

尾喷管构型对类乘波飞行器性能影响^{*}

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: 采用二维耦合隐式欧拉方程和标准 $k-\epsilon$ 湍流模型对类乘波飞行器内外流场进行了数值仿真研究, 离散采用二阶迎风格式, 在考虑粘性影响的前提下, 分析了倾角为 8° , 11° , 13° 和 15° 的尾喷管对类乘波飞行器分别处于进气道关闭、发动机通流以及发动机点火三种不同的工作状态下性能的影响。结果表明当尾喷管倾角为 11° 时, 飞行器的升力特性、阻力特性和俯仰力矩性能得到了权衡, 性能得到了提高, 为下一步的改进工作提供了参考。

关键词: 类乘波飞行器⁺; 尾喷管; 升力; 阻力; 特性; 俯仰力矩

中图分类号: V235.213 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 05-0573-05

Nozzle configuration effect on the performance of quasi-waverider

HUANG Wei, LIU Jun, LUO Shibin, WANG Zhen-guo

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract Two-dimensional coupled implicit Euler equations and standard $k-\epsilon$ viscid models were introduced to simulate the flow of quasi-waverider and the equations were discretized by the second order upwind. When the deflection angle of afterbody nozzle was 8° , 11° , 13° and 15° , respectively, the configuration of afterbody nozzle influencing the performance of quasi-waverider in three different working conditions including inlet closed, inlet open but unfired, inlet open and fired was discussed. Results show that when the deflection angle of afterbody nozzle is 11° , the lift force characteristic, the drag force characteristic and the pitching moment characteristic of the quasi-waverider are balanced, and the performance of the quasi-waverider is improved, which will can further guidance in the following design.

Key words Quasi-waverider⁺; Tail nozzle; Lift; Drag; Characteristics; Pitching moment

1 引 言

当飞行器作高超声速飞行时, 尾喷管的性能对其性能影响很大, 在飞行马赫数 $Ma=6$ 时, 尾喷管产生的推力达到总推力的 70%^[1]。因此, 分析尾喷管构型对高超声速飞行器性能的影响十分必要。在设计尾喷管时, 应该使燃烧室出口的高温高焓气流, 在后体充分膨胀, 以产生最大推力, 同时也要控制后体产生的气动力, 使飞行器具有良好的操纵特性。

超燃冲压发动机尾喷管的优化设计研究始于 20 世纪 70 年代, 进入 90 年代, 陈兵等^[2]建立起基于 N-S 方程的优化设计模型, 把推力系数作为目标函数, 采用传统的复合形优化方法进行了求解, 得到了尾喷管型面的优化设计。进而, 罗世彬^[3]和车竞等^[4]把

推力系数、升力系数和俯仰力矩系数作为目标函数, 采用多目标遗传算法对尾喷管进行了优化设计。John E Bradford^[5, 6]利用响应面快速获得了尾喷管内压力, 并利用此压力对尾喷管的升力特性、阻力特性以及俯仰力矩特性进行了分析。徐华松^[7, 8]基于 Edwards^[1]提出的一种基准后体喷管, 以推力系数为目标, 对 8 种不同曲率尾喷管的性能进行了对比分析, 并得到了性能更好的尾喷管构型。但上述文献都只是单纯地对尾喷管性能进行了优化设计, 无法体现前体的型线变化对后体流场的影响, 不易达到机身和发动机之间的最优匹配。车竞等^[9]以多目标遗传算法为优化方法, 采用一维流动模型计算性能指标, 对整个机身和发动机进行了一体化设计, 得到了 Pareto 最优前沿面。Andrew Clark 等^[10]在建立机身和发动机一体化

* 收稿日期: 2007-08-06 修订日期: 2007-12-24

基金项目: 国防科技大学优秀研究生创新资助项目。

作者简介: 黄 伟 (1982-), 男, 博士生, 研究领域为飞行器总体设计。Email: gladrain2001@yahoo.com.cn

设计模型的基础上,量化气动和推进的关系,对飞行器性能进行了分析,但没有考虑发动机的真实效果。

本文从满足整个机身和发动机性能最优匹配出发,在不改变前体构型的前提下,以试验用发动机为对象,针对尾喷管构型对整个飞行器在不同工作状态下性能的影响进行了数值仿真分析。

2 物理模型和计算方法

2.1 物理模型

类乘波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25 km,设计马赫数为6.0,设计攻角为 0.0° 。

以发动机隔离段的高度 H_i 为基准,且设其为单位长度,则类乘波飞行器其他部件的尺寸如表1所示,其中 L_n 、 L_c 和 L_a 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,而 L_i 、 L_c 和 L_a 则分别是飞行器发动机隔离段、燃烧室和尾喷管长度。

为了便于分析尾喷管构型对类乘波飞行器性能影响,本文只对其二维构型进行了初步的定性分析,没有考虑机翼和尾翼对其性能的影响,但这足以指导下一步的飞行器设计工作。

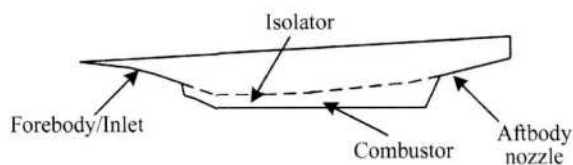


Fig. 1 Schematic of quasi-waverider

Table 1 Dimensions of quasi-waverider

	L_n	L_c	L_b	L_i	L_c	L_a
Dimension	9.6	4.2	10.8	7.0	27.5	18.3

2.2 计算方法

本文对类乘波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,尾喷管构型对飞行器的升力特性、阻力特性以及俯仰力矩特性进行了数值仿真研究。

为分析问题的方便,将尾喷管斜面构型简化为直线。研究的尾喷管构型主要尺寸是尾喷管斜面倾角分别为 8° 、 11° 、 13° 和 15° 。

采用二维耦合隐式欧拉方程和标准 k - ϵ 湍流模

型对类乘波飞行器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,欧拉方程如下所示,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。

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

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i (E + p)) = - \frac{\partial}{\partial x_i} \sum_j h_j J_j + S_h \quad (3)$$

式中 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。

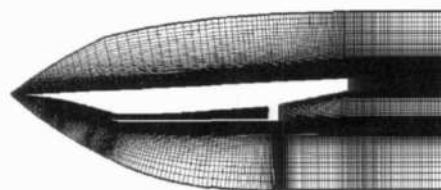


Fig. 2 Sketch map of gridding

标准 k - ϵ 湍流模型方程如下

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

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

式中 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, $C_{1\epsilon}$ 、 $C_{2\epsilon}$ 和 $C_{3\epsilon}$ 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 μ_t 由式(6)计算得到。

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

式中 C_μ 为常量。

由于飞行器在25 km高空以马赫数6飞行,故边界条件的设置如表2所示。

Table 2 Boundary conditions for computation

Inlet	Inflow (free stream)			Outflow (at exit of combustor)		
	p_{∞} /kPa	Ma_{∞}	T_{∞} /K	m_{∞} /(kg/s)	p_e /kPa	T_0 /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	3 000

其中, 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。

$$T_H = 216.65 + 0.001(H - 20\,000) \quad (7)$$

$$\frac{p_H}{p_{20}} = \left| \frac{T_H}{216.65} \right|^{-34.1632} \quad (8)$$

H 是飞行器所处高度, 单位是米。飞行器处于 20 km 高度时的大气压强 $p_{20} = 5.475 \text{ kPa}^{[11]}$ 。

3 计算结果与讨论

在设计状态下, 即飞行高度为 25 km, 飞行马赫数为 6, 进气道外压段的三道斜激波汇交于外罩唇口前缘, 内压段两道斜激波汇交于上壁转折角, 如图 3 (b), (c) 所示。

由于进气道的关闭, 使得飞行器在此工作条件下前体进气道部分相当于没有内压段部分, 而只是由具有四个楔角的外压段组成, 如图 4 所示, 此时外压段的四道斜激波就不会汇交于外罩唇口前缘, 而且此时飞行器的溢流强度很大。

图 5~图 7 分别是四种尾喷管构型在三种不同工作条件下对飞行器升力特性、阻力特性以及俯仰力矩特性影响的比较, 其中类乘波飞行器的质心坐标为 (33.03, -1.47), 此处坐标相对发动机隔离段的高度进行了无量纲化。

飞行器在第一种工作状态下的阻力远大于后两种工作状态, 如图 5 所示。以第一种工作状态下的阻力为基准, 则第二种工作状态下的阻力减少了约 78%, 而第三种工作状态下的阻力减少了高达 83%。可以看出, 尽量减少进气道的溢流以及高温高压气体在尾喷管出口处的膨胀反推作用对飞行器阻力的降低具有举足轻重的作用。

当飞行器在进气道关闭状态下工作时, 在四种尾喷管构型下, 以 11° 尾喷管为基准, 其升力、阻力和俯仰力矩变化不大, 不会超过 3%, 主要是因为此时没有高温高压气体的膨胀反推作用, 尾喷管构型对气动性能影响很小, 而气流对飞行器前体的作用几乎一致。

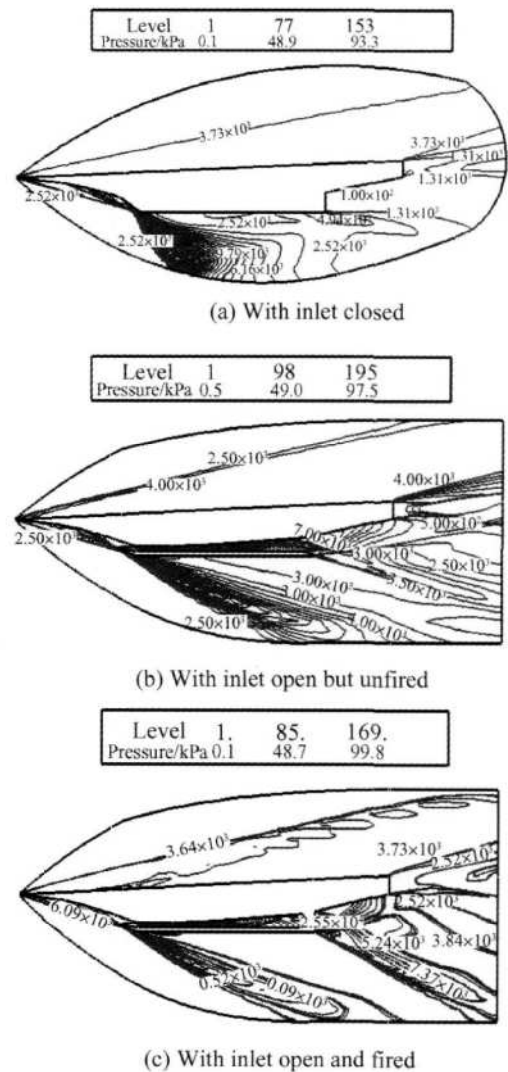


Fig. 3 Pressure contours of quasi-waverider

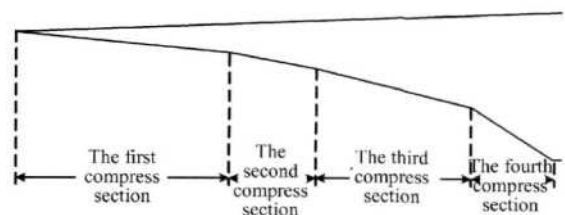


Fig. 4 Schematic of forebody/inlet

当飞行器在发动机点火状态下工作时, 在四种尾喷管构型下, 其阻力相差较小, 不超过 1.5%, 但其升力和俯仰力矩均有明显的差距, 且随着尾喷管倾角的增大, 升力和俯仰力矩越来越小。升力和俯仰力矩的

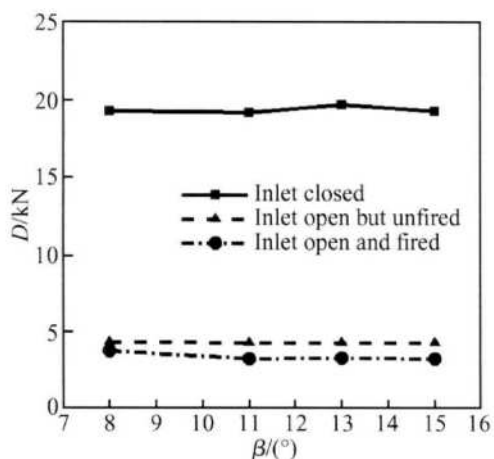


Fig. 5 Comparison for drag force

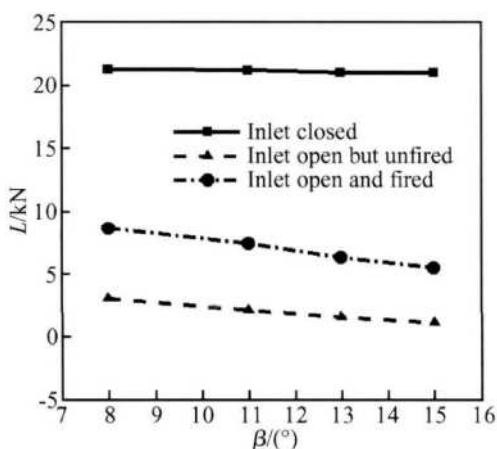


Fig. 6 Comparison for lift force

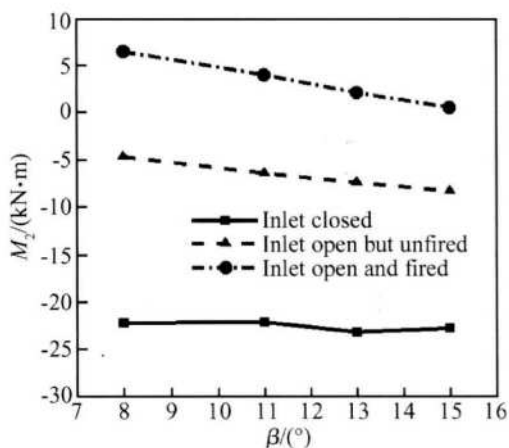


Fig. 7 Comparison for pitching moment

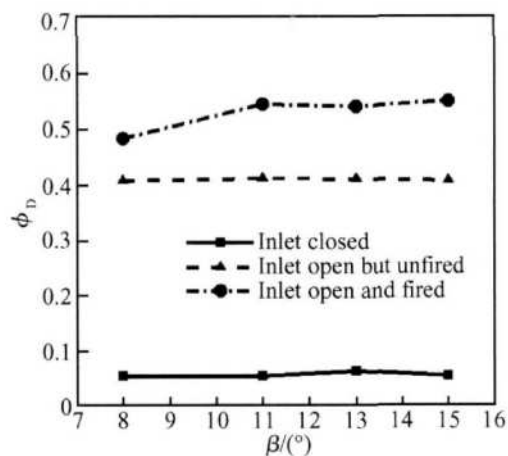
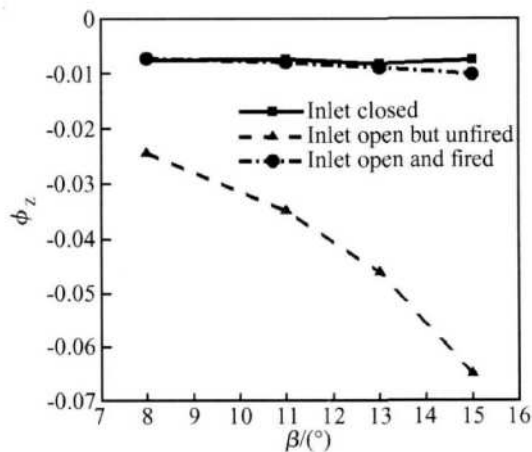
降低主要是由于进气道的打开,使得气流在发动机内产生强大的激波串,激波串的来回反射使得发动机上下壁面受力不均匀以及由于单壁面尾喷管扩张角度的不同造成气流膨胀程度不相同所引起的。

如果单纯从此工作状态出发,由于飞行器在四种尾喷管构型下阻力相差不大,但是尾喷管倾角为 8° 时,此种构型提供给飞行器的升力远远大于后三种构

型,因此选择尾喷管倾角为 8° 的构型应该是最佳的设计。

当飞行器在发动机通流状态工作时,尾喷管倾角为 8° 时阻力最大, 11° 、 13° 和 15° 时的阻力相差不大,具体可以从图 5 中看出。但是升力和俯仰力矩的变化趋势和第二种工作状态下一样,也是随着尾喷管倾角的增大而减小。但是相对于尾喷管倾角为 8° 而言,倾角为 11° 的尾喷管构型阻力减少了 12.6%,俯仰力矩减少了高达 37.4%,而升力则减少了 14.6%,从权衡飞行器升力特性、阻力特性以及俯仰力矩特性的角度出发,可以看出,尾喷管倾角为 11° 的构型能进一步提高类乘波飞行器的性能。

同时,考虑了粘性对飞行器气动性能的影响,当进气道关闭时,由于飞行器只工作在外流场环境中,粘性对其升力特性、阻力特性以及俯仰力矩特性影响很小,几乎可以忽略不计,这点可以从图 8~图 10 中可以看出,其中 ϕ_D 、 ϕ_L 和 ϕ_M 是由于粘性影响的气动性能在总气动性能中所占的比例。

Fig. 8 Comparison for ϕ_D Fig. 9 Comparison for ϕ_L

但是,当飞行器工作在发动机通流以及发动机点

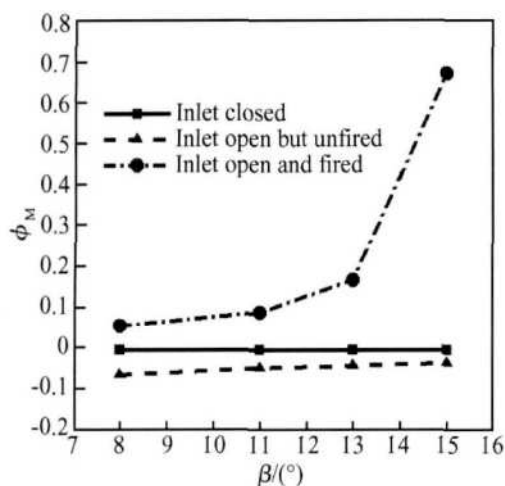


Fig. 10 Comparison for ϕ_M

火状态时,粘性对其气动性能的影响是显而易见的,尤其是对阻力特性的影响,如图 8~图 10 所示。在发动机通流状态下,粘性阻力约占总阻力的 40%,而在发动机点火状态下,粘性阻力占总阻力的 50% 以上。可见,在对飞行器飞行性能进行研究的时候,粘性力的影响是不能忽略的,尤其是在发动机通流和发动机点火这两种工作状态下。

4 结 论

(1) 尾喷管构型的选择对类乘波飞行器性能的提高具有举足轻重的作用,本文的数值仿真方法能较好地描述尾喷管对飞行器性能的影响。

(2) 尽量减少飞行器发动机进气道的溢流以及高温高压气体在尾喷管出口处充分膨胀反推作用,有利于减少作用在飞行器上的阻力,提高其性能。

(3) 粘性对飞行器在发动机通流和发动机点火工作状态下飞行性能的影响很大,尤其是阻力特性。

(4) 当飞行器在 25 km 高空以马赫数 6 巡航飞行时,倾角为 11° 的尾喷管相对其他三种构型,其阻力、升力和俯仰力矩特性较好,性能得到了较大的提高。

此为下一步的乘波飞行器设计工作提供了进一步的指导。

致 谢: 感谢国防科技大学优秀研究生创新项目的资助。

参考文献:

- [1] 刘 凌. 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
- [2] 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). (CHEN Bing XU Xu CAI Guo-biao Optimization design of two dimensional scram jet nozzle based on N-S equations [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(5).)
- [3] 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: 国防科技大学, 2004
- [4] 车 竞, 唐 硕. 高超声速飞行器后体/尾喷管一体化设计 [J]. 飞行力学, 2006, 24(3): 74~77
- [5] John E Bradford Rapid prediction of aftbody nozzle performance in scream [R]. AIAA 2002-3605
- [6] John Edward Bradford A technique for rapid prediction of aftbody nozzle performance for hypersonic launch vehicle design [D]. Georgia Institute of Technology, 2001
- [7] 徐华松. 高超声速飞行器机体/发动机一体化设计研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2006
- [8] 徐华松, 谷良贤. 高超声速飞行器后体喷管设计 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 257~260
- [9] 车 竞, 唐 硕. 高超声速飞行器机身/超燃冲压发动机一体化设计研究 [J]. 实验流体力学, 2006, 20(2): 41~49
- [10] Andrew Clark, Chivey Wu, MajMimiranj et al Development of an airframe-propulsion integrated generic hypersonic vehicle model [R]. AIAA 2006-218
- [11] 徐华舫. 空气动力学基础 [M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1987

(编辑: 刘萝威)