

进气道流向伸缩对燃烧室入口总压恢复的影响



丁浩, 田立丰, 郭美琦, 桂斌

中山大学 航空航天学院, 广东 广州 510275

摘要:采用进气道流向伸缩的方法,对某高超声速飞行器进气道弯道及隔离段流场开展了数值模拟计算,获取了不同伸缩量对应的总压云图、马赫数云图和燃烧室入口总压恢复。通过对比发现,在 $Ma=5$ 的巡航速度下,随着进气道向下游的伸展,燃烧室入口总压恢复系数呈现先升高后降低的趋势,当伸缩量为30mm时,燃烧室入口总压恢复系数可达到0.2484,比零偏移时提升了0.4%。通过对特定高超飞行器进气道采用流向伸缩的方法得到了最优总压恢复系数,为其他研究者在飞行器进气道优化设计方向提供了一种新型且有效的方法。

关键词:进气道;高超声速;数值模拟;燃烧室;总压恢复

中图分类号:V235.21

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.08.004

近年来,伴随着航空航天技术的快速发展,世界各国加大了对高超声速飞行器研制的投入力度。进气道是高超声速飞行器推进系统的重要部件,对超燃冲压发动机的性能起着关键作用,内收缩进气道凭借其较高的压缩效率、较强的流量捕获能力等优点,受到各研究者的重点关注^[1]。

现代高性能飞行器大多采用S形进气道来提高飞行器的隐身性能,但由于进气道内部曲率较大,使得边界层容易分离^[2]。同时超声速气流与进气道壁面相互作用会产生复杂的激波结构,气流经过激波后总压损失较大,减弱了发动机的推力。飞行器在真实高超声速飞行过程中,实际来流往往不是均匀来流,因此采用试验方法开展研究难度较大、成本较高。随着计算流体力学(CFD)技术的快速发展,采用CFD方法研究进气道流场成为一种经济且有效的途径^[3-5]。

为了提高飞行器气动性能,研究者针对进气道以及隔离段做了大量优化方案研究。其中,王骥飞^[6]通过改变壁面型线、优化进气道唇口平面形状、引入型面渐变技术和边界层修正技术改善了进气道的气动性能。李蔚霆^[7]、刘蕾等^[8]运用编制程序和数值仿真方法,分析了进气道的长

宽比和中心角等几何参数对其气动性能的影响。甘文彪等^[9]采用改进SST湍流模型和尺度自适应模拟方法对原始设计的S形进气道进行了优化设计和分析,结果显示与原始设计相比总压恢复提高1.1%。刘雷等^[10]采用Isight优化软件对S形进气道扩压段进行优化设计,结果显示优化后的进气道出口截面总压恢复、周向总压畸变、旋流畸变都有所改善。王昌盛等^[11]对高超声速轴对称进气道型面经过多目标优化设计后,在设计点下进气道总压恢复提升2.63%。

本文在上述研究的基础上提出一种进气道流向伸缩的优化方法,旨在对已形成的高超声速飞行器进气道及隔离段进一步优化。由于S形进气道内部曲率大,高超声速气流通过进气道和隔离段时形成的激波结构更加复杂,进气道和隔离段的相对长度会对激波结构的分布有微弱影响,因此通过调整进气道与隔离段交界面的位置来改变激波结构的分布,从而提高燃烧室入口总压恢复成为一种切实可行的办法。本文采用Fluent软件对某高超声速飞行器整体内外流进行数值模拟,重点围绕进气道弯道及隔离段总压恢复进行研究与分析。保持进气道S弯道与隔离段总长度

收稿日期: 2021-03-03; 退修日期: 2021-05-30; 录用日期: 2021-06-25

基金项目: 装备预研重点实验室基金(6142703180211)

引用格式: Ding Hao, Tian Lifeng, Guo Meiqi, et al. Impact of air inlet flow expansion on total pressure recovery of combustor inlet[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(08):24-28. 丁浩, 田立丰, 郭美琦, 等. 进气道流向伸缩对燃烧室入口总压恢复的影响[J]. 航空科学技术, 2021, 32(08):24-28.

不变,调整两者交界面的位置来探究这种偏移对燃烧室入口处总压恢复的影响,探寻燃烧室入口处最高总压恢复系数所对应的交界面位置,从而实现在原型基础上对该飞行器进一步优化的目的。

1 数值模拟

1.1 气动模型

本文的研究对象为某高超声速飞行器的进气道弯道和隔离段整体。图1为原型进气道弯道及隔离段对称面外形,整体长度为1.45m,其中左侧进气道弯道0.85m,右侧隔离段0.6m,进气道弯道与隔离段连接处相切,以保证交界面处平滑过渡。

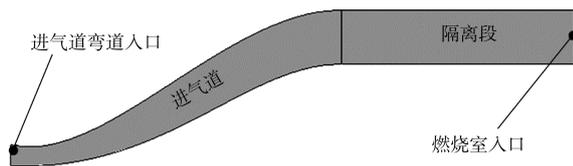


图1 飞行器进气道弯道和隔离段气动模型

Fig. 1 Aerodynamic model of aircraft air inlet and isolator

图2为进气道流向伸缩示意图,本文通过流向伸缩来调整进气道与隔离段交界面的流向位置,采用数值模拟方法研究这种调整给燃烧室入口的总压恢复系数带来的影响,并探寻最佳的调整状态,以使燃烧室入口总压恢复系数达到最高。

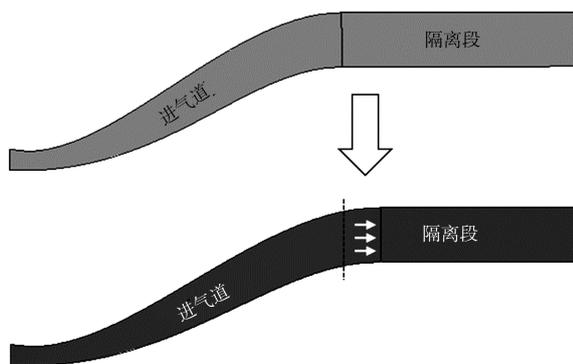


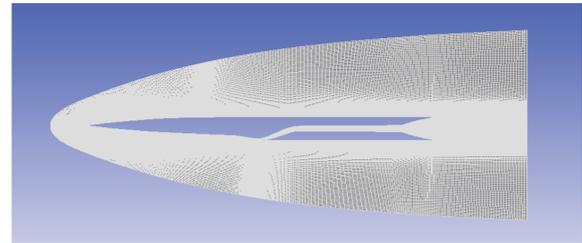
图2 进气道流向伸缩示意图

Fig. 2 Schematic diagram of inlet flow expansion and contraction

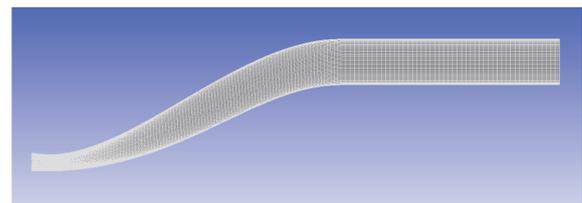
1.2 网格划分

本文采用结构网格划分高超声速飞行器内外流场,其中进气道和隔离段总网格数为37.5万个,同时为了使计算结果更为精准,在内流场的纵向上使用Power Law上下对

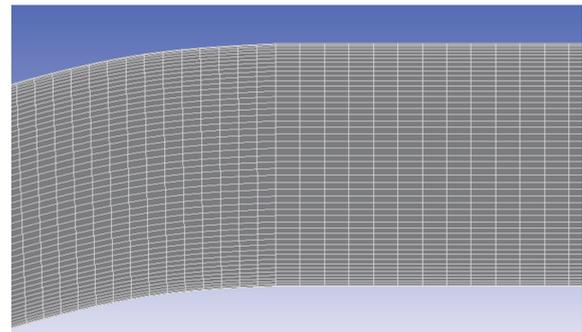
称加密,壁面第一层网格高度为0.5mm,增长因子为1.5。图3给出了飞行器内外流整体网格、进气道与隔离段网格以及局部放大网格示意图。



(a) 内外流整体网格



(b) 进气道与隔离段网格



(c) 局部放大网格

图3 计算网格示意图

Fig. 3 Schematic diagram of computational grid

1.3 计算方法

本文运用Fluent软件求解三维可压缩Navier-Stokes方程;耦合能量方程并结合基于密度的求解器对高超声速飞行器内外流场进行定常数值模拟;选用Roe-FDS迎风格式;湍流模型采用SST k- ω 两方程模型,该模型对自由剪切湍流、边界层湍流和适度的分离湍流都有较高的计算精度。

选用理想气体模型,导热系数取 $0.0242\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,黏性系数取 $1.7894\times 10^{-5}\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s})$;计算域进口边界条件为压力远场来流,来流马赫数 $Ma=5$,来流静压为 2971.75Pa ;进气道及隔离段计算域边界采用无滑移绝热壁面;计算以来流参数初始化,计算收敛准则为:连续方程、动量方程、能量方程、k- ω 方程残差,以及进出口流量相对误差至少下降

三个数量级,且进气道和隔离段沿程截面流量稳定。

2 结果与分析

2.1 流场结构分析

通过对该高超声速飞行器原型及进气道流向伸缩后的

模型内外流场数值模拟,并在模拟结果中选取了0mm、28mm、32mm和36mm这4个偏移量下进气道及隔离段对称面流场的马赫数云图和总压云图进行对比。图4、图5分别为4个偏移量时所对应的马赫数云图与总压云图。

从图4中4个不同偏移量下的对称面马赫数云图可以

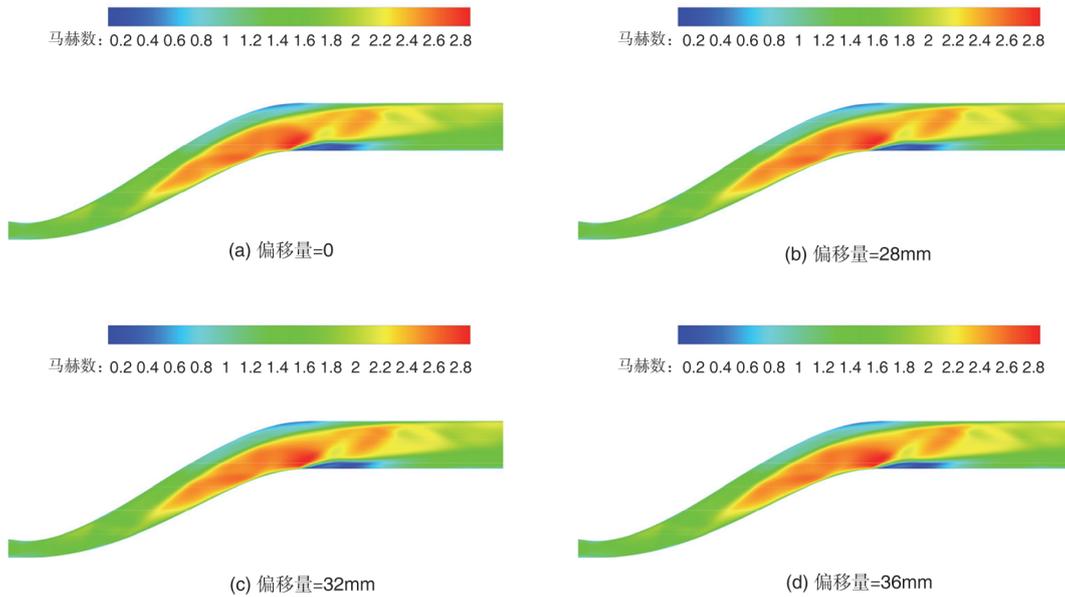


图4 进气道及隔离段马赫数云图

Fig.4 Mach number contours of air inlet and isolator

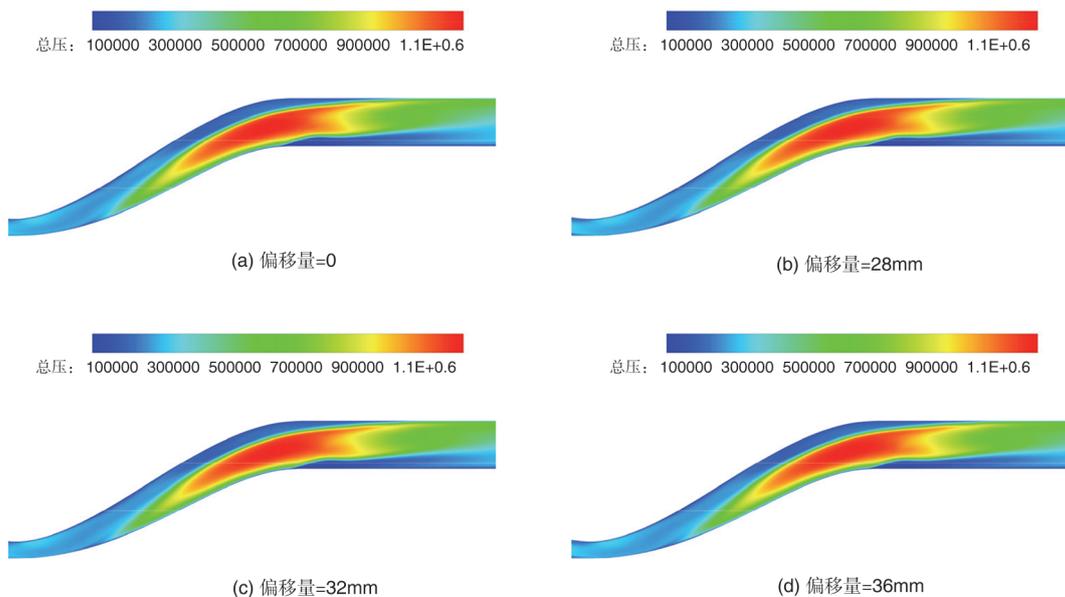


图5 进气道及隔离段总压云图

Fig.5 Total pressure contours of air inlet and isolator

看出,超声速气流经进气道扩张段进一步提速,在S弯道中与壁面相互作用生成结构复杂的激波结构,气流经过这些激波时总压也会发生相应的变化,这在图5的总压云图中有相应的体现。

对比图5中4个偏移量下的总压云图,结果发现不同偏移量下的总压云图变化并不明显,因此需要更精确的折线图才能得到偏移量对总压的影响。

2.2 偏移量对燃烧室入口总压恢复的影响

图6、图7分别给出了进气道S弯道入口处、燃烧室入口处总压恢复随界面偏移量的变化曲线。对比两图发现,高超声速气流在进气道S弯道入口处的总压恢复系数在0.43~0.44之间,当气流通过进气道S弯道及隔离段后在燃烧室入

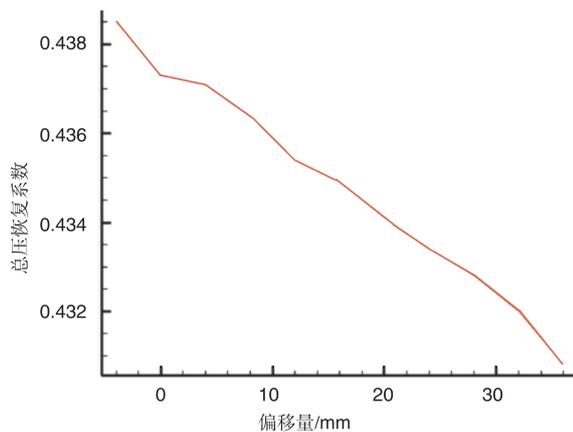


图6 进气道S弯道入口总压恢复系数随界面偏移量的变化曲线

Fig.6 Curve of total pressure recovery coefficient of inlet S elbow with interface offset

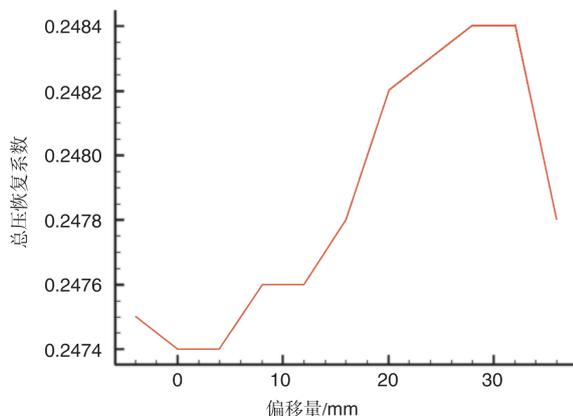


图7 燃烧室入口总压恢复系数随界面偏移量的变化曲线

Fig.7 Curve of total pressure recovery coefficient of combustor inlet with interface offset

口处总压恢复系数降低到0.247左右,这是由于超声速气流经过S弯道及隔离段时激波阻力和壁面摩擦阻力的作用会使气流减压增速,从而导致总压恢复系数大幅降低。

由图7可以看出,燃烧室入口的总压恢复系数随界面偏移总体呈现先增后降的趋势,在偏移量为30mm左右时总压恢复系数达到峰值0.2484,相比零偏移时提升了0.4%,说明调整进气道与隔离段的交界面是一种优化飞行器气动性能的有效方法。

3 结束语

本文通过对某高超声速飞行器气动系统进气道S弯道及隔离段进行数值模拟,在 $Ma=5$ 的条件下,分别得到了不同伸缩量对应的总压云图、马赫数云图以及进气道S弯道入口和燃烧室入口处总压恢复系数随进气道流向伸缩量的变化曲线,得出如下结论:该型高超声速飞行器燃烧室入口处总压恢复系数随进气道流向伸缩量的变化总体呈现出先增后减的趋势,在偏移量为30mm左右达到峰值0.2484,比零偏移时提升了0.4%。说明进气道流向伸缩是一种提高燃烧室入口总压恢复系数的有效手段。为其他研究者在飞行器进气道优化设计方向提供了一种新型且有效的参考方法。

AST

参考文献

- [1] 代春良,孙波,梁晓扬,等. 真实气体效应下高马赫数内转进气道特性研究[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1473-1483.
Dai Chunliang, Sun Bo, Liang Xiaoyang, et al. Study on characteristics of high Mach number inward turning inlet under real gas effect[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(7): 1473-1483. (in Chinese)
- [2] 田晓平,潘鹏飞,李密. S形进气道流动控制数值模拟研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28(5): 42-46.
Tian Xiaoping, Pan Pengfei, Li Mi. Number simulation research on S-inlet flow control[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(5): 42-46. (in Chinese)
- [3] Nishizawa U, Kameda M, Watanabe Y, et al. Computational simulation of shock oscillation around a supersonic air-intake [C]//36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2006.
- [4] Bur R, Benay R, Galli A, et al. Experimental and numerical study of forced shock-wave oscillations in a transonic channel [J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10(4): 265-278.
- [5] 黄辉先,李斌,庄选,等. 不同来流条件下高超声速进气道/隔

- 离段的数值模拟[J]. 湘潭大学自然科学学报, 2013, 35(1): 113-117.
- Huang Huixian, Li Bin, Zhuang Xuan, et al. Numerical simulation of ramjet inlet/isolator under different airflow condition[J]. Natural Science Journal of Xiangtan University, 2013, 35(1): 113-117. (in Chinese)
- [6] 王骥飞. 高超声速飞行器气动外形一体化设计方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
- Wang Jifei. Research on integration design methodology of aerodynamic shape for hypersonic aircrafts[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)
- [7] 李蔚霆. 宽速域高效内收缩式进气道设计技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- Li Weiting. Design methodology of performance inlet with wide operation range[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [8] 刘蕾, 郭雪岩. 喉道肩点圆弧半径对高超声速进气道性能的影响[J]. 能源工程, 2017(6):20-27.
- Liu Lei, Guo Xueyan. Impact of radius of isentropic expansion arc surface on the hypersonic inlet[J]. Energy Engineering, 2017(6): 20-27. (in Chinese)
- [9] 甘文彪, 周洲, 许晓平, 等. S弯进气道优化设计及分析[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1317-1324.
- Gan Wenbiao, Zhou Zhou, Xu Xiaoping, et al. S-duct inlet optimal design and analysis[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1317-1324. (in Chinese)
- [10] 刘雷, 宋彦萍, 陈焕龙, 等. 半埋入式S弯进气道设计及其优化[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1303-1309.
- Liu Lei, Song Yanping, Chen Huanlong, et al. Design and optimization of half flush-mounted S-shaped inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1303-1309. (in Chinese)
- [11] 王昌盛, 额日其太, 丁文豪. 高超声速轴对称进气道多目标优化设计[J]. 航空动力学报, 2020, 35(7): 1392-1401.
- Wang Changsheng, Eriqitai, Ding Wenhao. Multi-objective optimization design of hypersonic axisymmetric inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(7): 1392-1401. (in Chinese)

Impact of Air Inlet Flow Expansion on Total Pressure Recovery of Combustor Inlet

Ding Hao, Tian Lifeng, Guo Meiqi, Gui Bin

School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-sen University, Guangzhou 510275, China

Abstract: The flow field at the inlet elbow and isolator of a hypersonic vehicle was numerically simulated by using the inlet flow direction expansion method, and the total pressure contour, Mach number contour and the total pressure recovery at the inlet of the combustor corresponding to different expansion were obtained. By comparison, it is found that at the cruising speed of $Ma=5$, the total pressure recovery coefficient at the combustor inlet increases firstly and then decreases with the expansion of the inlet to the downstream. When the expansion is 30mm, the total pressure recovery coefficient at the inlet of the combustor can reach 0.2484, which is 0.4% higher than that of the zero offset. The optimal total pressure recovery coefficient is obtained by using the method of flow direction expansion for a particular hypersonic vehicle inlet, which provides a new and effective method for other researchers in the direction of aircraft inlet optimization design.

Key Words: air inlet; hypersonic; numerical simulation; combustor; total pressure recovery

Received: 2021-03-03; **Revised:** 2021-05-30; **Accepted:** 2021-06-25

Foundation item: Key Laboratory Fund for Equipment Preliminary Research(6142703180211)