

文章编号: 1672-9897(2008)02-0064-04

三面压缩式高超声速进气道流动结构研究

肖雅彬,岳连捷,龚鹏,王世芬,陈立红,张新宇

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室,北京 100080)

摘要:采用油滴显示技术结合数值模拟方法对三面压缩式高超声速进气道的流场进行了深入研究。结果揭示由于激波-边界层干扰,三面压缩进气道内存在边界层分离、溢流和三维涡结构等复杂流动现象,尤其是唇口诱发的较大强度的斜激波引起了侧壁和顶面的边界层分离,并在顶面附近形成大尺度的流向涡,造成隔离段内存在明显的分层现象,形成低总压区,需要在进气道设计时对这一现象进行有效控制。

关键词:超声速进气道;流动结构;油滴显示;数值模拟

中图分类号:V235.11⁺³ 文献标识码:A

Research on the flow pattern of three dimensional compression hypersonic inlet

XIAO Ya-bin, YUE Lian-jie, GONG Peng, WANG Shi-fen, CHEN Li-hong, Zhang Xin-yu
(LHD, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: Oil flow visualization and numerical simulation were conducted to investigate the flow pattern of a type of three-dimensional compression hypersonic inlet. It is revealed that there are some complicated features inside the inlet flow field due to the shock-boundary layer interaction, such as boundary layer separation, 3-D vortex structure and spillage. The cowl induced strong shock results in the separation of the top and side-wall boundary layer. A large-scale streamwise vortices pair is therefore developed near the top-wall, contributing to the low total pressure region and the flow stratification in the isolator. These phenomena need to be controlled in the hypersonic inlet design.

Key words: hypersonic inlet; flow pattern; oil flow visualization; numerical simulation

0 引言

高超声速进气道的设计目标是满足燃烧室所需要的气流速度、温度和压力等燃烧条件,同时保证尽量大的总压恢复、流量捕获和可接受的流场畸变。侧压和顶压进气道已被研究多年^[1-4]。侧压进气道能够提供较好的起动机性能,但是顶面不发挥压缩作用,只是带来粘性损失,溢流面在设计状态仍然会产生大量的溢流,侧压进气道的总压恢复率和捕获率都是差强人意的。三面压缩式进气道在侧压式进气道的基础上加入顶面压缩^[5-6],理论上具有更短的压缩距离,从而有利于超高速飞行器的整体设计。

三面压缩式高超声速进气道由于两个方向的斜激波压缩,其内部流场非常复杂,其中包括激波的反射相交、激波与边界层干扰、边界层分离等现象,这些

复杂流场对进气道的工作以及下游的燃烧组织有很大影响,对于三面压缩进气道的性能评估和设计方向具有指导意义。然而目前对其流场结构的认识还不深入。

利用风洞油滴显示实验结合数值模拟的方法,通过分析油滴在壁面上刻画的极限流线,来探索三面压缩进气道的流场特性。深入研究了边界层分离的现象,分析了分离流形成流向涡的过程,并阐述了三面压缩式进气道隔离段流动分层现象的机理。

1 实验和计算方法

1.1 进气道模型

进气道原型是由南京航空航天大学设计的,由顶板、侧板和整流罩构成,见图 1。顶板为双级压缩,前缘压缩角为 7°,第二压缩角为 5°。侧板压缩角为 7°,

收稿日期:2007-11-05;修订日期:2008-02-05

基金项目:国家自然科学基金(90716014)

作者简介:肖雅彬(1979-),男,北京市通县人,博士研究生,研究方向:流体力学。

第二压缩角 5° 。侧板压缩角为 7° ,后掠角为 30° 。进气道总收缩比为 6.8,内收缩比为 1.25,侧板与顶板压缩量之比为 1.12。

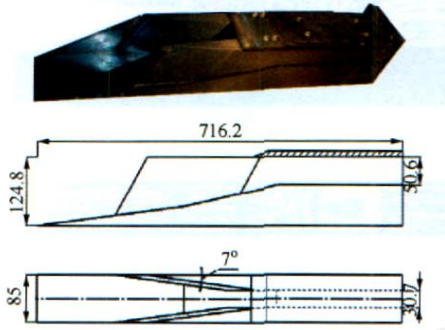


图 1 三面压缩进气道模型照片
Fig.1 Sketch of the 3D compression inlet

1.2 实验装置及油滴显示技术

风洞实验是在中国科学院力学研究所 JF8A 激波风洞中进行的。实验有效时间为 25ms,来流条件为 $Ma = 5.45$,总温 660K,总压 5.8MPa。

由于实验有效时间的限制,采用油滴显示技术开展对边界层流动特性的研究。实验使用粘性较大的硅油和 TiO_2 粉末的混合物,用注射器均匀地滴在发黑处理过的进气道模型的内表面。这些油滴在实验过程中在壁面剪切力的作用下显示内流场的极限流线。

1.3 数值模拟方法

采用 Fluent6 模拟进气道内流场,采用 $k-\epsilon$ SST 湍流模型,网格数量为 60 万。对流项离散采用二阶迎风格式。壁面附近的 y^+ 为 30。来流条件与实验一致,壁面条件为绝热固壁。计算区域向溢流窗和侧向做了延展,并设置为远场边界条件。在进气道对称面上采用了对称边界条件。

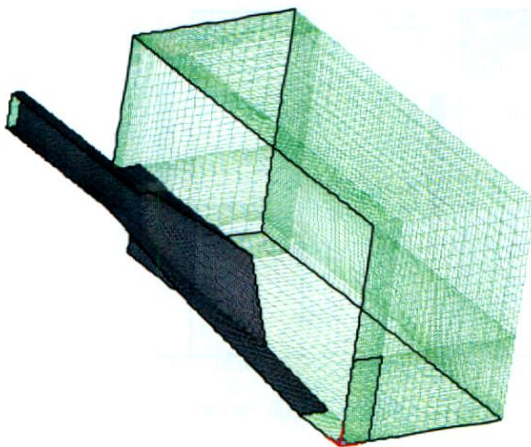


图 2 计算网格和区域
Fig.2 Computational grid and region

2 结果及分析

由于油滴显示未能充分体现空间流动的特性,本文辅之以数值模拟结果进行分析。图 3 显示,数值极限流线和油滴显示结果基本一致,数值模拟具有一定的可信度。

图 3 为进气道内油滴显示流谱和数值极限流线。图 3(a) 显示,侧板激波诱发了顶板第一级压缩面边界层的分离,产生了分离线 $S1$ 和再附线 $R1$ 。在其下游接近进气道对称面的区域呈出现二次分离和再附现象,实验照片上可见二次分离线 $S2$ 。由斜激波关系式,此分离区处侧板跨斜激波压比为 2.1,大于 KORKEGI 给出的三维激波边界层干扰的分离临界压比 1.5^[7],在此激波强度下该分离流是不可避免的,这是具有侧板压缩高超进气道的一个重要特征。同时,由图 3(c) 可见,顶板激波穿过侧板激波后与侧板边界层相互作用,形成了类似的分离现象,可见分离线 $S4$ 。两侧板激波进一步向下游发展,作用于唇口上游的侧板边界层上,形成了分离线 $S5$ 的上半部分。 $S5$ 是弯曲的,这是因为顶板第二压缩面激波与侧板相交形成分离线 $S5$ 的下半部分。

侧板油滴方向揭示了溢流现象,如图 3(c) 所示的 $S5$ 下游,极限流线角度陡增。这说明主要的溢流发生在两侧板激波相交形成的透射激波之后的区域。溢流发生在唇口上游,溢流角度的陡增,导致唇口斜激波强度增大。唇口激波诱发隔离段侧壁边界层分离,形成分离线 $S6$ 和再附线 $R6$,唇口激波同时还与顶板边界层相互作用,在顶板肩点后形成回流区 $B1$,在分离区 $B1$ 内,油滴的指向不能精确地与近壁面气流一致,仅能定性地显示这个分离区的性质。这一分离现象是顶压进气道的典型现象。

在 $B1$ 下游出现了一个比较特殊的现象,油滴方向显示气流向对称面聚集,出现分离线 $S3$ 和再附线 $R3$,极限流线具有很大的横向分量,这说明此处的气流具有很大的轴向涡量 ω_x 。数值模拟结果更直观地反映了这一现象,图 4 中的黑色流线显示了这一流向涡结构,它发端于唇口激波诱发的侧板边界层分离流 ($S6$ 、 $R6$)。因为涡量和熵的扰动是沿着流线传播的,因而分离流继承了边界层的低总压(高熵)和高涡量,在隔离段内形成了一个低总压区和高涡量的流向涡。

隔离段内的流向涡不仅包含上述来自唇口激波引起的侧壁边界层分离流,同时还包含来自于侧板斜激波引起的顶板边界层分离流。如图 4 所示,黑色流

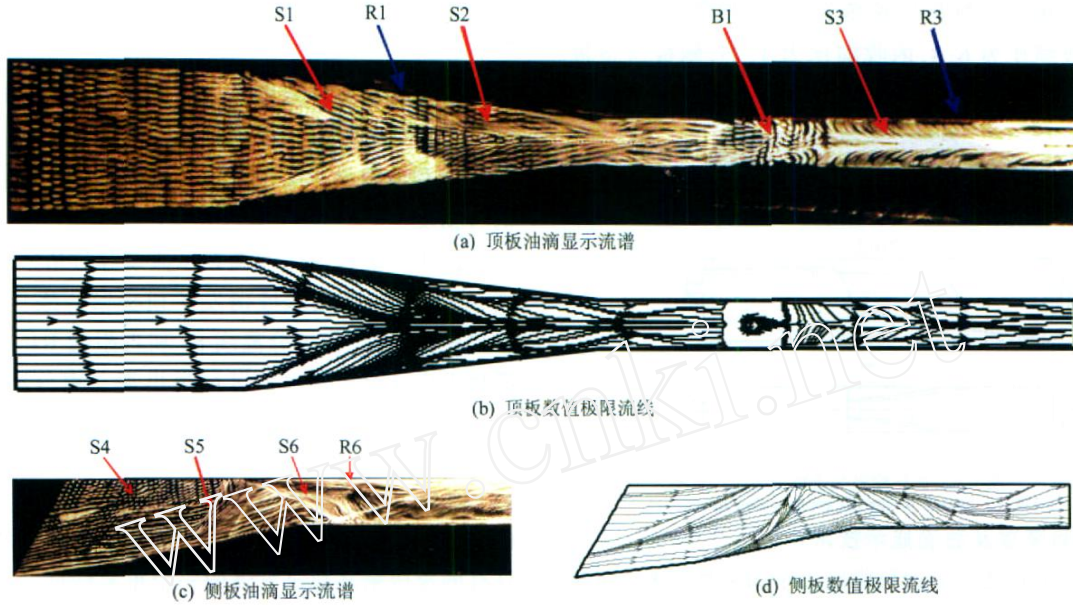


图3 顶板和侧板油滴显示流谱和数值极限流线

Fig. 3 Oil flow visualization and numerical limit streamlines on the ramp and side wall

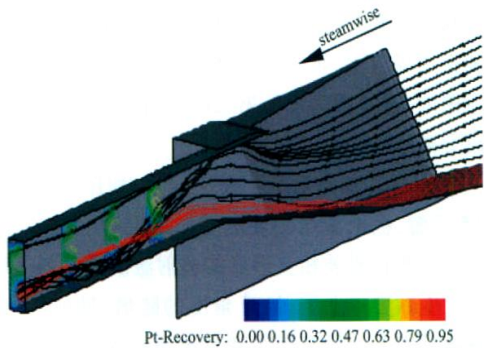


图4 顶板和侧板边界层分离流和隔离段内的总压恢复图

Fig. 4 Boundary layer separation on the ramp and the side wall with the contour of the total pressure

线代表发端于唇口激波引起分离流,红色流线代表侧

板激波引起的顶板分离流。这两个流向涡在隔离段内融合。

由上述分析,分离流形成的流向涡在隔离段出口形成一个低马赫数、低总压的区域,见图5。图5(c)显示,隔离段内部的流动可以明显地被分为两个区域:A区—靠近唇口一侧的高压比、高马赫数、高总压、轴向涡量 ω_x 很低的核流区;B区—靠近顶板一侧存在一个压比、马赫数较低,总压很低,轴向涡量 ω_x 很高的流向涡区(图5(d)中,涡量被无量纲化为 $\omega_x = \omega_x L / v$,其中 L 为进气道全长, v 为来流速度)。A、B两区域有明显分界面。这种分层现象是值得注意的。如果进气道是依据简单激波理论设计的,这种结构是进气道真实性能偏离设计状态的重要原

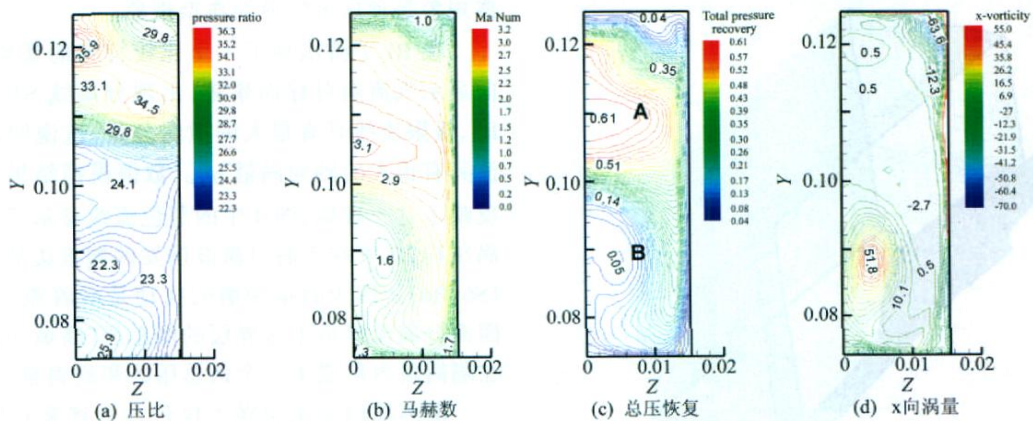


图5 隔离段出口气流参数分布云图

Fig. 5 Contours of the aerodynamic parameters at the isolator exit

因。B 区气体熵增很大,导致进气道性能严重受损,这是一个需要引起重视的问题。在超燃冲压发动机燃烧室设计、燃料喷射、释热分布设计时应充分考虑进气道出口流场的分层特性,并采取相应的措施。

3 结 论

采用风洞油流实验结合数值模拟的方法研究了高超声速三面压缩式进气道的内流场。可以得出以下结论:

(1) 三面压缩进气道兼具侧压式进气道和顶压式进气道的流动特点。流场内存在多处激波引起的边界层分离。边界层分离后形成低总压、高涡量的分离流;

(2) 唇口激波引起的隔离段侧壁分离流和侧板激波引起的顶板分离流均形成流向涡,两个流向涡在隔离段内融合。流向涡继承了边界层的低总压和高涡量,在靠近顶板一侧形成了具有较大轴向涡量 x 的低总压区。隔离段出口的流动呈现为两个具有明显界限的区域:高总压的核心流区和低总压有旋的流向涡;

(3) 侧板激波引起了侧板边界层的分离,顶板第二压缩面的斜激波也诱发侧板边界层分离,这两种分离现象分别出现在同一根侧板分离线的两端(图 3(c),S5)。此外,两侧板激波相交后导致区域溢流量陡增。

高超声速三面压缩进气道中存在的边界层分离、流向涡和出口气流分层现象需要引起设计者的注意。如何针对这些特点兴利避害,改善流场细节和提高进气道的整体性能,这些都需要进一步的研究。

致 谢:作者感谢曾经在一起工作的向安宇同学,实验的完成受惠于他的辛劳和贡献。在油滴实验中,吴松同学给予了很大帮助,作者表示谢意。

参 考 文 献:

- [1] TREXLER, CARL A. Inlet performance of the integrated langley scramjet module (mach 2.3 to 7.6) [R]. AIAA 75-1212.
- [2] TREXLER, CARL A. Performance of an integrated scramjet concept[J]. Journal of Aircraft, 11(9):1974.
- [3] 金志光,张堃元.高超侧压式进气道高焓脉冲风洞实验[J].推进技术,26(4),319-323,2005.
- [4] 向安宇.超燃冲压发动机侧压式进气道流场特性研究[D].硕士学位论文,中国科学院力学研究所,2006.
- [5] HOLLAND S D, PERKINS N. Internal shock interactions in propulsion/airframe integrated three-dimensional sidewall compression scramjet inlets[A]. AIAA 92-3099.
- [6] KAMDA, TAKESHI. Mach 8 testing of a scramjet engine with ramp compression[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(2):417-423.
- [7] KORKEGI R H. Comparison of shock-induced two and three-dimensional incipient turbulent separation[J]. AIAA Journal, 13(4):534-55,1975.

(上接第 63 页)

参考文献:

- [1] KEENAN J A, CANDLER G V. Simulation of ablation in earth atmospheric entry [R]. AIAA 1993-2789.
- [2] PARK C. Chemical kinetic parameters of hyperbolic earth entry [J]. Journal of Thermodynamic Heat Transfer, 2001, 15(1):76-90.
- [3] OUCHI K, HONDA H. Pyrolysis of coal - Thermal cracking of phenol formaldehyde taken as coal models [A]. 8th Annual Meeting of the Chemical Society of Japan[C]. 429-443, 1957.
- [4] BISHOP W M, MINKOWYCZ W J. Decomposition rate of a phenolic resin [J]. AIAA Journal, 1973, 11(4):438-443.
- [5] WANG F, MA C C, WU W J. Kinetic parameters of thermal degradation of polyethylene glycol-toughened novolac-type phenolic resin [J]. Journal of Applied Polymer Science, 2001, 80:188-196.
- [6] 徐复铭,周伟良. Resol 型酚醛树脂热解特征的 TG-MS 研究[J]. 宇航材料工艺, 2003, (1):18-23.
- [7] TRICK K A, SALIBA T E, SANDHU S S. A kinetic model of the pyrolysis of phenolic resin in a carbon/phenolic composite [J]. Carbon, 1997, 35(3):393-401.
- [8] JACKSON W M, CONLEY R T. High temperature oxidative degradation of phenol - formaldehyde polycondensates [J]. Journal of Applied Polymer Science, 1964, 8(5):2163-2193.
- [9] 赵邦蓉,张晓洁,赵贵平. 酚醛树脂的热裂解气相色谱质谱研究[J]. 北京化工大学学报, 1997, 24(2):90-93.
- [10] 林景雪,魏莉萍,马月琴等. 酚醛树脂热降解动力学研究[J]. 工程塑料应用, 1999, 27(8):30-32.
- [11] 曹京宜,付大海,张峰等. 裂解气相色谱/质谱法研究酚醛树脂结构[J]. 现代科学仪器, 2000, (4):54-56.
- [12] SOBERA M, HETPER J. Pyrolysis gas chromatography-mass spectrometry of cured phenolic resins [J]. Journal of Chromatography A, 2003, 993:131-135.
- [13] 马伟,王苏,范秉诚等. 酚醛树脂激波管实验的高温热解研究[J]. 航空材料学报, 2008, (4)待发表.
- [14] 王湛. 膜分离技术基础[M]. 北京:化学工业出版社, 2006.