

不同攻角下高超声速二元进气道性能研究

陈景昊, 周树平, 张文锋

(中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471000)

摘 要: 针对高超声速二维混压进气道, 以最大总压恢复系数为目标, 基于多楔面内收缩段设计原理, 利用多楔角方法设计内收缩段长度和出口高度等。通过比较不同攻角下二元进气道总压恢复系数、流场及启动情况等多方面特性, 验证了改变攻角对进气道启动特性改善的效果。

关键词: 高超声速进气道; 多楔面内收缩段; 多楔面设计

中图分类号: V235.21-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 05-0020-04

Performance study of hypersonic two-dimensional inlets with different attack angles

CHEN Jing-hao, ZHOU Shu-ping, ZHANG Wen-feng

(China Airborne Missile Academy, Luoyang 471000, China)

Abstract: For two-dimensional mixed-compression hypersonic inlet, the internal compression section length and exit height were designed with the multi-ramp angle method to achieve the maximal recover coefficient according to the design theory of multi-wedge surface internal compression section. By comparing the total pressure recover coefficients, flow field and starting characteristics of two-dimensional inlets with different attack angles, the effect of changing attack angle on the improvement of inlet starting characteristics was validated.

Keywords: hypersonic inlet; internal compression section with multi-ramp surface; multi-ramp surface design

0 引言

目前多数二元进气道外压缩通道大部分采用多道斜激波结构, 其性能取决于各压缩角度, 可以用激波关系式来计算波前后的流动参数, 通过 Oswatich^[1]的配波原则即可得到理想气体条件下

的最大总压恢复系数。内压缩通道中的波系比较复杂, 文献 [2-3] 研究了内压缩通道部分几何参数对进气道性能的影响, 分析了相同内压缩通道进口条件下, 内压缩通道面积收缩比 (CR) 对进气道性能 (温升比、增压比和启动马赫数) 的变化规律。文献 [4] 发现内压缩通道内波系配置方

收稿日期: 2014-04-22; 修回日期: 2014-05-29

基金项目: 航空科学基金资助项目(2012ZC12001)

作者简介: 陈景昊 (1986—), 男, 助理工程师, 研究领域为飞行器总体设计

式对内压缩通道性能有某种影响。目前, 可变结构进气道正在成为解决高超声速进气道启动问题的重要措施^[5-6], 进气道适于变结构方案设计也成为一个重要因素, 而多楔面内收缩段由多个平面组成, 构型简单非常适合变结构方案, 本文在对内收缩段多楔面设计方法进行研究的基础上, 总结多楔面内收缩段型面计算方法, 设计出一种高超声速二元进气道, 将内收缩段长度、出口高度同流场紧密结合, 分析低马赫数不同攻角下对高超声速进气道启动特性的影响, 以此为基础作为二元进气道设计的重要依据。

1 进气道模型建立

二维高超声速混压进气道设计分为外压缩段和内收缩段设计, 设计结果保证进气道最大总压恢复系数最大。空气动力学设计条件和参数主要包括设计马赫数 Ma_1 、第一级气流折角 δ_1 及气流转折级数 N 分析, 利用斜激波计算公式和总压恢复系数计算公式, 根据 Oswatich 最佳波系理论^[1], 以获得最大总压恢复值 σ , 利用公式对外压波系可以采用等强度设计, 即气流经过激波所造成的总压损失相等。

图 1 所示为三级转折的进气道外压缩面, 在计算得到各级转折角 δ_i 后, 由式 (1)~(5) 计算出外压缩段型面几何尺寸。

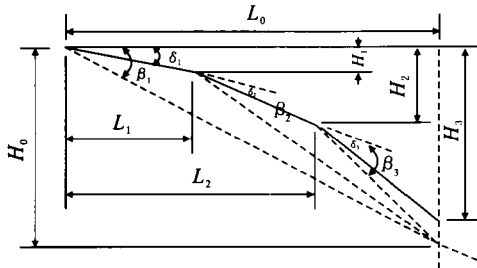


图 1 外压缩面计算示意图

Fig. 1 Calculation of external compression surface

$$L_1 = \frac{L_0 \tan(\delta_1 + \beta_2) - H_0}{\tan(\beta_2 + \delta_1) - \tan \delta_1} \quad (1)$$

$$H_1 = L_1 \tan \delta_1 \quad (2)$$

$$L_2 = \frac{H_0 - H_1 - L_0 \tan(\beta_3 + \delta_1 + \delta_2) + L_1 \tan(\delta_1 + \delta_2)}{\tan(\beta_3 + \delta_1 + \delta_2) + \tan(\delta_1 + \delta_2)} \quad (3)$$

$$H_2 = H_1 + (L_2 - L_1) \tan(\delta_1 + \delta_2) \quad (4)$$

$$H_3 = (L_0 - L_2) \tan(\delta_1 + \delta_2 + \delta_3) \quad (5)$$

如图 2 所示, 在外压缩段计算得到内收缩段入口尺寸信息唇口 A 点坐标 (X_A, Y_A) 与 D 点坐标 (X_D, Y_D) 条件下以及来流第三道激波后马赫数 Ma_3' , 可以任意选取初值角度 δ_4 进而求得激波角 β_4 。利用角度关系, 由方程 (6)~(8) 求解。

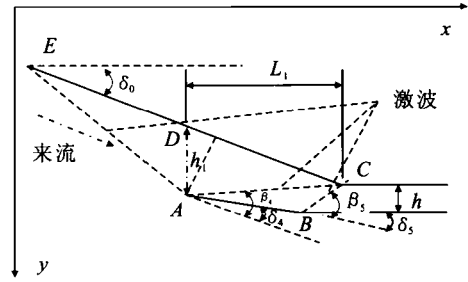


图 2 内收缩段几何示意图

Fig. 2 Diagram of geometry of internal compression section

内收缩段长度 L_1 :

$$L_1 = L_{AD} (\cos \delta_0 / \tan \beta_4 + \sin \delta_0) \quad (6)$$

C 点坐标为:

$$\begin{cases} X_C = X_D + L_{CD} (X_D - X_E) / ((X_D - X_E)^2 + (Y_D - Y_E)^2)^{0.5} \\ Y_C = Y_D + L_{CD} (Y_D - Y_E) / ((X_D - X_E)^2 + (Y_D - Y_E)^2)^{0.5} \end{cases} \quad (7)$$

B 点的坐标为:

$$\begin{cases} X_B = (X_C - ((X_C - X_A) \cdot \tan(\delta_0 - \delta_3) - Y_C + Y_A) / \\ (1 + \tan(\delta_0 - \delta_3) / \tan(\beta_5 - \delta_0 + \delta_3)) \tan(\beta_5 - \delta_0 + \delta_0) \\ Y_B = ((X_C - X_A) \cdot \tan(\delta_0 - \delta_3) - Y_C + Y_A) / (1 + \tan(\delta_0 - \delta_3) / \\ \tan(\beta_5 - \delta_0 + \delta_3)) + Y_C) \end{cases} \quad (8)$$

由此可得出整个压缩面二维形状。

1.1 几何模型

采用最佳波系原理, 以最大总压恢复系数为设计目标, 对有三级转角的进气道前体进行设计。设计飞行马赫数为 $6 Ma$, 前体长度为 $1 m$, 内收缩段采用二级转折楔面构型, 设计详细尺寸见表 1、表 2 和图 3 所示。

表 1 三级最佳波系折角

Tab. 1 Break angles of optimal shock waves

(°)			
一级折角	二级折角	三级折角	总折角
6.020 9	6.954 2	8.078 1	21.053 3

表 2 内收缩段三级折角

Tab. 2 Three break angles on internal compression surface

(°)			
一级折角	二级折角	三级折角	总折角
6.259 9	6.976 8	7.816 5	21.053 3

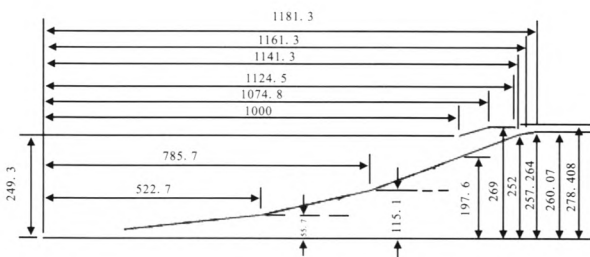


图 3 内收缩段三级转角前体尺寸设计示意图(单位:mm)

Fig. 3 Diagram of internal compression surface with three ramps

1.2 网格模型

采用守恒型雷诺平均的 (N-S) 方程对高超声速进气道流场进行数值模拟。紊流模型选用两方程 $k-\varepsilon$ 模型, 近壁处采用标准壁面函数处理。根据几何尺寸进行的建模如图 4 所示。

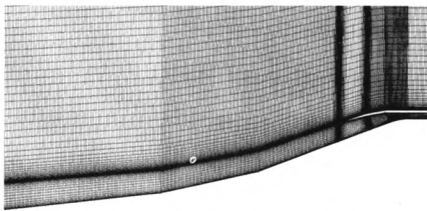


图 4 网格模型示意图

Fig. 4 Diagram of mesh model

2 仿真结果与分析

在不同马赫数和攻角下对模型进行仿真计算。图 5 给出了具有三级转角多楔面内收缩段进气道的在设计马赫数, 0° 攻角下的流场示意图。

图 6(a)-(c)所示为不同马赫数和攻角下进气道启动流场形式。

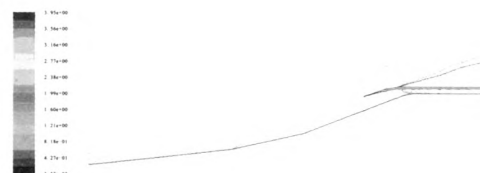
图 5 $6 Ma, 0^\circ$ 攻角设计状态流场马赫数仿真结果Fig. 5 Simulation result of Mach number at design conditions of $6 Ma$ and 0° attack angle(a) $3.9 Ma, 0^\circ$ 攻角流场仿真结果(b) $3.5 Ma, 5^\circ$ 攻角流场仿真结果(c) $3 Ma, 10^\circ$ 攻角流场仿真结果

图 6 进气道在非设计状态下不同马赫数、不同攻角下流场仿真结果

Fig. 6 Simulation result of flow field at off-design conditions of different Mach numbers and attack angles

根据低马赫数下进气道启动分析结果可以发现随着马赫数降低, 需要更大的攻角才能避免进气道气流出出现壅塞, 而且如图 7 所示随马赫数减小, 进气道内空气流量显著快速减少, 因此在采用改变攻角来实现高超声速飞行器低马赫数下进

气道自启动时, 需结合超燃冲压发动机工作条件, 来对前体进气道启动条件进行综合评估。

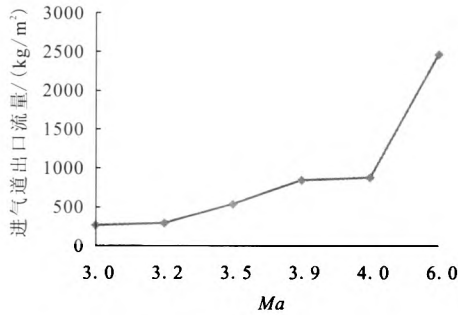


图 7 不同马赫数进气道出口流量变化分析
Fig. 7 Analysis of flow at exit of inlet with different Mach number

图 8 (a) 和图 8 (b) 的仿真结果为考虑在设计马赫数条件下, 攻角改变对进气道正常工作的影响。可以发现, 随着攻角的减小, 进气道开始出现溢流, 直到 -16° , 进气道内收缩段气流出现壅塞。

总压系数变化如表 3 所示, 随着攻角变化总压损失非常严重, 因此, 在对高超声速飞行器进行设计时, 可以充分利用这一特点, 对其短时间快速机动过载性能进行设计、评估。



(a) $6 Ma$, -15° 攻角启动时流场仿真结果



(b) $6 Ma$, -16° 攻角启动时流场仿真结果

图 8 进气道在 $6 Ma$ 时不同攻角下流场仿真结果
Fig. 8 Simulation result for flow field of inlet with different attack angles at $6 Ma$

表 3 $6 Ma$ 不同攻角下总压恢复系数关系

Tab. 3 Recover coefficient of total pressure at different attack angles and $6 Ma$

攻角/ $^\circ$	0	10	15
总压恢复系数	0.74	0.47	0.31

3 结论

1) 利用等激波强度法反设计出内收缩面多楔面构型, 可避免内收缩面长度、出口高度的盲目选取。

2) 对于二元高超声速进气道, 通过小幅度改变攻角, 可以在很大程度提高进气道的启动能力, 为宽马赫数范围高超声速进气道设计提供参考思路。

3) 在设计条件下, 一定程度改变攻角可以保证进气道正常工作, 但会造成进气道出口总压的严重损失, 使高超声速飞行器仅能在短时间内获得一定的机动过载能力, 否则, 将严重影响发动机工作效率。

参考文献:

[1] OSWATITSCH K. Pressure recovery for missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds (the efficiency of shock diffusers), NACA TM-1140[R]. USA: NACA, 1947.

[2] EMAMI S, TREXLER C A, AUSLENDER A H, et al. Experimental investigation of inlet-combustor isolators for a dual-mode scramjet at a Mach number of 4, NASA TP-3502[R]. USA: NASA, 1995.

[3] 张晓嘉, 梁德旺. 典型几何和流动参数对高超声速进气道性能的影响 [J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(6): 765-770.

[4] 张晓嘉, 梁德旺. 内压缩通道几何参数对高超声速进气道性能的影响 [J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 685-689.

[5] 金志光, 张元. 宽马赫数范围高超声速进气道伸缩唇口式简单变几何方案研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(5):1503-1510.

(下转第 91 页)

参考文献:

- [1] 张育林, 吴建军. 液体火箭发动机健康监控技术[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1998.
- [2] 陈启智. 液体火箭发动机故障检测与诊断研究的若干进展[J]. 宇航学报, 2003, 24(1): 1-11.
- [3] 张惠军. 液体火箭发动机故障检测与诊断技术综述[J]. 火箭推进, 2004, 30(5): 40-45.
- [4] 万军, 唐国金, 李道奎, 等. 国外牵制释放发射技术研究现状[J]. 导弹与航天运载技术, 2008(3): 57-61.
- [5] 吴建军, 张育林, 陈启智. 液体火箭发动机实时故障仿真系统实现[J]. 推进技术, 1997, 18(1): 26-30.
- [6] 王建波, 于达仁, 王广雄. 液体火箭发动机泄漏故障实时仿真[J]. 推进技术, 1999, 20(5): 1-5.
- [7] 蔡益飞. 某液体火箭发动机故障仿真分析[J]. 上海航天, 2004(5): 34-38.
- [8] 李大鹏, 王小军. 液体火箭发动机启动过程检测研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2005(1): 1-5.
- [9] 谭松林, 赵万明, 毛根旺. 液氧煤油火箭发动机启动故障检测[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 702-706.
- [10] 陈启智, 刘洪刚. 液体火箭发动机智能故障诊断[J]. 火箭推进, 2006, 32(1): 1-6.
- [11] 刘洪刚, 魏鹏飞, 谢廷峰, 等. 液体火箭发动机地面试车过程的实时故障检测方法研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1660-1663.
- [12] 谢廷峰, 刘洪刚, 黄强, 等. 液体火箭发动机故障检测与诊断的反向选择算法[J]. 推进技术, 2009, 30(3): 337-341.
- [13] 黄强. 基于云 - 神经网络的液体火箭发动机故障检测方法[J]. 国防科技大学学报, 2010, 32(1): 11-15.
- [14] 窦唯, 刘占生. 液体火箭发动机涡轮泵故障诊断的新方法[J]. 推进技术, 2011, 32(2): 266-270.
- [15] 谢廷峰, 刘洪刚, 吴建军. 液体火箭发动机分布式健康监控系统的分析与设计[J]. 火箭推进, 2004, 30(3): 7-12.
- [16] 刘洪刚, 谢廷峰, 丁伟程, 等. 液体火箭发动机实时故障检测与报警原型系统的设计与实现[J]. 火箭推进, 2005, 31(4): 21-25.
- [17] 刘洪刚, 谢廷峰, 黄强, 等. 液体火箭发动机地面试车实时故障检测与报警系统[J]. 导弹与航天运载技术, 2008(1): 49-52.

(编辑: 王建喜)

(上接第 23 页)

- [6] MROZINSKI D P, HAYES J R. Numerical and experimental analysis of a hypersonic variable geometry inlet, AIAA-1999-899[R]. USA: AIAA, 1999.
- [7] 李航, 李博. 二元高超声速进气道的内压段设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 96-102.
- [8] 袁化成, 滕健, 郭荣伟. 内收缩比可控的二元高超声速变几何进气道研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 73-79.
- [9] HENDERSON L K. Maximum total pressure recovery across a system of shock waves[J]. AIAA Journal, 1964, 2(6): 1138-1140.
- [10] HEISER W H, PRATT D T, DELEY D H, et al. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington, D C: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 1994.
- [11] SMART M K. Optimization of two-dimensional scramjet inlets[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(2): 430-433.
- [12] SMART M K, TREXLER C A. Mach 4 performance of a fixed-geometry hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition, AIAA 2003-0012 [R]. USA: AIAA, 2003.

(编辑: 王建喜)