changing from -10° to 7° , the effects of viscosity on the lift, drag force and pitching moment characteristics of hypersonic vehicle in three working conditions including inlet closed, inlet open but unfired, inlet open and fired were discussed. Result shows that the influence is prominent when hypersonic vehicle works under inlet open but unfired, inlet open and fired conditions. especially This case will occur when the drag force characteristic, viscous drag force exceeds 50% of total drag force.

Key words: hypersonic vehicle; viscosity; lift force characteristic; drag force characteristic; pitching moment characteristic

高超声速飞行器构型采用一种建立在薄激波层理论上的乘波与升力体概念。其基本思想是飞行器以高超声速飞行, 飞行器下表面的激波层将比上表面薄一些, 这样激波在下表面产生的压力会比上表面大一些, 从而由这种压力差产生升力。为了最大限度提供升力, 减小阻力, 缓和热防护问题, 高超声速飞行器构型的另一个设计原则即机身和发动机的一体化设计^[1-2]。

贺元元等^[3-4]在高超声速飞行器一体化基础上, 对其气动- 推进性能进行了数值和试验研究, 并根据进气道关闭和发动机通流状态下的飞行器气动- 推进性能对发动机点火状态下的性能进行了大致的评估。罗金玲等^[5]在一体化基础上, 考察了飞行器主要部件对飞行器升阻性能的影响, 并研究了航程与升阻比的关系。文献[6]在粘性条件下考察了尾喷管型面对飞行器气动- 推进性能的影响, 初步分析了在不同尾喷管型面下粘性对飞行器气动性能的贡献。但对于作高速机动的飞行器, 其攻角在不时变化, 随之而来的是作用在飞行器上的粘性力和粘性力矩也在不停变化, 研究粘性在飞行器攻角特性中的影响就显得越来越重要。

本文通过数值模拟, 在满足机身与发动机一体化的基础上, 分析了当攻角在 -10° 和 7° 之间变化时, 粘性对所设计高超声速飞行器升力、阻力以及俯仰力矩的影响, 旨在考察飞行器在试验用推进系统作用下的气动- 推进性能, 为构型的进一步优化设计提供指导和帮助。

* 收稿日期: 2008- 03- 25

基金项目: 国防科技大学优秀研究生创新资助项目 (B070101); 湖南省研究生创新资助项目

作者简介: 黄伟 (1982-), 男, 博士生。

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型

高超声速飞行器的发动机采用5楔角混压式进气道,其中外压段为3个楔角,内压段为2个楔角,如图1所示。在设计马赫数下,进气道外压段的3道斜激波汇交于外罩唇口前缘,内压段2道斜激波汇交于上壁转折点。由飞行器任务确定的设计条件是飞行高度25km,设计马赫数为6.0,设计攻角为 $0.0^{[7]}$ 。

以发动机隔离段的高度 H_i 为基准,且设其为单位长度,则高超声速飞行器其他部件的尺寸如表1所示,其中 L_{f1} 、 L_{f2} 和 L_{f3} 分别是飞行器第一压缩段、第二压缩段和第三压缩段沿 X 轴的长度, L_i 、 L_c 、 L_a 和 β 则分别是飞行器发动机隔离段、燃烧室、尾喷管长度和尾喷管上壁面倾角。

高超声速飞行器的质心坐标为(33.03, -1.47),此处坐标亦相对发动机隔离段的高度进行了无量纲化。

为了方便分析在攻角变化的过程中,粘性对高超声速飞行器气动-推进性能的影响,本文只对其二维构型进行了初步的定性分析,同时没有考虑机翼和尾翼对其气动-推进性能特别是俯仰力矩的影响,但这可以指导下一步飞行器构型的优化设计工作。

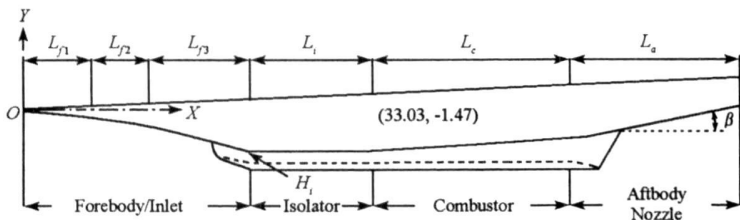


图1 高超声速飞行器参考外形简图

Fig. 1 Schematic of hypersonic vehicle

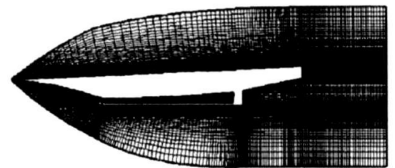


图2 网格示意图

Fig. 2 Sketch map of gridding

表1 高超声速飞行器主要部件尺寸

Tab. 1 Dimensions of hypersonic vehicle

| | L_{f1} | L_{f2} | L_{f3} | L_i | L_c | L_a | β° |
|-----------|----------|----------|----------|-------|-------|-------|---------------|
| Dimension | 9.6 | 4.2 | 10.8 | 7.0 | 27.5 | 18.3 | 11 |

1.2 计算方法

采用二维耦合隐式NS方程和标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型对高超声速飞行器在进气道关闭、发动机通流以及发动机点火三种状态下的内外流场进行了数值仿真研究,离散方式采用二阶迎风格式,采用Gridgen生成结构网格如图2所示,由于篇幅有限,只对发动机点火状态的网格进行示意,该网格在机身壁面附近及激波转折角处加密,网格数为7.02万。

连续方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = S_m \quad (1)$$

动量守恒方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \rho g_i + F_i \quad (2)$$

能量守恒方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} (u_i (\rho E + p)) = - \frac{\partial}{\partial x_i} \sum_j h_{ij}' J_j' + S_h \quad (3)$$

其中 S_m 是从散布的二级相加入到连续相中的质量以及自定义的源项, p 是静压, ρg_i 和 F_i 分别代表 i

方向上的重力体积力和外部体积力, F_i 还包括其他的模型相关源项。

标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (5)$$

其中 G_k 是由层流速度梯度产生的湍流动能, G_b 是由浮力产生的湍流动能, Y_M 是在可压缩湍流中, 过渡扩散产生的波动, $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$ 和 $C_{3\varepsilon}$ 是常量, σ_k 和 σ_ε 分别是 k 方程和 ε 方程的湍流普朗特数。

湍流速度

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (6)$$

其中 C_μ 为常量。

由于飞行器在 25km 高空以马赫数 6 飞行, 故边界条件的设置如表 2 所示。

表 2 计算边界条件的设置

Tab.2 Boundary conditions of computation

| Inlet | Pressure Far Field | | | Outflow(at exit of combustor) | | |
|------------------|--------------------|------------|----------------|--|-------------|-----------|
| | P_∞ / kPa | M_∞ | T_∞ / K | $\dot{m}_{\text{ref}} / (\text{kg/s})$ | P_d / kPa | T_d / K |
| Closed | 2.511 | 6.0 | 221.65 | - | - | - |
| Open but unfired | 2.511 | 6.0 | 221.65 | - | - | - |
| Open and fired | 2.511 | 6.0 | 221.65 | 17.62 | 25 | 3000 |

压力远场边界中温度和压强的给定分别利用式(7)和式(8)计算得到。

$$T_H = 216.65 + 0.001(H - 20000) \quad (7)$$

$$\frac{P_H}{P_{20}} = \left(\frac{T_H}{216.65} \right)^{-34.1632} \quad (8)$$

H 是飞行器所处高度, 单位是 m。 P_{20} 是飞行器处于 20km 高度时的大气压强, 且 $P_{20} = 5474.86 \text{Pa}$ [8]。

2 计算结果与讨论

图 3 是 0° 攻角情况下, 高超声速飞行器处于进气道关闭、发动机通流以及发动机点火三种不同工况下的流场压强分布图。可见, 在设计马赫数下, 当飞行器工作在发动机通流和发动机点火状态时, 进气道外压段的 3 道斜激波交汇于外罩唇口前缘, 而内压段 2 道斜激波交汇于上壁转折点, 满足高超声速飞行器进气道的设计要求。粘性升力、粘性阻力以及粘性俯仰力矩是分别通过对粘性条件下计算的总升力、总阻力以及总俯仰力矩和无粘条件下的总升力、总阻力以及总俯仰力矩比较所得, 而无粘条件和粘性条件下的计算值则是通过面元法积分得到。粘性阻力比重、粘性升力比重以及粘性俯仰力矩比重分别是粘性阻力、粘性升力和粘性俯仰力矩在总阻力、总升力和总俯仰力矩中所占比例。

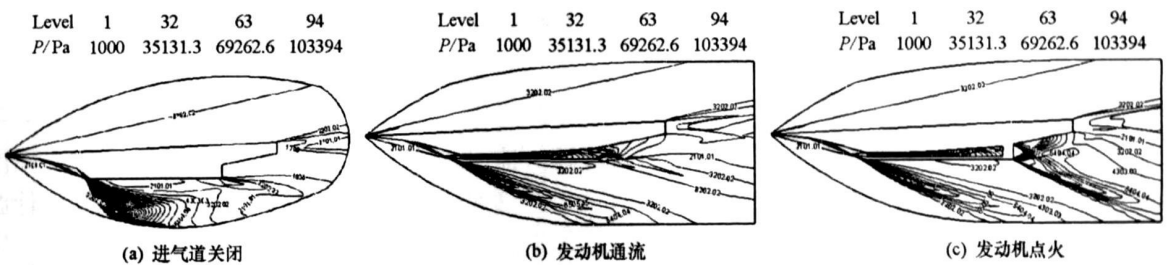


图 3 高超声速飞行器等压线 (0° 攻角)

Fig.3 Pressure contours of hypersonic vehicle (attack angle is 0°)

2.1 粘性对升力特性的影响

随着攻角的增大,粘性对飞行器升力的负面作用越来越大;且在相同的攻角条件下,粘性对飞行器处于进气道关闭时的升力负面影响最大,对飞行器处于发动机通流时的升力负面影响次之,对飞行器处于发动机点火时的升力负面影响最小,如图4所示,其中 L_{viscid} 是粘性升力。

究其原因,是因为在三种工作状态下,进气道关闭时飞行器前体下表面和飞行器上表面产生的粘性升力净差远远大于其他两种工作状态下的粘性升力净差,而其他表面所产生的粘性升力几乎相当;发动机点火时气流在尾喷管的膨胀加速所产生的粘性正升力大于发动机通流时的粘性正升力,而其他表面所产生的粘性升力相当。

但总体上,粘性对飞行器的升力特性影响较小,在进气道关闭时占飞行器升力的比重不超过8%,在发动机通流时占飞行器升力的比重不超过2.1%,在发动机点火时占飞行器升力的比重不超过3%,几乎可以忽略不计,如图5所示,其中 Φ 是粘性升力在总升力中所占的比重。图中的转折点发生在粘性对升力的正面影响和负面影响转换处。

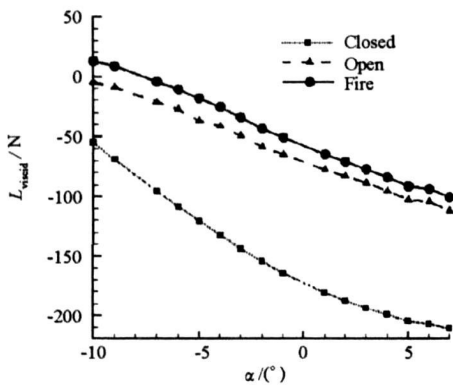


图4 粘性升力随攻角的变化趋势
Fig. 4 Variational trend of L_{viscid}

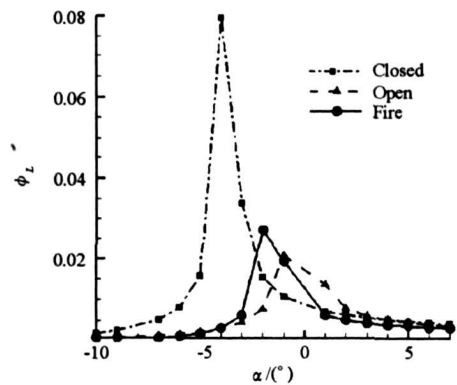


图5 粘性升力比重随攻角的变化趋势
Fig. 5 Variational trend of Φ

2.2 粘性对阻力特性的影响

随着攻角的增大,在进气道关闭时,粘性对飞行器的阻力特性影响越来越小,是因为作用在飞行器上表面的粘性阻力越来越小,而相对而言,作用在此表面上的粘性阻力影响最大;在发动机通流和发动机点火时,粘性对飞行器的阻力特性影响越来越大,是因为作用在飞行器进气道上下表面的粘性阻力之和越来越大,相对而言,此时作用在此两个表面上的粘性阻力之和影响最大,如图6所示,其中 D_{viscid} 是粘性阻力。

但总体上,粘性对飞行器的阻力特性影响是很大的。在进气道关闭时,粘性阻力最大约占总阻力的19.86%;在发动机通流时,粘性阻力最大约占总阻力的67.7%;在发动机点火时,粘性阻力最大约占总阻力的141.05%,如图7所示,其中 Φ 是粘性阻力在总阻力中所占的比重,故在飞行器设计的过程中,必须考虑到粘性对飞行器阻力特性的影响。

2.3 粘性对俯仰力矩特性的影响

随着攻角的增大,粘性对飞行器俯仰力矩特性的影响越来越大。在相同攻角的条件下,粘性对飞行器处于发动机点火时的俯仰力矩影响最大,对飞行器处于发动机通流时的俯仰力矩影响次之,对飞行器处于进气道关闭时的俯仰力矩影响最小,如图8所示,其中 M_{viscid} 是粘性俯仰力矩。

究其原因,由于进气道的打开,使得作用在进气道上下表面的粘性力产生了较大的俯仰力矩,导致发动机通流和发动机点火时的粘性俯仰力矩远远大于进气道关闭时的粘性俯仰力矩;而发动机点火时,气流在尾喷管出口处的膨胀加速导致作用在尾喷管壁面的粘性力所产生的俯仰力矩大于发动机通流时的情况。

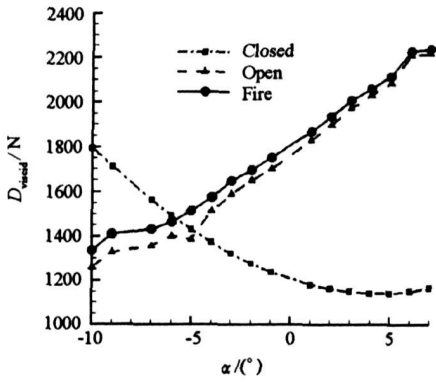


图6 粘性阻力随攻角的变化趋势

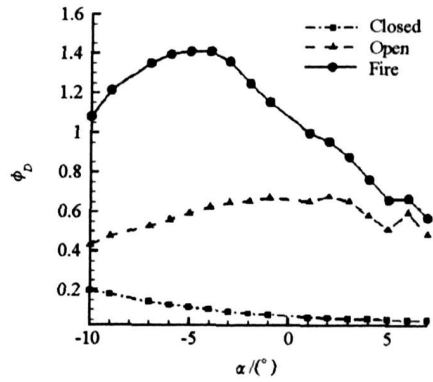
Fig. 6 Variational trend of D_{viscid} 

图7 粘性阻力比重随攻角的变化趋势

Fig. 7 Variational trend of Φ_D

但总体上,粘性对飞行器俯仰力矩特性影响较小,在进气道关闭时,占总俯仰力矩的比重不超过1%;在发动机通流时,占总俯仰力矩的比重不超过7%;在发动机点火时,占总俯仰力矩的比重在10%左右,如图9所示,其中 Φ_M 是粘性俯仰力矩在总俯仰力矩中的比重。

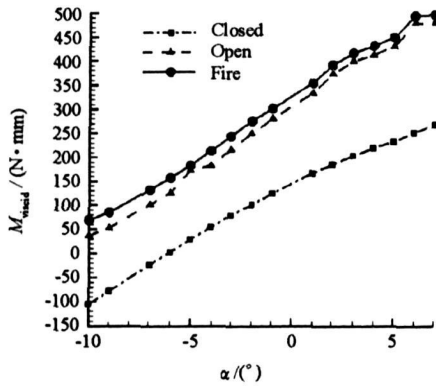


图8 粘性俯仰力矩随攻角的变化趋势

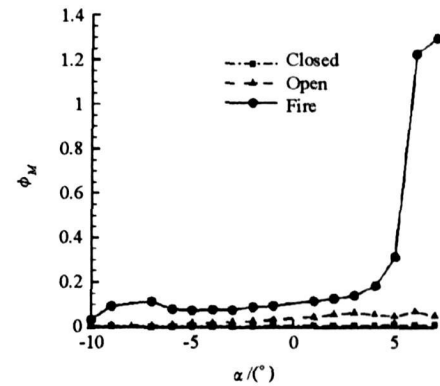
Fig. 8 Variational trend of M_{viscid} 

图9 粘性俯仰力矩比重随攻角的变化趋势

Fig. 9 Variational trend of Φ_M

3 结论

本文在机身/推进系统一体化设计基础上,考虑现有试验用发动机性能水平,通过数值模拟分析了在不同攻角条件下,粘性对三种不同工作状态下高超声速飞行器升力特性、阻力特性以及俯仰力矩特性的影响,发现粘性对飞行器阻力特性影响最大,在发动机通流和发动机点火状态下,粘性阻力占总阻力的比重超过50%,此与文献[6]结论基本一致,可见,在飞行器的设计过程中,考虑阻力的影响是必不可少的;粘性对飞行器俯仰力矩特性影响次之;而粘性对飞行器升力特性影响最小,几乎可以忽略不计。

参考文献:

- [1] Jing C, Shuo T, Bingnan K. Airframe/Scramjet Integrated Design of Hypersonic Cruise Vehicle[R]. AIAA 2007-642, 2007.
- [2] Clark A, Wu C, Mimirani M, et al. Development of an Airframe-propulsion Integrated Generic Hypersonic Vehicle Model[R]. AIAA 2006-218, 2006.
- [3] 贺元元,倪鸿礼,乐嘉陵. 一体化高超声速飞行器气动-推进性能评估[J]. 实验流体力学, 2007, 21(2): 63-67.
- [4] 贺元元,乐嘉陵,倪鸿礼. 吸气式高超声速机体/推进一体化飞行器数值和试验研究[J]. 实验流体力学, 2007, 21(2): 29-34.
- [5] 罗金玲,徐敏,刘杰. 一体化外形的高超声速飞行器升阻特性研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1478-1481.
- [6] 黄伟,柳军,罗世彬,等. 尾喷管构型对类乘波飞行器性能影响[J]. 推进技术, 2008, 29(6).
- [7] 罗世彬. 高超声速飞行器机体/发动机一体化及总体多学科设计优化方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2004.
- [8] 徐华舫. 空气动力学基础[M]. 北京:北京航空学院出版社, 1987.