

隔离段尺度效应初探

付秀文^{1,2}, 杜 泉²

(1. 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100;

2. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要:随着超燃冲压发动机规模不断扩大, 隔离段尺度效应非常突出, 利用准一维隔离段分析模型, 对3种截面积的矩形截面和圆形截面隔离段的尺度效应进行计算分析。初步结果表明: 隔离段入口边界层发展情况是影响压力分布及隔离段长度的重要因素; 在给定的压升条件下, 相同尺度的圆形截面隔离段比矩形截面隔离段长; 隔离段长度不与入口水力直径呈线性关系, 即隔离段长度不能几何缩比; 隔离段尺度越大, 尺度影响越显著。

关键词:超燃冲压发动机; 隔离段; 尺度效应

中图分类号: V430 文献标识码: A 文章编号: 1672-9374(2019)01-0014-05

Preliminary study on scale effect of isolator

FU Xiuwen^{1,2}, DU Quan²

(1. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an 710100, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: As the Scramjet engine becoming larger, the scale effect of isolator became remarkable. By using the quasi-one-dimensional model of isolator, the scale effects of the isolator with the rectangular and circular sections including three cross-sectional areas were evaluated numerically. The preliminary results show that the growth of entrance boundary layer significantly affects the pressure distribution and the length of isolator. Under the condition of given pressure rise, the circular isolator is longer than the rectangular isolator if the scale is same. The isolator length is not linearly related to the entrance hydraulic diameter, which indicates that the isolator length can't be geometrically scaled with the engine size. The larger the isolator scale, the more significant the scale effect.

Keywords: scramjet; isolator; scale effect

0 引言

随着超燃冲压发动机和火箭冲压组合发动机技术的不断成熟, 其应用从导弹武器向高超声速飞

机、天地往返运输系统等领域拓展, 发动机规模不断扩大^[1]。同时, 发动机流道截面不再局限于矩形, 圆形及椭圆形截面流道在设计、结构及防热等方面的优势逐渐得到认可^[2]。此外, 面向不同的应

收稿日期: 2017-07-01; 修回日期: 2018-04-08

基金项目: 国家自然科学基金(11702205)

作者简介: 付秀文(1985—), 女, 硕士, 高级工程师, 研究领域为发动机气动与传热技术

用背景,发动机的尺度差异巨大。要发展大尺度发动机,就需要深入研究发动机尺度对关键组件的影响。

隔离段是超燃冲压发动机和火箭冲压组合发动机的重要部件,用来隔离燃烧室燃烧形成的压力升高对进气系统的影响^[3],使发动机在较宽的马赫数范围内稳定工作。如果隔离段不能承受压力升高可能导致进气系统不起动,引起发动机推力减小和工作性能恶化^[4]。

国内外研究机构在不同截面形状隔离段的流动特征、抗反压特性及裕度控制等方面进行了大量的理论仿真和试验研究^[5~8]。文献[9~15]分析总结出了矩形和圆形截面隔离段内分布同流场参数之间的经验关系式。文献[9~12]给出的关系式可以用来计算沿激波串的压力分布,也可以依据这些一维关系式估算激波串长度。文献[13]和文献[14]的方法可一维求解伴随传热传质过程的非等截面管道内扩压过程,方法适用范围更广。对于大尺度发动机,由于隔离段入口位置流动参数分布、边界层与小尺度发动机存在明显的不同,隔离段内的压力分布规律可能发生变化,隔离段尺度也不可能完全按照几何缩放。

本文采用文献[13]和文献[14]提出的非等截面管道一维扩压流动模型,分析了不同尺度矩形截面和圆形截面隔离段内的扩压过程和缩尺关系。

1 隔离段分析模型

选用了 Auslander^[13~14]提出的稳态准一维隔离段分析模型。模型将隔离段扩压区域分成分离区和核心区,形成了如下方程组:

$$\frac{dm}{dx} = \frac{d}{dx}(\rho UA \eta_A) = \frac{dm_{add}}{dx} \quad (1)$$

$$\frac{dF}{dx} = \frac{d}{dx}(pA + \rho U^2 A \eta_F) = p_{wall} \frac{dA}{dx} + \frac{dD}{dx} + \frac{dF_{add}}{dx} \quad (2)$$

$$\frac{dmH_T}{dx} = \frac{d}{dx}(\dot{m}h + \dot{m} \frac{U^2}{2gJ}) = \frac{d\dot{Q}}{dx} + \frac{d\dot{Q}_{add}}{dx} \quad (3)$$

式中: \dot{m} 为质量流量; x 为轴向距离; ρ 为密度; U 为轴向速度; η_A 为分离流动中的质量畸变指数; \dot{m}_{add} 为添加的质量; F 为动量; p 为压力; η_F 为分离流动中的动量畸变指数; p_{wall} 为壁面压力; D 为阻力的粘

性项; F_{add} 为动量添加量; H_T 为气流的总焓; h 为气流的静焓; g 为重力加速度; J 为守恒因子; \dot{Q} 为热量; \dot{Q}_{add} 为传热量。

对于准一维问题, η_A 和 η_F 相对难以确定,将这个方法应用于隔离段问题时,假设这两个参数相同,这个简化使得仅需方程(4)即可封闭式(1)~式(3)所示方程组:

$$\frac{dp}{dx} = \frac{\rho U^2}{D_H} (Re_{\theta}) \frac{1}{4} \approx \frac{C}{D_H} C_{f0} \left(\frac{\rho U^2}{2} \right) \quad (4)$$

式中: D_H 为水力直径; C 为常数; Re_{θ} 为以分离起点动量厚度定义的雷诺数; C_{f0} 为分离起始点的摩擦系数。当给定这些参数后,该方程组可以在不给定下游边界条件的情况下预测轴向静压分布。

为了验证该方法(简称为模型一)对隔离段压力分布的计算准确性,以小尺度燃烧室 $Ma = 6$ 直连试验环境计算了隔离段压力分布。同时还用文献[4]给出的激波串内压力分布与流场参数之间的经验关系式(简称为模型二)计算了隔离段压力分布,模型为:

$$\frac{x(Ma_1^2 - 1)Re_{\theta}^{1/4}}{H^{1/2}\theta^{1/2}} = 50\left(\frac{p_2}{p_1} - 1\right) + 170\left(\frac{p_2}{p_1} - 1\right)^2 \quad (5)$$

式中: Ma 为入口马赫数; x 为沿流向距离; H 为隔离段高度; θ 为附面层动量厚度; p_2 为出口压力; p_1 为入口压力。

图1对比了两种方法获得的压力分布及直连试验数据。

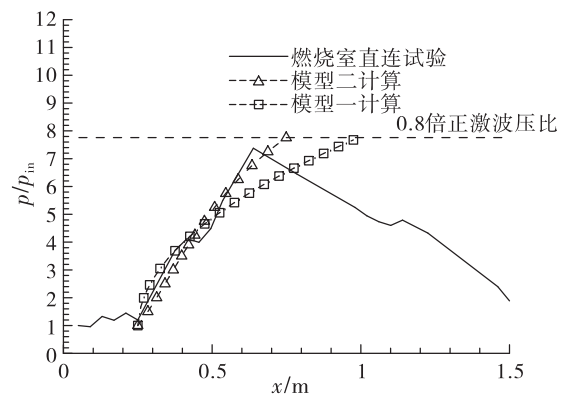


图1 $Ma = 6$ 状态下隔离段壁面压力分布对比

Fig. 1 Wall pressure distribution of isolator at $Ma = 6$

从图 1 可见,模型一获得的压力分布与试验数据较为接近,能够较好地模拟隔离段内的扩压过程。

2 隔离段尺度效应分析

以不同尺度发动机在相同飞行马赫数、高度、攻角及侧滑角条件下的流量来表征发动机的尺度

关系。取入口宽 0.23 m、高 0.06 m 的矩形截面隔离段为基准,定义为 1 ×。其他尺度矩形截面隔离段入口尺寸按比例放大,不同尺度圆形截面隔离段的入口面积与矩形截面的隔离段保持一致。表 1 给出了不同尺度隔离段的入口尺寸。图 2 给出了不同尺度隔离段的入口示意图。

表 1 隔离段的入口尺寸

Tab. 1 Entrance dimensions of rectangular and circular isolator

| 隔离段类型 | 参数 | 隔离段入口尺寸 | | | | |
|---------|-------------------|---------|---------|---------|---------|---------|
| | | 1 × | 5 × | 10 × | 50 × | 100 × |
| 矩形截面隔离段 | 宽度/m | 0.230 0 | 0.514 | 0.727 | 1.626 | 2.300 |
| | 高度/m | 0.060 0 | 0.134 | 0.190 | 0.424 | 0.600 |
| | 面积/m ² | 0.013 8 | 0.069 0 | 0.138 0 | 0.690 0 | 1.380 0 |
| 圆形截面隔离段 | 半径/m | 0.066 | 0.148 | 0.210 | 0.469 | 0.663 |
| | 直径/m | 0.133 | 0.296 | 0.419 | 0.938 | 1.326 |
| | 面积/m ² | 0.013 8 | 0.069 0 | 0.138 0 | 0.690 0 | 1.380 0 |

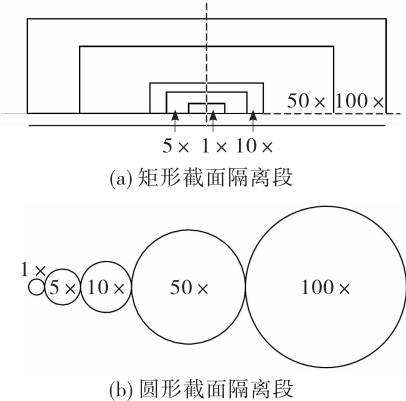


图 2 矩形和圆形截面隔离段入口面积示意图
Fig. 2 Comparison of entrance area for rectangular and circular isolator

选择表 1 中 1 ×、10 × 和 100 × 的隔离段进行尺度效应分析。虽然矩形截面隔离段和圆形截面隔离段对应的发动机进气系统喉部参数存在一定差异性,但在理论分析阶段可视为一致。本文选择 $Ma = 4$ 和 19.8 km 作为隔离段尺度效应分析的状态点,其他状态点的情况与之类似。按照研究经验, $Ma = 4$ 条件下隔离段压比能够达到正激波压比的 70%,因此选择 70% 正激波压比作为隔离段压力分布的约束,将达到 70% 正激波压比的激波串长度视为所需的隔离段长度。 $Ma = 4$ 状态下隔离段入口

参数见表 2。

表 2 $Ma = 4$ 状态下隔离段入口参数

Tab. 2 Entrance parameters of isolator at $Ma = 4$

| 参数 | 尺寸 | | |
|-----------------------------|----------|----------|----------|
| | 1 × | 10 × | 100 × |
| 飞行高度/km | 19.8 | 19.8 | 19.8 |
| 飞行马赫数 | 4 | 4 | 4 |
| 入口面积/m ² | 0.013 8 | 0.138 | 1.38 |
| 矩形入口高度/m | 0.06 | 0.19 | 0.6 |
| 矩形入口宽度/m | 0.23 | 0.727 | 2.3 |
| 圆形入口直径/m | 0.133 | 0.419 | 1.326 |
| 入口水力直径/m | 0.133 | 0.419 | 1.326 |
| 入口马赫数 | 2 | 2.02 | 2.03 |
| 入口静压/Pa | 101 375 | 97 894 | 96 658 |
| 入口静温/K | 506.4 | 501.5 | 499.7 |
| 入口速度/(m · s ⁻¹) | 897 | 903 | 905 |
| 摩擦系数 | 0.001 35 | 0.001 19 | 0.001 04 |
| 正激波压比 | 4.48 | 4.587 | 4.62 |
| 70% 正激波压比 | 3.13 | 3.21 | 3.23 |

从表 2 可见,由于不同尺度隔离段入口的边界层厚度不同,该位置的参数略有不同。此外,摩擦系数 C_0 与边界层发展情况密切相关,随隔离段的发

动机的尺度变化,按照二元进气道边界层理论计算得到矩形隔离段的 C_{f0} ,由于圆形截面隔离段的 C_{f0} 求解非常困难,这里沿用矩形隔离段的 C_{f0} 。

采用上述算法和表2所列参数,计算了不同尺度矩形截面隔离段的压力分布,如图3所示。为了研究摩擦系数 C_{f0} 对隔离段压力分布的影响,在图3中同时给出了采用 $1 \times$ 隔离段摩擦系数 $C_{f0,1 \times}$ 计算得到的 $10 \times$ 和 $100 \times$ 压力分布,为了方便比较,用达到70%正激波压比时的激波串长度 x_{ref} 进行了量纲归一化处理。从图3可见,采用 $1 \times$ 隔离段摩擦系数 $C_{f0,1 \times}$ 计算得到的 $1 \times$ 、 $10 \times$ 和 $100 \times$ 量纲为一的压力分布几乎完全重合; $10 \times$ 隔离段和 $100 \times$ 隔离段的量纲为一的长度相对 $1 \times$ 隔离段的量纲为一的长度长出13%和32%,说明对于给定的飞行状态,隔离段长度与摩擦系数 C_{f0} 密切相关。

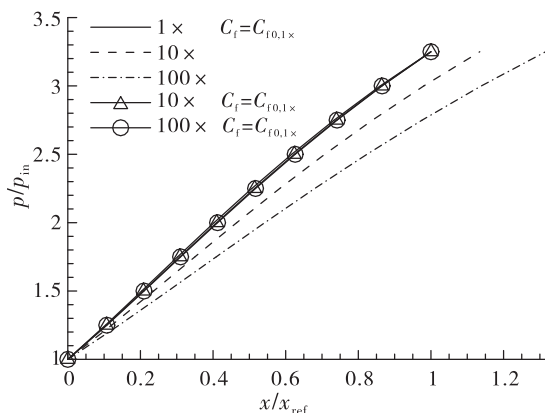


图3 矩形截面隔离段压力分布
Fig. 3 Relative wall pressure distribution of rectangular isolator

图4给出了不同尺度圆形截面隔离段的压力分布。从图4可见,圆形截面隔离段内的压力分布趋势与矩形截面隔离段一致; $10 \times$ 隔离段和 $100 \times$ 隔离段的量纲为一的长度相对 $1 \times$ 隔离段的量纲为一的长度长出9%和23%,相对变化量较矩形隔离段小。

图5对比了不同尺度、不同截面形状的隔离段的压力分布。从图5可见,隔离段尺度越大,隔离段内压力升高过程越平缓;隔离段长度不与入口水力直径呈线性关系,即隔离段长度不能几何缩比;相同入口水力直径的隔离段,在给定的压升条件下,

圆形截面隔离段的长度更长, $1 \times$ 、 $10 \times$ 和 $100 \times$ 的圆形截面隔离段长度较矩形截面隔离段长49%、39%和38%。按照参考文献[10],矩形截面隔离段长度与宽高比有密切关系,因此圆形截面隔离段长度与矩形截面隔离段长度之间的差异与矩形截面隔离段宽高比也相关。

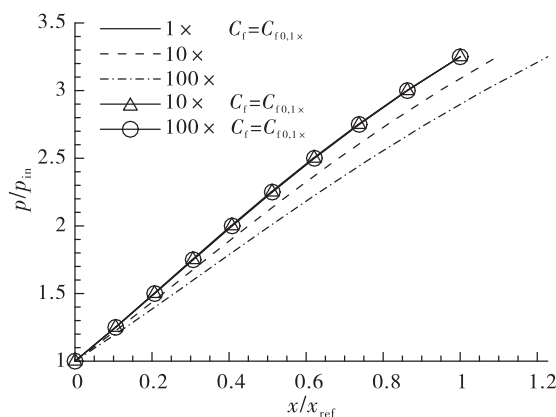


图4 圆形截面隔离段压力分布

Fig. 4 Relative wall pressure distribution of circular isolator

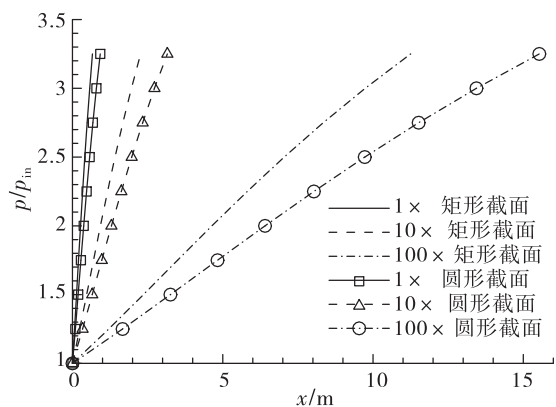


图5 隔离段长度比较

Fig. 5 Comparison of isolator length

3 结论

本文利用稳态准一维隔离段分析模型,对不同尺度的矩形截面和圆形截面隔离段的压力分布进行了计算分析,发现隔离段入口的摩擦系数影响隔离段压力分布规律;在给定的压升条件下,相同尺度的圆形截面隔离段比矩形截面隔离段长;隔离段长度不与入口水力直径呈线性关系,即隔离段长度

不能几何缩比。

参考文献:

- [1] 张时空,李江,秦飞. 两级入轨运载器 RBCC 动力系统内流道设计与性能计算[J]. 推 进 技 术,2015,36(4): 520-526.
- [2] MELVIN J, BULMAN. The rebirth of round hypersonic propulsion[C] //42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento, California; AIAA,2006.
- [3] WILLIAM H H, DAVID T P. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. USA: AIAA, 1994.
- [4] 冯锦虎,高峰,何至林. 超燃冲压发动机隔离段内附面层/激波串相互干扰研究[J]. 火箭推进,2010,36(2): 5-9.
- FENG J H,GAO F,HE Z L. Investigation of boundary layer/shock wave train interference in a scramjet isolator[J]. Journal of Rocket Propulsion,2010,36(2):5-9.
- [5] 杨事民,唐豪,黄玥. 超燃冲压发动机隔离段流场抗反压能力数值模拟[J]. 长春理工大学学报,2008,31(1): 127-131.
- [6] HOEGER C, KING P I. CFD modeling of an isolator shock train in a scramjet engine[C]// 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Nashville; AIAA, 2010.
- [7] LE D B, GOYNE C P. Experimental study of a dual - mode scramjet isolator[C]// 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Nevada: AIAA, 2005.
- [8] WANG C P, ZHANG K Y. Pressure distribution measurements in scramjet isolators under asymmetric supersonic flow[C]// 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Nevada: AIAA, 2006.
- [9] WALTRUP P J, BILLIG F S. Prediction of precombustion wall pressure distributions in scramjet engines[J]. Spacecraft Rockets, 1973,10(9):620-622.
- [10] WALTRUP P J, BILLIG F S. Structure of shock waves in cylindrical ducts[J]. AIAA Journal, 1973,11(10):1404-1408.
- [11] LIN P, RAO G. Numerical analysis of normal shock train in a constant area isolator: AIAA91-2162[R]. Reston: AIAA, 1991.
- [12] LIN P, RAO G. Numerical investigation on shock wave/boundary layer interactions in a constant area diffuser at Mach 3: AIAA 91-1766[R]. Reston: AIAA, 1991.
- [13] AUSLENDER A H. An analytic performance investigation of mechanically back-pressured ramjet data [C]//JANNAF 34th Combustion Subcommittee/Propulsion Systems Hazards/Airbreathing Propulsion Subcommittee Joint Meetings. West Palm Beach,Florida:[s. n.],1997.
- [14] AUSLENDER A H. An analysis of the NASA direct-connect-module mach 5 ramjet database[C]//JANNAF,36th Combustion Subcommittee/Propulsion Systems Hazards/Airbreathing Propulsion Subcommittee Joint Meetings. Cocoa Beach, Florida:[s. n.], 1999.
- [15] CURRAN E T, MURTHY S N B. Scramjet propulsion [M]. Reston: AIAA, 2000.

(编辑:马 杰)