

文章编号:1000-8055(2009)06-1351-06

一体化高超声速飞行器气动特性数值仿真

黄 伟,王振国

(国防科学技术大学 航天与材料工程学院,长沙 410073)

摘 要: 采用二维耦合隐式 N-S (Navier-Stokes) 方程和标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型对具有哈克外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状态下的升力特性、阻力特性、俯仰力矩特性以及升阻比特性进行了数值模拟,考察了机身头部长细比对其气动性能的影响,结果发现,在第一种定义方式下的飞行器构型气动性能改良程度明显高于第二种定义方式,同时,随着机身头部长细比的增加,一体化高超声速飞行器的气动性能得到明显提高,可以满足飞行器巡航时的气动要求。

关 键 词: 一体化高超声速飞行器;哈克外形头部;升力特性;阻力特性;俯仰力矩特性;升阻比特性

中图分类号: V235. 21

文献标识码: A

Numerical simulation of integrated hypersonic vehicle's aerodynamic performance

HUANG Wei, WANG Zhen-guo

(Institute of Aerospace and Material Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Two-dimension coupled implicit Naviers-Stokes equations and standard $k-\varepsilon$ viscid models were introduced to simulate the lift characteristic, drag characteristic, pitching moment characteristic and lift-to-drag ratio characteristic of integrated hypersonic vehicle with Hark head configuration working under the conditions of inlet closed, inlet open but unfired and inlet open and fired. The influence of head slenderness ratio on the aerodynamic performance was discussed. It is concluded that the improvement degree of aerodynamic performance designed with the first method is greater than that designed with the second one, meanwhile, with the increasing of head slenderness ratio, the aerodynamic performance of integrated hypersonic vehicle becomes better in evidence, it can satisfy the aerodynamic requirement of cruising vehicles.

Key words: integrated hypersonic vehicle; Hark head configuration; lift characteristic; drag characteristic; pitching moment characteristic; lift-to-drag ratio characteristic

国家安全、航空航天和人们对太空开发与宇宙探测的需求,使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热点。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。

而以超燃冲压发动机为动力系统的高超声速飞行器,采用机身与发动机一体化布局,其气动布局类似于美国的 X-43A 验证机,即将推进系统布

收稿日期:2008-06-20; 修订日期:2008-11-04

基金项目:国防科技大学优秀研究生创新项目(B070101); 湖南省研究生创新项目(3206)

作者简介:黄伟(1982-),男,湖北天门人,博士生,主要从事飞行器总体设计方面的研究。E-mail: huangwei133@sohu.com

置在机身的下方,利用前机身作为进气道的压缩面,后机身作为一个自由膨胀面.机身/发动机一体化设计技术包括机身/进气道一体化^[1]、机身/尾喷管一体化^[2-4]以及燃烧室构型研究^[5],这类飞行器设计的主要难点就是在巡航飞行时,飞行器能具备足够大的升阻比.如何在现有发动机型号基础上,通过改变飞行器外形来突破升阻比屏障,成为各国研究者日益关注的问题.罗金玲等^[6]研究了一体化高超声速飞行器各部件的升力、阻力以及升阻比特性,并根据航程的需求,分析了高超声速飞行器对升阻比的要求.鉴于膨胀型机身上表面对高超声速飞行器升阻比的贡献^[7],程养民^[8]对各种常见外形的高超声速导弹气动特性进行了工程计算,并形成了数据库.

本文在飞行器机身/发动机一体化设计的基础上,引进哈克外形头部,通过改变机身构型来研究机身头部长细比对分别处于进气道关闭、发动机通流以及发动机点火工作状态下一体化高超声速飞行器的阻力特性、升力特性、俯仰力矩特性以及升阻比特性的影响.

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.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°.

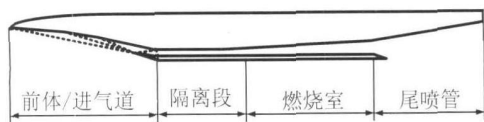


图1 一体化高超声速飞行器示意图

Fig. 1 Schematic of integrated hypersonic vehicle

飞行器机身采用哈克形头部,分别应用两种方式计算长细比,第一种方式定义机身的头部在进气道唇口附近,在此定义下计算了长细比为3,4和5三个状态;第二种方式定义机身头部的长度就是机身的总长度,在此定义下计算了长细比为10和12两个状态.

长细比定义为^[9]

$$\lambda_{th} = \frac{L_{th}}{D_{max}} \quad (1)$$

其中 λ_{th} 是飞行器机身头部长细比, L_{th} 是飞行器

机身头部总长度, D_{max} 是飞行器头部母线和机身连接处直径.

哈克形头部曲线方程如下所示^[9],图2给出了在不同长细比下飞行器机身上表面的型面.

$$\frac{R}{R_{max}} = \left[\frac{x}{L_{th}} \left(2 - \frac{x}{L_{th}} \right) \right]^{\frac{3}{4}} \quad (2)$$

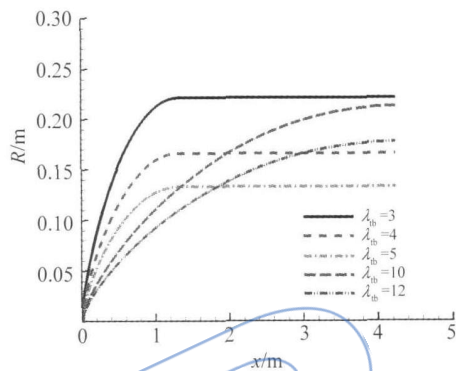


图2 机身上表面型面示意图

Fig. 2 Schematic of the upper surface of airframe

以发动机隔离段高度为基准,且设其为单位长度,则在第一种长细比计算方式下的机身头部长度为24.32,在第二种长细比计算方式下的机身头部长度为77.98.以飞行器机身前缘为坐标原点,则其质心位于(33.03, -1.47)处.

1.2 计算方法

采用二维耦合隐式N-S(Navier-Stokes)方程和标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型对采用哈克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三种工作状态的内外流场进行了数值仿真研究,探索了机身头部长细比对飞行器升力特性、阻力特性、俯仰力矩特性以及升阻比特性的影响,离散方式采用二阶迎风格式.采用Gridgen软件生成结构网格如图3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.

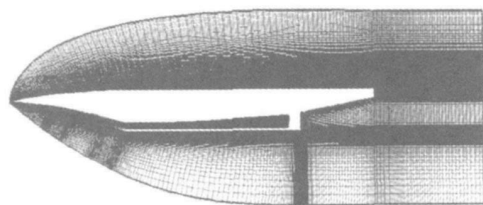


图3 网格示意图

Fig. 3 Sketch map of gridding

边界条件的设置以及具体的二维耦合隐式

N-S(Navier-Stokes) 方程和标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型参阅文献[3].

2 计算结果与讨论

在设计状态下,由于粘性的影响,导致进气道外压段的三道斜激波交汇于外罩唇口前缘外,如图 4 所示.可见,在对飞行器进行设计时,如果考虑实际情况下粘性的负面影响,应该使进气道的设计马赫数高于其工作马赫数,这样才能使得进气道外压段的三道斜激波交汇于外罩唇口前缘,而内压段两道斜激波交汇于上壁转折角,保证推进系统进气道足够大的总压恢复系数.

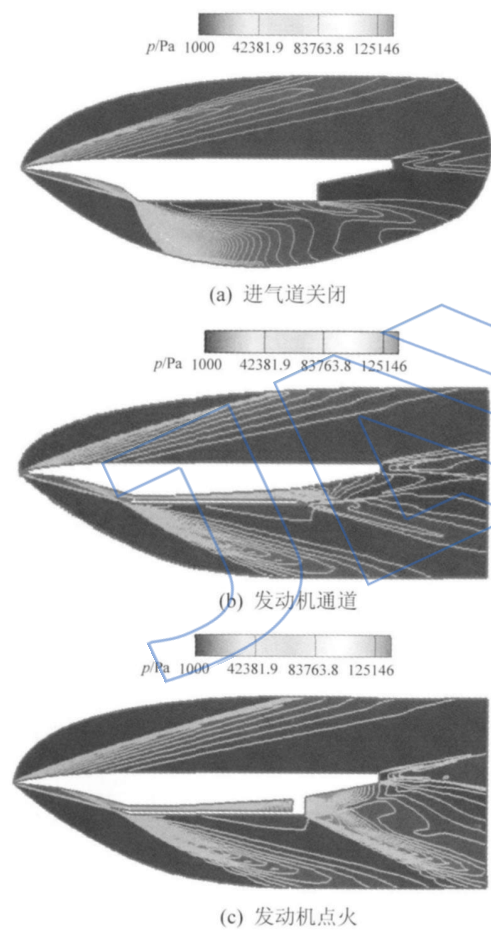


图 4 一体化高超声速飞行器内外流场压力轮廓图
Fig. 4 Pressure contours of integrated hypersonic vehicle

2.1 长细比对飞行器阻力特性的影响

在三种不同的工作状态下,进气道关闭时的阻力系数明显高于其他两种工作状态下的阻力系数,如图 5 所示,主要是由于当进气道关闭时,作用在机身前体下表面的水平分力明显增加,约占总阻力的 91.6%;而进气道关闭时的粘性阻力系数明显低于其他两种工作状态下的粘性阻力系

数,如图 6 所示,主要是当进气道开启后,作用在发动机内部下表面的粘性阻力明显增强,约占总粘性阻力的 35 % 左右.

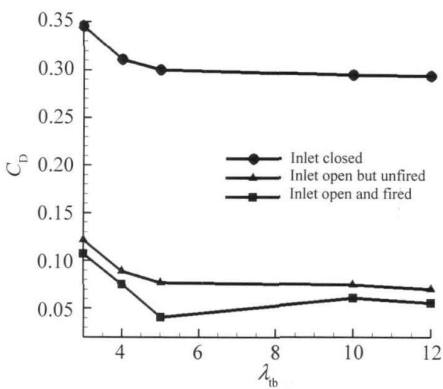


图 5 阻力系数随长细比的变化趋势
Fig. 5 Variable trend of drag coefficient with the increasing of slenderness ratio

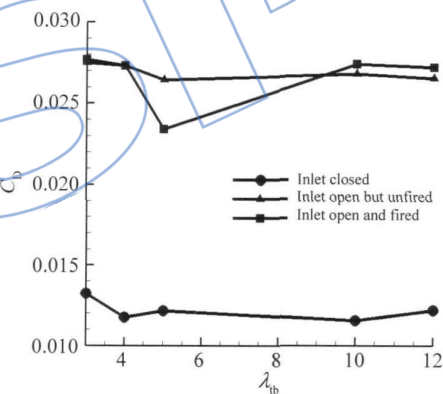


图 6 粘性阻力系数随长细比的变化趋势
Fig. 6 Variable trend of viscous drag coefficient with the increasing of slenderness ratio

随着机身头部构型长细比的增加,作用在飞行器上的阻力不断减小,且以第一种方式设计的飞行器构型阻力系数下降趋势更加明显,如表 1 所示.随着机身头部构型长细比的增加,作用在飞行器上的粘性阻力在发动机通流和发动机点火状态下不断减小,其趋势与阻力的下降趋势一致.而在进气道关闭状态下,粘性几乎不会在发动机内通道产生负面影响,所以粘性阻力在此状态下相对较小,且变化不是很明显.

粘性阻力在总阻力中所占比重在发动机点火状态下最大,随长细比的变化趋势也最明显,在机身头部长细比为 5 的高超声速飞行器中,粘性阻力在总阻力中所占比重高达 60%;在发动机通流状态下次之,粘性阻力在总阻力中所占比重在

表 1 三种不同工作状态下飞行器阻力特性

Table 1 Drag characteristics of vehicle on three different working conditions

工作状态	阻力系数下降率 / %		粘性阻力在总阻力中所占比重上升率 / %	
	第一种方式	第二种方式	第一种方式	第二种方式
进气道关闭	13. 3	0. 6	5. 9	6. 2
发动机通流	37. 0	6. 0	52. 4	5. 4
发动机点火	62. 0	7. 7	122. 8	7. 5

30 % 左右,在进气道点火状态下最小,随长细比的变化趋势也最弱,粘性阻力在总阻力中所占比重不超过 5 %,如图 7 和表 1 所示.

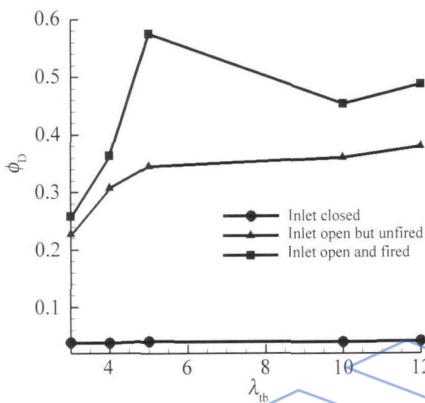


图 7 粘性阻力在总阻力中所占比重随长细比的变化趋势

Fig. 7 Variable trend of ϕ_v with the increasing of slenderness ratio

2. 2 长细比对飞行器升力特性的影响

随着机身头部构型长细比的增加,作用在飞行器上的升力不断增加,如图 8 所示,且以第一种

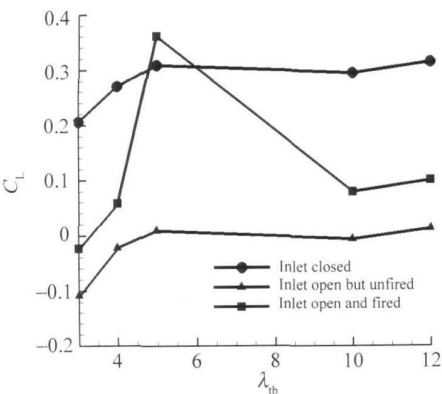


图 8 升力系数随长细比的变化趋势

Fig. 8 Variable trend of lift coefficient with the increasing of slenderness ratio

方式设计的飞行器构型升力系数上升趋势更加明显,如表 2 所示. 随着机身头部构型长细比的增加,作用在飞行器上的粘性升力不断减小,如图 9 所示,且以第一种方式设计的飞行器构型升力系数下降趋势更加明显.

表 2 三种不同工作状态下飞行器升力特性

Table 2 Lift characteristics of vehicle on three different working conditions

工作状态	升力系数上升率 / %	
	第一种方式	第二种方式
进气道关闭	50. 2	6. 75
发动机通流	- 108. 6	- 297. 7
发动机点火	- 1671. 5	26. 4

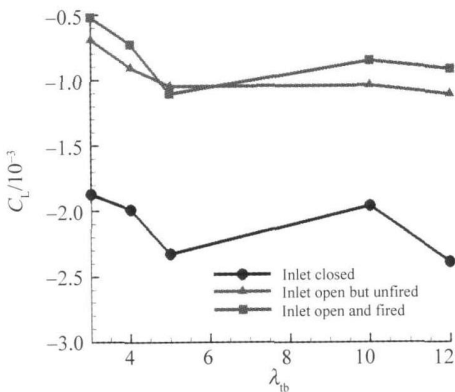


图 9 粘性升力系数随长细比的变化趋势

Fig. 9 Variable trend of viscous lift coefficient with the increasing of slenderness ratio

在发动机通流和发动机点火状态下,随着长细比的增加,作用在飞行器上的升力逐渐由负升力变为正升力,表 2 中升力系数上升率为负表明了这种变化趋势. 可见,为了给飞行器飞行提供足够的升力,机身构型长细比越高,其效果越好,且在第一种方式下设计的飞行器机身头部构型更加理想.

粘性对飞行器升力性能的负面影响较小,而且随着长细比的增加,其不断减小.因此,在足够大的长细比下,粘性对飞行器升力的负面影响几乎可以忽略不计.由于升力系数随着长细比不断增加,而阻力系数随着长细比不断减小,因此随着长细比的增加,在三种不同的工作状态下,飞行器的升阻比亦不断增加,其中尤以发动机点火工作状态下变化更加明显,在长细比为5时,其升阻比高达9,可以满足飞行器巡航时的性能要求,如图10所示.

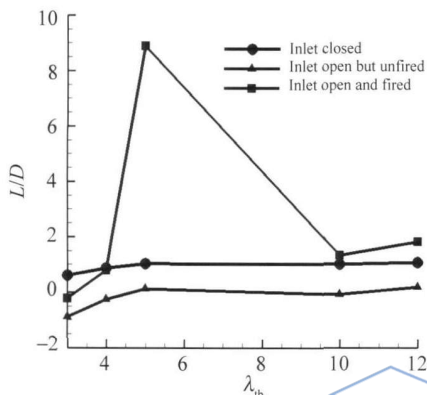


图10 升阻比随长细比的变化趋势

Fig. 10 Variable trend of lift-to-drag ratio with the increasing of slenderness ratio

3.3 长细比对飞行器俯仰力矩特性的影响

在三种不同的工作状态下,随着机身头部构型长细比的增加,飞行器的俯仰力矩系数不断减小,且由发动机点火工作状态下的低头力矩逐渐过渡到进气道关闭状态时的抬头力矩,如图11所示.从进气道关闭时的抬头力矩过渡到发动机点

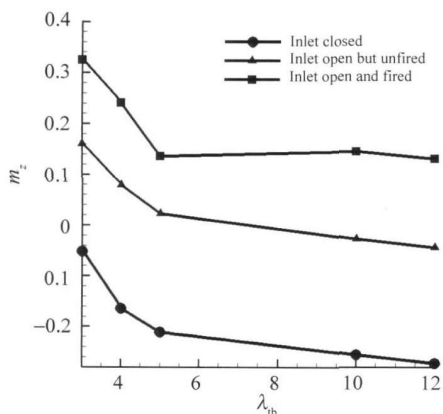


图11 俯仰力矩系数随长细比的变化趋势

Fig. 11 Variable trend of pitching moment coefficient with the increasing of slenderness ratio

火时的低头力矩,有利于配平进气道关闭时机身前体以及进气道产生较大的抬头力矩.且在第一种方式下设计的飞行器构型俯仰力矩变化趋势更加明显,俯仰力矩越小,越有利于飞行器姿态的控制.

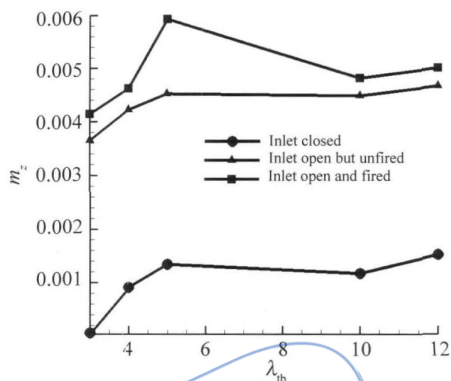


图12 粘性俯仰力矩系数随长细比的变化趋势

Fig. 12 Variable trend of viscous pitching moment coefficient with the increasing of slenderness ratio

而飞行器的粘性俯仰力矩系数则随着机身头部构型长细比的增加不断增加,同时也可以看到,粘性俯仰力矩系数在飞行器第一种设计方式下的变化趋势更加明显,如图12所示,且粘性俯仰力矩的存在不利于飞行器的控制.

3 结 论

采用数值模拟方法对具有哈克外形头部的一体化高超声速飞行器的气动特性进行了系统研究,研究发现:

1) 定义机身的头部在进气道唇口附近时设计的一体化高超声速飞行器气动特性较定义机身头部的长度就是机身的总长度时设计的一体化高超声速飞行器气动特性要好;

2) 随着机身头部长细比的增加,哈克外形头部压缩激波逐渐减弱,使头部高压区逐渐向后移动,并且表面最高压强逐渐降低,因此阻力系数、负升力系数以及俯仰力矩系数均单调递减.

因此,在机身/发动机一体化设计基础上,对飞行器机身上表面进行改型时,并不是膨胀角度越大越好,应对其各方面性能进行综合考虑,首先满足高超声速飞行器构型对主要气动-推进性能的要求.

致 谢

感谢国防科技大学优秀研究生创新项目和湖南省研究生科研创新项目的资助.

参考文献:

- [1] 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, 8: 505-514.
- [2] Bradford J E. A technique for rapid prediction of aftbody nozzle performance for hypersonic launch vehicle design[D]. Atlanta, USA: Georgia Institute of Technology, 2001
- [3] 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(5): 573-577.
HUANG Wei, LIU Jun, LUO Shibin, et al. Afterbody nozzle's configuration effect on the performance of quasi-waverider[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5): 573-577. (in Chinese)
- [4] CHE Jing, TANG Shuo, KANG Bingnan. Airframe/ scramjet integrated design of hypersonic cruise vehicle[R]. AIAA 2007-642.
- [5] WU Xianyu, LI Xiaoshan, DING Meng, et al. Effects of the configuration and fuel injection on scramjet combustor performance[R]. AIAA 2007-5421.
- [6] 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.
LUO Jinling, XU Min, LIU Jie. Research on lift and drag characteristics for the integrated configuration of hypersonic vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(6): 1478-1481. (in Chinese)
- [7] Bowcutt K G. Optimization of hypersonic waveriders derived from cone flows-including viscous effects[D]. Maryland, USA: The University of Maryland, 1986.
- [8] 程养民. 高超音速飞行器气动特性工程计算[J]. 固体火箭技术, 2000, 23(2): 1-6.
CHENG Yangmin. Engineering calculation of aerodynamic characteristics of hypersonic vehicles[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2000, 23(2): 1-6. (in Chinese)
- [9] 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.