

一体化高超声速飞行器攻角特性的数值研究^{*}

黄 伟, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

(周哲玮推荐)

摘要: 采用二维耦合隐式 NS 方程和标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型, 对采用 Hark 形头部的一体化高超声速飞行器在进气道关闭、发动机通流和发动机点火工况下的攻角特性进行了数值仿真研究. 探索了可变攻角情况下, 飞行器各部件对飞行器整体气动推进性能的贡献程度. 结果表明, 在 3 种不同的工作状态下, 飞行器都是纵向静稳定的, 足够大的升阻比可以满足飞行器飞行要求, 同时, 对发动机型面及机身上壁面的改进有利于进一步满足飞行器对气动推进性能的要求.

关键词: 一体化高超声速飞行器; 攻角特性; 部件分析; 数值仿真; Hark 形头部; 气动推进性能

中图分类号: V211 文献标识码: A

DOI: 10.3879/j.issn.1000-0887.2009.06.012

引 言

国家安全、航空航天以及人们对太空开发和宇宙探测的需求, 使得与新一代空天飞行器相关的高超声速飞行技术成为新世纪国际竞争的焦点. 高超声速飞行具有广阔的军民两用前景, 高超声速飞行技术的突破, 将对科学技术和国民经济的发展、综合国力的提升、国际战略格局的转化、军事力量的对比产生重大和深远的影响.

在以吸气式超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器设计过程中, 机身-推进系统一体化是其关键技术之一. 机身-推进系统一体化一般包括前体-进气道一体化^[1-4]、燃烧室构型优化^[5-6]以及后体-尾喷管一体化^[7-8]. 经过一体化设计的高超声速飞行器, 其前体作为进气道的预压缩面, 气流经前体初步压缩后由进气道流入发动机, 后体是使气流进一步膨胀的“外喷管”, 经发动机燃烧后的高温燃气作用在飞行器后体下表面上, 进一步产生推力并对飞行器气动性能产生重大影响^[9-15].

本文在高超声速飞行器机身-推进系统一体化设计的基础上, 采用部件分析和数值仿真的方法对处于进气道关闭、发动机通流以及发动机点火工况下的高超声速飞行器攻角特性进行了系统地研究, 分析了各部件对飞行器整体气动推进性能的影响.

* 收稿日期: 2008-06-27; 修订日期: 2009-04-10

基金项目: 国防科技大学优秀研究生创新资助项目 (B070101); 湖南省研究生科研创新资助项目 (3206)

作者简介: 黄伟(1982—), 男, 湖北天门人, 博士生(联系人, E-mail: gladrain2001@yahoo.com.cn).

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型

一体化高超声速飞行器的推进系统采用 5 楔角混压式进气道, 其中外压段为 3 楔角, 内压段为 2 楔角, 如图 1 所示. 由飞行器任务确定的设计条件是飞行高度 25 km, 设计 Mach 数为 6.0, 设计攻角为 0.0° .

飞行器机身采用 Hark 形头部^[16], 且头部长细比为 5, 机身上壁面与前体之间采用半径为 2 mm 的圆弧段过渡, 定义机身的头部位于进气道唇口附近, 以发动机隔离段高度为基准, 且设其为单位长度, 则机身头部长为 24.32. 以飞行器机身前缘为坐标原点, 则其质心位于 (33.03, -1.47) 处.

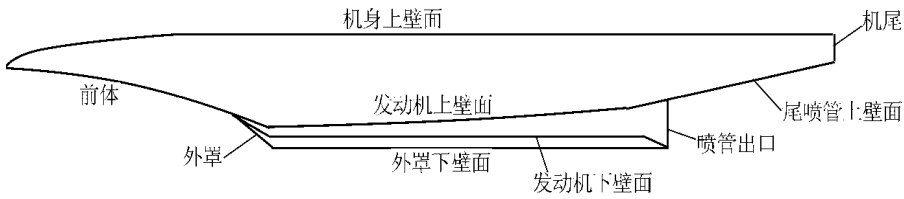


图 1 飞行器受力表面轮廓图

1.2 计算方法

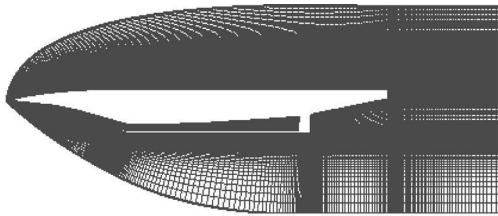


图 2 网格示意图

采用二维耦合隐式 NS 方程和标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型, 对采用 Hark 形头部的一体化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 3 种工作状态下的内外流场, 进行了数值仿真研究, 探索了当飞行攻角在 $-8^\circ \sim 8^\circ$ 之间变化时, 一体化高超声速飞行器气动推进性能的变化趋势以及其纵向静稳定性. 离散方式采用二阶迎风格式,

采用软件 Gridgen 生成结构网格, 该网格在机身壁面附近及激波转折角处加密, 如图 2 所示.

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

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

能量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} (u_i (\rho E + p)) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_i} - \sum_j k_j' J_j' + u_j (\tau_{ij})_{\text{eff}} \right] + S_h; \quad (3)$$

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:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k, \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \varepsilon u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - \end{aligned} \quad (4)$$

$$C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon, \tag{5}$$

其中 G_k 是由层流速度梯度而产生的湍流动能, 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 Prandtl 数.

湍流速度 μ_t 由式(6)计算得到.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}, \tag{6}$$

其中 C_μ 为常量.

计算步骤具体如下:

- 1) 在当前解的基础上更新流体属性(如果刚刚开始计算则用初始解来更新);
- 2) 同时求解连续性、动量、能量和组分输运方程;
- 3) 在适当的地方, 用前面更新的其它变量的数值解出如湍流和辐射等标量;
- 4) 当包含相间耦合时, 用离散相轨迹计算来更新连续相的源项;
- 5) 检查设计的方程收敛性.

当飞行器工作在发动机点火工况时, 在边界条件的设置中考虑了实际发动机点火性能, 即把喷管出口作为质量流入边界条件, 并把实际发动机喷管出口流量的试验结果转化为二维数值仿真条件下的边界设置, 如表 1 所示, 以此来考察一体化高超声速飞行器在发动机点火时的气动推进性能.

表 1 计算边界条件

进气道状态	压力远场自由边界条件			喷管出口边界条件		
	P_∞ / kPa	M_∞	T_∞ / K	$m'_e / (\text{kg} / \text{s})$	P_e / kPa	T_0 / K
进气道关闭	2.511	6.0	221.65	—	—	—
发动机通流	2.511	6.0	221.65	—	—	—
发动机点火	2.511	6.0	221.65	17.62	25	3 000

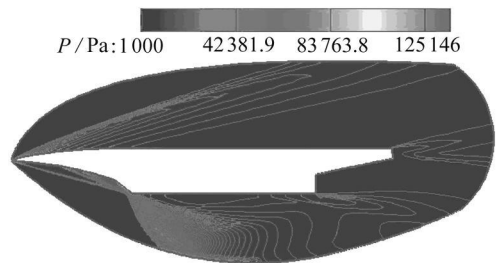
2 计算结果与讨论

由飞行条件可知飞行器的飞行动压为 63.3 kPa, 设其参考长度和参考面积均为 1. 图 3 是处于 3 种不同工作状态下的一体化高超声速飞行器在 0° 攻角情况下的静压轮廓图.

2.1 进气道关闭时飞行器攻角特性分析

在进气道关闭状态下, 随着攻角的增大, 飞行器的阻力系数和升力系数增大, 而俯仰力矩系数减小, 如图 4~ 6 所示.

进气道关闭时, 外罩的阻力最大, 约占飞行器总阻力的 61.8%~ 79.0%, 且随着攻角的增大, 外罩对飞行器阻力的贡献越来越大; 其次是前体和机身上壁面, 且随着攻角的增大, 作用在前体的阻力在总阻力中所占比重越来越大, 从 9.3% 增加到 18.2%, 作用在机身上壁面的阻力在总阻力中所占比重越来越小, 从 27.6% 下降到 2.4%; 而其他 5 个受力表面所产生的阻力在总阻力中所占比



(a) 进气道关闭

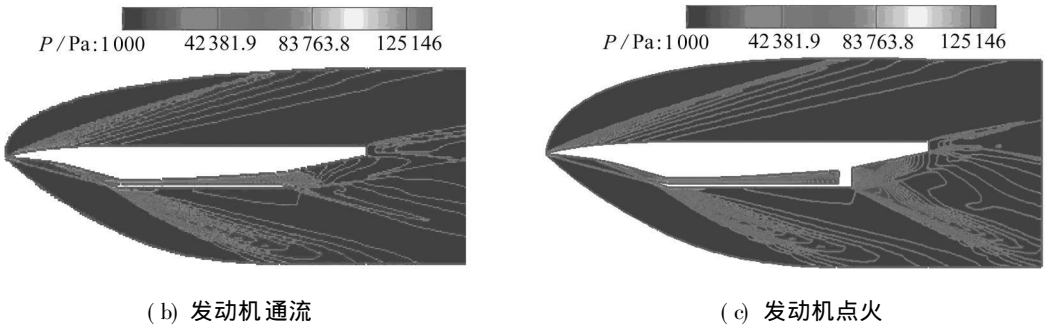


图 3 一体化高超声速飞行器静压轮廓图

重均不超过 1.5%，在对飞行器进行改型设计时，几乎可以不予考虑。产生这种变化的根本原因在于作用在飞行器各受力表面的力在水平方向上的分量，随着飞行攻角的改变而变化。

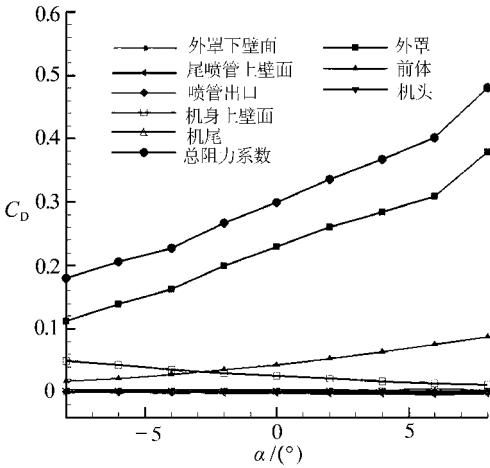


图 4 飞行器各受力表面的阻力系数随攻角的变化趋势

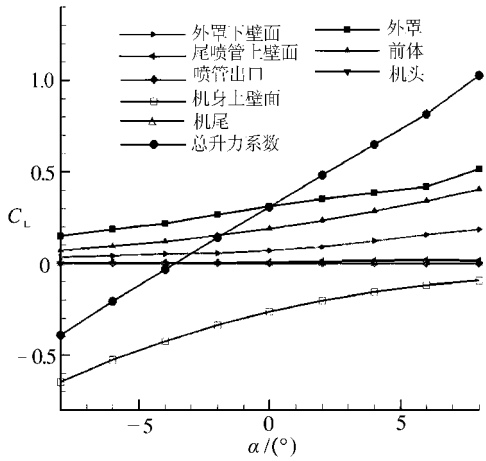


图 5 飞行器各受力表面的升力系数随攻角的变化趋势

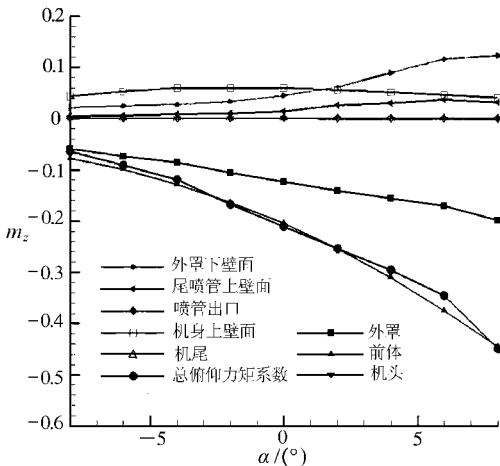


图 6 飞行器各受力表面的俯仰力矩系数随攻角的变化趋势

进气道关闭时，对飞行器升力性能影响最大的是外罩、前体、外罩下壁面以及机身上壁面，其次是尾喷管上壁面，其余 3 个受力表面影响很小，不足总升力的 0.1%。随着攻角的增大，作用在外罩、前体、外罩下壁面以及尾喷管上壁面的升力由负升力变成正升力，作用在机身上壁面的升力则由正升力变成负升力，但飞行器的总升力呈现逐渐变大的趋势，且升力系数由 - 0.39 增大到 1.02。

进气道关闭时，对飞行器俯仰力矩性能影响最大的是外罩、前体、外罩下壁面以及机身上壁面，其次是尾喷管上壁面，其余 3 个受力表面影响很小，不足总俯仰力矩的 0.8%。在飞行攻角的变化过程中，作用在外罩和前体上的力对飞行器

质心产生正力矩, 而作用在外罩下壁面、机身上壁面以及尾喷管上壁面的力对飞行器质心产生负力矩. 由于在整个攻角变化过程中, 随着攻角的不断增加, 作用在飞行器上的俯仰力矩不断减小, 可知在进气道关闭阶段, 飞行器是处于纵向静稳定状态.

2.2 发动机通流时飞行器攻角特性分析

在发动机通流状态下, 随着攻角的增大, 飞行器的阻力系数和升力系数增大, 而俯仰力矩系数减小, 如图 7~ 9 所示.

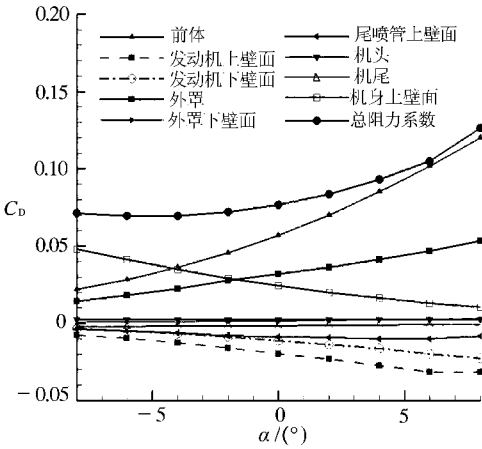


图 7 飞行器各受力表面的阻力系数随攻角的变化趋势

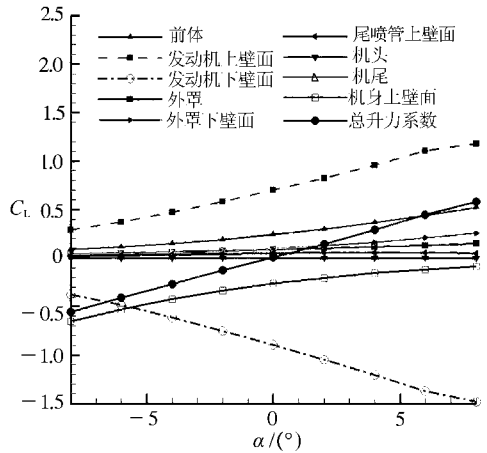


图 8 飞行器各受力表面的升力系数随攻角的变化趋势

在这种工作状态下, 对飞行器阻力性能影响最大的是前体、机身上壁面以及外罩, 其次是发动机上壁面、发动机下壁面和尾喷管上壁面, 其他 3 个表面所产生的阻力在总阻力中所占比重较小, 不超过 4%. 在飞行攻角的变化过程中, 前体、外罩和机身上壁面产生正阻力, 而发动机上壁面、发动机下壁面以及尾喷管上壁面产生负阻力, 且随着攻角的增大, 作用在前体和外罩上的阻力不断增加, 而作用在发动机上壁面、发动机下壁面和机身上壁面的阻力不断减小, 作用在尾喷管上壁面的阻力先减小后增大.

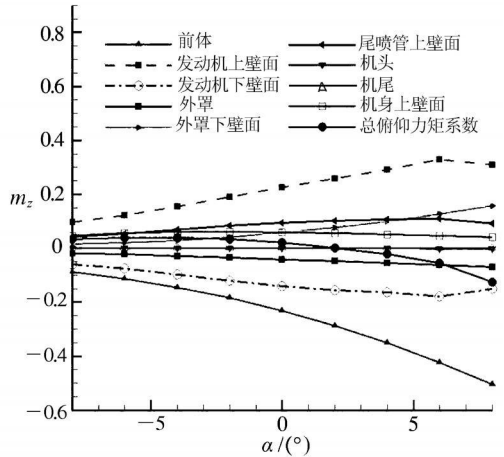


图 9 飞行器各受力表面的俯仰力矩系数随攻角的变化趋势

除了机头和机尾对飞行器升力性能影响很小外, 在总升力中所占比重均不超过 0.1%, 其余受力表面对飞行器升力贡献都较大, 且随着攻角的

增大, 作用在前体、发动机上壁面、外罩、外罩下壁面和尾喷管上壁面的升力均由负升力逐渐变为正升力, 而作用在发动机下壁面和机身上壁面的升力均由正升力逐渐变为负升力.

由飞行器各表面受力情况以及飞行器质心所在位置可以得知, 在所有受力表面中, 只有作用在机头和机尾上的力产生的俯仰力矩最小, 且均不超过 3%. 随着攻角的增大, 作用在前体、发动机下表面和外罩上的力产生的俯仰力矩比重由负变正, 而作用在发动机上壁面、外罩下壁面、尾喷管上壁面和机身上壁面的力所产生的俯仰力矩比重由正变负, 且总的俯仰力矩系

数逐渐下降,从 0.034 变为 -0.127,可见在发动机通流状态,飞行器是纵向静稳定的。

2.3 发动机点火时飞行器攻角特性分析

在发动机点火状态下时,随着攻角的增大,飞行器的阻力系数和升力系数增大,而俯仰力矩系数减小,如图 10~ 12 所示。

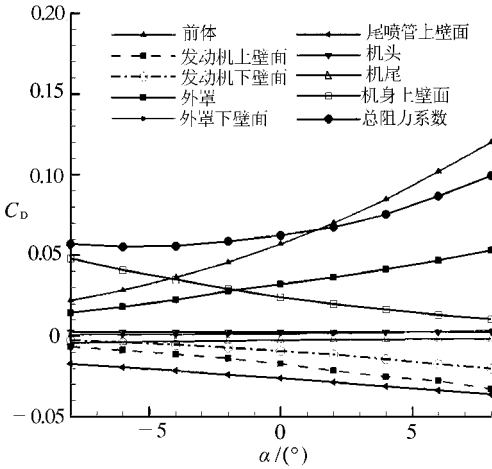


图 10 飞行器各受力表面的阻力系数随攻角的变化趋势

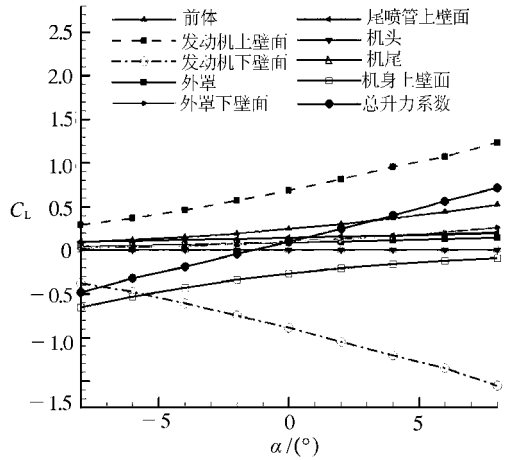


图 11 飞行器各受力表面的升力系数随攻角的变化趋势

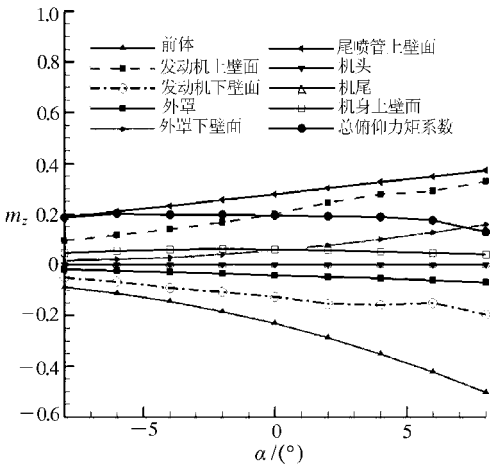


图 12 飞行器各受力表面的俯仰力矩系数随攻角的变化趋势

在这种工作状态下,各部件对飞行器整体阻力特性贡献比较均匀,其中前体、外罩、尾喷管上壁面以及机身上壁面对飞行器阻力性能影响最大,发动机上壁面和发动机下壁面的影响次之,其余 3 个表面在总阻力中所占比重最小,均不超过 8%。且随着攻角的增大,作用在前体和外罩上的阻力在总阻力中所占比重越来越大,而作用在机身上壁面、尾喷管上壁面、发动机上壁面以及发动机下壁面的阻力在总阻力中所占比重越来越小。

发动机上壁面、发动机下壁面以及机身上壁面对飞行器升力性能影响最大,前体、外罩下壁面、尾喷管上壁面以及外罩的影响次之,机头和机尾的影响最小,均不足 1%。随着攻角的增大,作用在发动机上壁面、前体、外罩以及机身上壁面的升力在总升力中所占比重越来越大,而作用在发动机下壁面上的升力在总升力中所占比重却越来越小。

同时,作用在前体、外罩、外罩下壁面、发动机上壁面以及尾喷管上壁面的升力比重由负变为正,而作用在机头、发动机下壁面、机身上壁面以及机尾上的升力比重由正变为负。

发动机点火时,发动机上壁面、尾喷管上壁面,前体以及发动机下壁面对飞行器俯仰力矩性能影响最大,其次是外罩、外罩下壁面和机身上壁面,机头和机尾的影响最小,均不超过总俯仰力矩系数的 1%。其实这点从以上飞行器部件受力情况就可以分析出来。同时,作用在发动机上壁面和尾喷管上壁面的力对飞行器俯仰力矩特性产生正贡献,而前体和发动机下壁面上的力对飞行器俯仰力矩特性产生负贡献。随着攻角的增大,飞行器的俯仰力矩越来越小,可

见,在发动机点火状态下,飞行器是纵向静稳定的.

3 结 论

对进气道关闭、发动机通流以及发动机点火状态下的一体化高超声速飞行器攻角特性进行了数值仿真研究,并采用部件分析法对飞行器各受力表面对整体气动-推进特性的影响进行了探索.

1) 在进气道关闭、发动机通流以及发动机点火状态下,具有 Hark 形头部的一体化高超声速飞行器都是纵向静稳定的;

2) 在进气道关闭、发动机通流以及发动机点火状态下,随着攻角的增大,飞行器的阻力系数和升力系数增大,而俯仰力矩系数减小;

3) 在进气道关闭、发动机通流以及发动机点火状态下,随着攻角的增大,飞行器的升阻比越来越大,而且在发动机点火状态下变化幅度最大(-8.5~7.2),在发动机通流状态下变化幅度次之(-7.9~4.6),在进气道关闭时变化幅度最小(-2.2~2.1),足以满足高超声速飞行器的飞行要求;

4) 在3种工作状态下,作用在前体、外罩、机身上壁面上的力均对飞行器气动-推进性能影响很大,当进气道打开后,作用在发动机上下壁面上的力开始对飞行器的气动-推进性能产生重大影响,这对下一步飞行器的改型工作具有重要的指导意义.

致谢 感谢国防科技大学优秀研究生科研创新项目和湖南省研究生创新项目的资助,感谢编辑部各位老师及评审专家提出的宝贵意见.

[参 考 文 献]

- [1] 刘嘉,姚文秀,雷麦芳,等.高超声速飞行器前体压缩性能研究[J].应用数学和力学,2004,25(1):85-92.
- [2] Bissinger N C, Blagoveshchensky N A, Gubanov A A, et al. Improvement of forebody/ inlet integration for hypersonic vehicle[J]. Aerospace Science and Technology, 1998, 2(8): 505-514.
- [3] LIU Zhen xia, XIAO Hong, WU Ding yi, et al. Aerodynamic performance of waverider forebody integrated with inlet and isolator[R]. AIAA Paper, 2007-5413, 2007.
- [4] LIN Shean chyun, LUO Yr shan. Integrated inlets for cone derived waveriders with combined transverse and longitudinal curvature[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(4): 609-614.
- [5] 俞刚,张新宇.燃烧室构型对超燃冲压发动机性能影响研究[J].流体力学实验与测量,2000,14(1):72-80.
- [6] WU Xiar yu, LI Xiao shan, DING Meng, et al. Effects of the configuration and fuel injection on scramjet combustor performance[R]. AIAA Paper, 2007-5421, 2007.
- [7] 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.
- [8] Bradford J E. A technique for rapid prediction of aftbody nozzle performance for hypersonic launch vehicle design[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2001.
- [9] LIN Shean chyun, LUO Yr shan. Integrated design of hypersonic waveriders including inlets and tailfins[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32(1):48-54.
- [10] O' Neill Mary Kae L, Lewis Mark J. Optimized scramjet integration on a waverider[J]. Journal of Aircraft, 1992, 29(6):1114-1121.
- [11] O' Neill Mary Kae L, Lewis Mark J. Design tradeoffs on scramjet engine integrated hypersonic wa

- verider vehicles[J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(6): 943-952.
- [12] 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.
- [13] 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.
- [14] 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.
- [15] Bolender M A, Doman D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 374-387.
- [16] 严恒元. 飞行器气动特性分析与工程计算[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1990.

Numerical Study of Attack Angle Characteristics for Integrated Hypersonic Vehicle

HUANG Wei, WANG Zhen-guo

(Institute of Aerospace & Material Engineering, National University of Defense Technology,
Changsha 410073, P. R. China)

Abstract: Two dimension coupled implicit NS equations and standard k-epsilon viscous models were used to simulate the angle of attack characteristics of integrated hypersonic vehicle with hark head configuration under three kinds of working conditions, i. e. inlet cut off, engine through flow, engine ignition. The influence of each component on the aero propulsive performance of vehicle was discussed. It is concluded that the longitudinal static stability of vehicle is good; it has enough lift to drag ratio to satisfy the flying requirement of the vehicle. At the same time, it is very important to change the configurations of engine and upper surface of airframe to improve the aero propulsion of the vehicle.

Key words: integrated hypersonic vehicle; properties of attack angle; component analysis; computer simulation; Hark head configuration; aero propulsive performance