

# 超燃冲压发动机尾喷管非均匀进口的冷流试验与数值模拟

全志斌<sup>1</sup>, 徐惊雷<sup>1,\*</sup>, 李斌<sup>2</sup>, 李欣<sup>2</sup>, 莫建伟<sup>1</sup>

1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016
2. 中国航天科工集团三十一研究所, 北京 100074

**摘要:** 超燃冲压发动机尾喷管与燃烧室直接相连, 由于没有几何喉道和收缩段的整流作用, 实际尾喷管的进口气流是非均匀的。为了研究非均匀进口对超燃冲压发动机尾喷管性能的影响, 以非均匀马赫数分布为目标, 设计了非均匀出口风洞, 并进行了风洞出口流场校核试验, 试验校核得到的马赫数与目标值的最大偏差只有 1.95%。在此基础上, 进行了非均匀进口对超燃冲压发动机尾喷管气动性能影响的数值模拟研究, 并进行了相应的风洞试验, 试验与数值模拟结果吻合良好, 验证了数值模拟结果的准确性。研究表明, 非均匀进口会造成尾喷管推力下降 2.92%~5.02%、负升力增加可达 17.2%、俯仰力矩减小 4.2%~6.7%。

**关键词:** 超燃冲压发动机; 单边膨胀喷管; 气动性能; 数值模拟; 风洞试验

**中图分类号:** V231.3      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1000-6893(2013)10-2308-08

作为吸气式高超声速飞行器推进系统的核心技术, 超燃冲压发动机技术逐渐成为各国研究的热点<sup>[1-4]</sup>。超燃冲压发动机由进气道、隔离段、燃烧室以及尾喷管组成<sup>[5]</sup>。作为超燃冲压发动机的重要部件, 尾喷管一直是高超声速研究的重要领域<sup>[6-12]</sup>。超燃冲压发动机尾喷管与燃烧室直接相连, 由于没有收缩段和几何喉道对燃烧室出口的非均匀气流进行整流, 使得尾喷管进口气流具有较大的非均匀性。目前超燃冲压发动机尾喷管的设计及性能计算基本是以均匀进口参数为前提。实际工况下, 尾喷管进口气流的非均匀性对基于均匀参数设计的尾喷管的流场结构、气动性能等势必会产生影响。

国外就进口气流非均匀对超燃冲压发动机尾喷管气动性能影响研究的公开发表文献比较少。

其中, 美国国家航空航天局(NASA) Langley 研究中心的 Gaffney<sup>[13]</sup> 提出了采用有旋特征线方法设计考虑进口气流非均匀性的超声速喷管。美国空军上尉 Snelling<sup>[14]</sup> 对高超声速飞行器尾喷管进口非均匀进行了数值模拟, 指出进口非均匀使得飞行器的推力有所增加, 整体力矩减小。美国海军的 Schindel<sup>[15]</sup> 采用马赫数不同的两股射流模拟喷管的非均匀进口, 与均匀进口气流分别等熵膨胀到相同环境压力, 比较二者的出口动量, 得出进口气流速度分布非均匀造成喷管推力性能的下降一般不会超过 1% 的结论。

由于超声速气流的参数测量非常困难, 无论是 Snelling 还是 Schindel 对尾喷管进口的研究都是基于假定的进口气流非均匀分布, 且两人得到的结论存在矛盾的部分, 说明进口气流非均匀对

收稿日期: 2012-12-19; 退修日期: 2013-01-09; 录用日期: 2013-02-26; 网络出版时间: 2013-03-05 14:09  
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20130305.1409.003.html  
\* 通讯作者. Tel.: 025-84892204 E-mail: xujl@nuaa.edu.cn

引用格式: Quan Z B, Xu J L, Li B, et al. Cold flow experiment and numerical simulation on nonuniform entrance flow of scramjet nozzle. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(10): 2308-2315. 全志斌, 徐惊雷, 李斌, 等. 超燃冲压发动机尾喷管非均匀进口的冷流试验与数值模拟. *航空学报*, 2013, 34(10): 2308-2315.

尾喷管气动性能影响的研究尚不充分。

国内王晓栋和乐嘉陵<sup>[16]</sup>采用数值模拟的方法研究了入口温度剖面对超燃冲压发动机尾喷管流场结构的影响,但未研究非均匀进口对喷管气动性能的影响。本文以尾喷管进口气流马赫数沿高度方向的非均匀分布为设计目标,模拟尾喷管进口的非均匀气流,以空气为工质,采用数值模拟和试验相结合的方法研究了冷流条件下非均匀进口气流对尾喷管气动性能的影响,并对马赫数分布相似、进口气流非均匀程度不同对尾喷管气动性能的影响进行了初步研究。

与已公开发表的研究工作相比,本文首先对尾喷管非均匀进口进行了冷流试验研究,获得了相关试验数据,较好地验证了数值模拟结果的准确性和可靠性;其次,采用的尾喷管进口流场是针对超燃冲压发动机一体化内流道,通过详细的三维数值模拟,提取喷管进口截面上的参数,具有较高的合理性,因此本文的研究具有明确的针对性和工程实用性。

## 1 物理模型及数值模拟方法

### 1.1 喷管模型

喷管型面采用最短长度理论设计,并且进行了截短,截短之后喷管完全膨胀的落压比(Nozzle Pressure Ratio, NPR)为 30 左右,并进行展向拉伸,获得的喷管如图 1 所示。图中: $H$  为喷管进口高度,喷管进出口宽度为  $1.825H$ 。

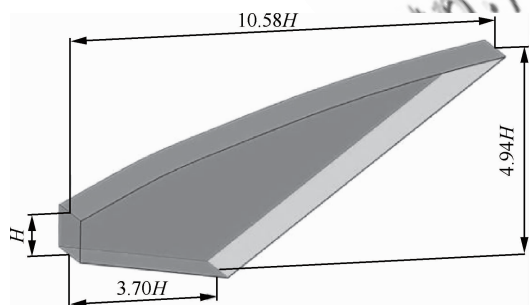


图 1 三维喷管模型

Fig. 1 3D nozzle sketch

### 1.2 数值模拟方法

采用 Fluent 软件对喷管进行数值模拟,选用 RNG  $k-\epsilon$  湍流模型,标准壁面函数法,二阶迎风格

式,耦合隐式求解,速度及温度的壁面条件分别取壁面无滑移、绝热条件。壁面附近进行网格加密,保证第 1 层网格的  $y^+$  为 30 左右,与对数律适用的  $y^+$  下限要求一致,且边界层内有足够数目的网格单元。喷管进出口及延伸面上的边界条件分别取为压力进口、压力出口和压力远场。为减小计算量,由喷管对称面取一半模型作为计算域,总网格量为 180 万左右,如图 2 所示。

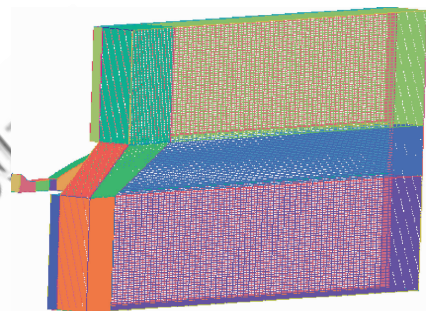


图 2 计算域及网格划分

Fig. 2 Computational domain and mesh distribution

## 2 试验验证

### 2.1 试验模型及测量方法

试验采用高低压气源联合方式工作,试验模型结构如图 3 所示,包括圆转矩过渡段、风洞喷管(为避免与尾喷管产生歧义,文中后续风洞喷管均简称风洞)、附面层排移槽、上下膨胀面和左右侧板等。在上下膨胀面的中心线上布置直径为 0.8 mm 的静压测点。

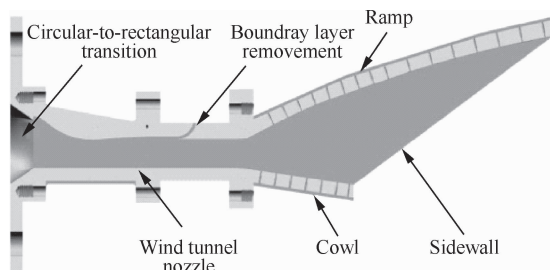


图 3 喷管试验模型结构图

Fig. 3 Nozzle experiment model sketch

试验中尾喷管壁面压力的测量采用 PSI 公司的 9816 电子压力扫描阀,其测量精度为满量程的 0.05%。风洞出口的流场校核试验,采用总压靶

测量自由来流总压  $p_t$  和气流的皮托压  $p_{\text{pitot}}$ , 测量方法和测量精度与测量尾喷管壁面压力时相同, 并按式(1)计算相应点的气流马赫数。

$$\frac{p_{\text{pitot}}}{p_t} = \frac{\left( \frac{\gamma+1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\left( \frac{2\gamma}{\gamma+1} Ma^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}}} \quad (1)$$

式中:  $\gamma$  为气体的比热比(本文取为 1.4);  $Ma$  为待求解的马赫数。

## 2.2 试验内容

试验主要包括两部分内容: ①风洞出口流场校核试验, 用来校核风洞出口截面马赫数沿高度方向的分布, 包括 1 套出口流场均匀的风洞和 3 套模拟不同非均匀程度出口流场的非均匀风洞; ②每个风洞分别与尾喷管试验模型连接进行冷流吹风试验, 测量尾喷管上下膨胀面沿程压力分布。

## 2.3 试验与数值模拟对比

采用配波原理实现非均匀流的模拟, 根据非均匀流马赫数分布的规律, 选择压缩波或者膨胀波, 每一非均匀马赫数分布均需合理组织波系, 包括压缩波或膨胀波的位置、强度等, 并进行反复迭代, 方可最终获得流场品质较为理想的非均匀流。

各风洞设计出口马赫数分布如图 4 所示, 图中 Nonuniform 100% 表示出口非均匀程度为 100% 的马赫数分布, 为总体单位针对超燃冲压发动机一体化内流道, 通过详细的三维数值模拟, 提取喷管进口截面上的参数; Nonuniform 125% 表示非均匀程度为 125% 的马赫数分布, 按式(2)计算得到:

$$Ma_{125\%} = (Ma_{100\%} - Ma_{\text{avr}}) \times 125\% + Ma_{\text{avr}} \quad (2)$$

式中:  $Ma_{100\%}$ 、 $Ma_{125\%}$  分别为非均匀程度为 100%、125% 的马赫数分布;  $Ma_{\text{avr}}$  为质量加权平均马赫数。Nonuniform 150% 的含义及获得方式与 Nonuniform 125% 的类似。Uniform 表示出口马赫数均匀分布, 并保证均匀出口和非均匀出口的质量加权平均马赫数几乎相等, 图中马赫数以平均马赫数进行无量纲化, 由于附面层的存在, 均匀出口的主流马赫数略大于平均马赫数。图 5 为试验测得的马赫数分布与数值模拟结果对比,

由图可知, 试验与数值模拟的马赫数分布相当一致, 试验校核的马赫数与设计马赫数的最大相对偏差仅为 1.95%, 能够满足后续试验的要求。

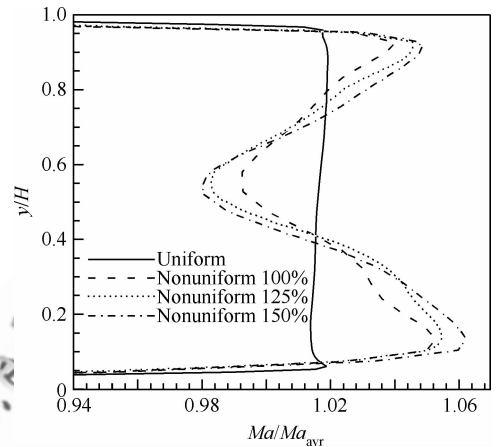
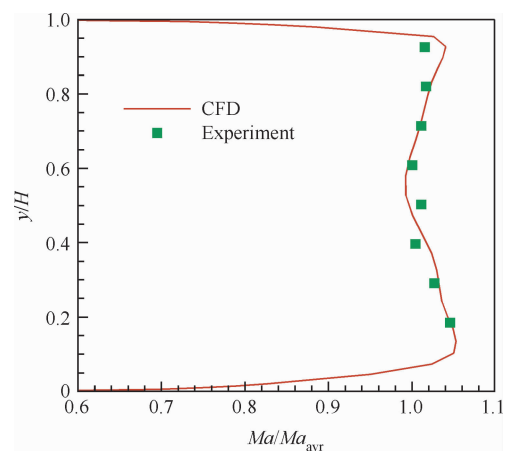
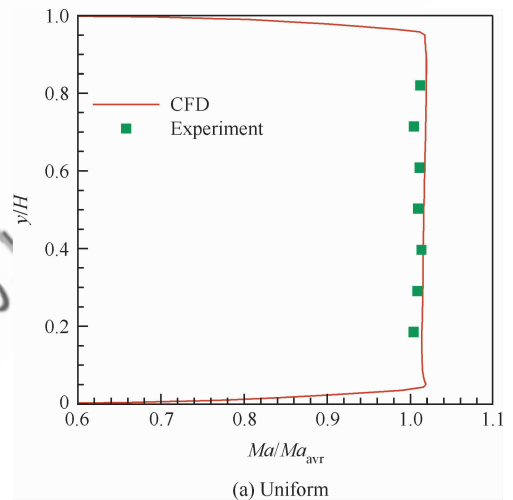


图 4 风洞出口马赫数分布

Fig. 4 Mach number distribution of wind tunnel nozzles



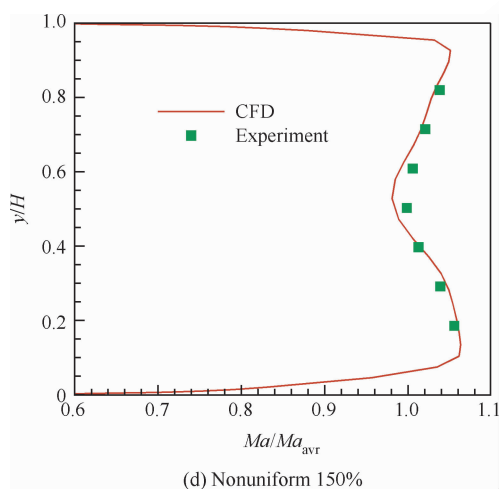
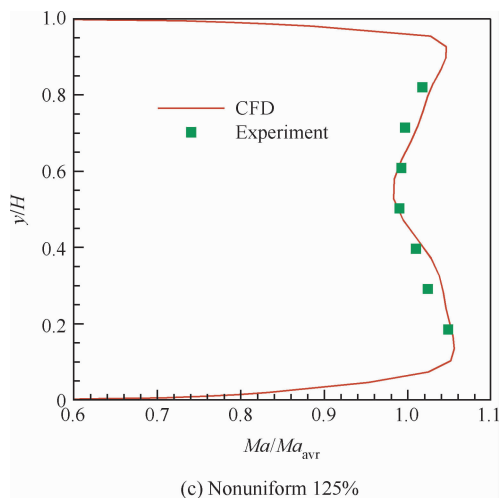


图5 风洞出口马赫数试验校核与数值模拟对比

Fig. 5 Wind tunnel nozzle Mach number comparisons of experiment and numerical simulation

在试验校核风洞出口流场准确度较高的基础上,分别与尾喷管试验模型直连进行冷流试验,测得尾喷管膨胀面不同落压比的沿程压力分布,并与数值模拟结果进行对比,如图6~图9所示。图中:壁面压力  $p_w$  用背压  $p_b$  无量纲化。虽然整体而言试验与数值模拟的尾喷管壁面压力分布吻合良好,但是在尾喷管进口附近 ( $x/H < 2$ ) 二者存在一定的差别。因为尾喷管进口气流马赫数离跨声速很近,气流对外界扰动很敏感,试验时影响气流流动参数和测量误差的主要因素包括:①风洞与尾喷管之间存在装配精度的误差;②尽管风洞出口流场的校核结果较为理想,但是其出口流场与目标出口流场之间难免存在一些

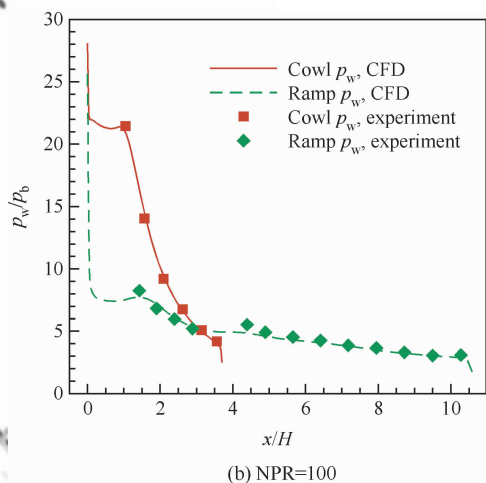
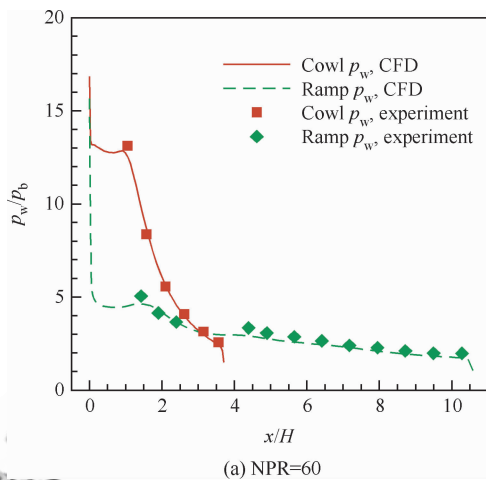
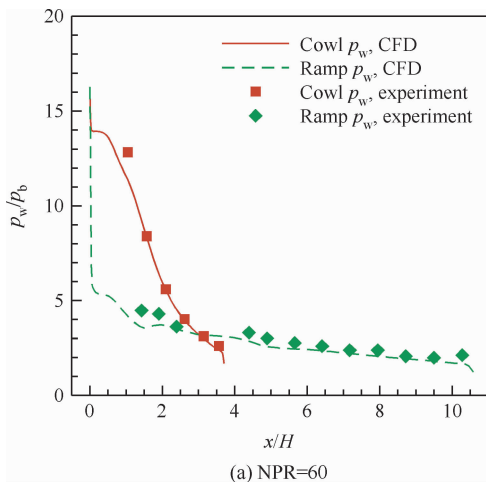


图6 均匀进口喷管沿程压力分布

Fig. 6 Nozzle pressure distributions of uniform entrance flow



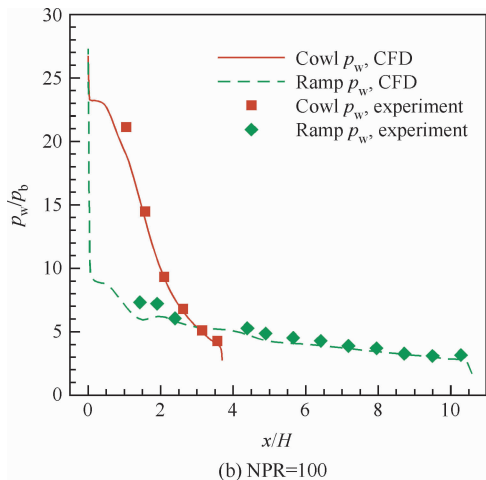


图7 非均匀程度 100%进口喷管沿程压力分布

Fig. 7 Nozzle pressure distributions of nonuniform 100% entrance flow

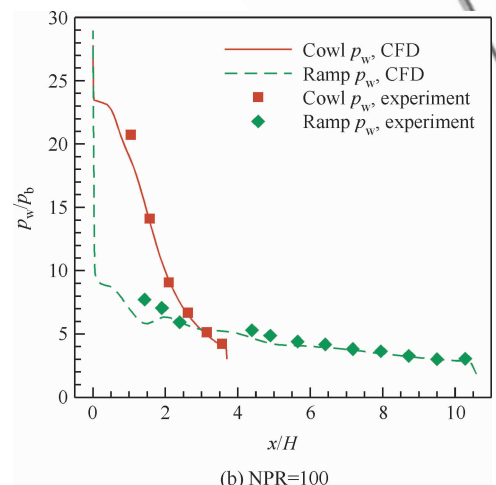
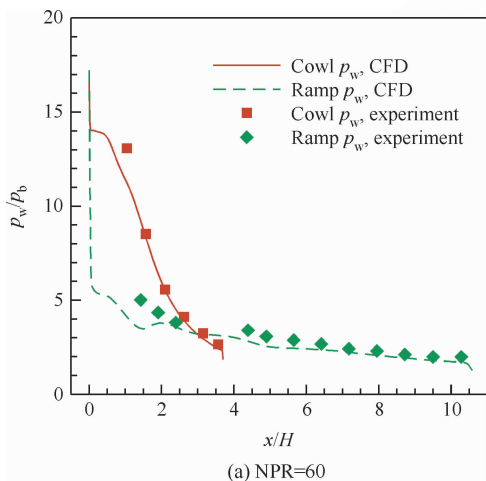


图8 非均匀程度 125%进口喷管沿程压力分布

Fig. 8 Nozzle pressure distributions of nonuniform 125% entrance flow

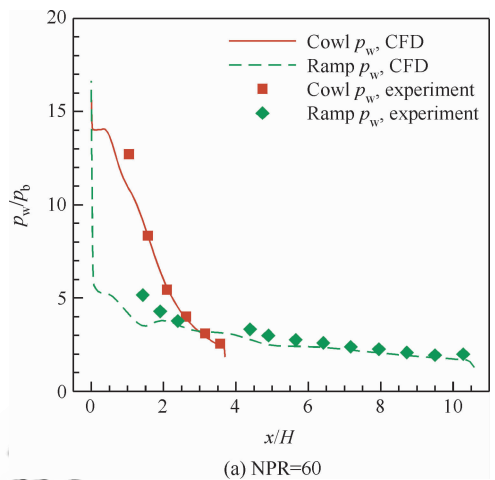
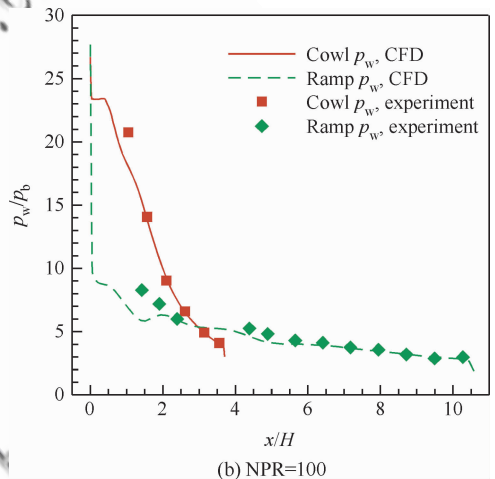


图9 非均匀程度 150%进口喷管沿程压力分布

Fig. 9 Nozzle pressure distributions of nonuniform 150% entrance flow



差别,这势必会对尾喷管进口附近的壁面压力产生一定影响;③尾喷管进口附近的壁面斜率变化较大,气流压力梯度较大,测压孔与壁面的垂直度误差相对较大,因此试验测量的误差也相对较大。

### 3 数值模拟结果分析

受总体几何尺寸限制,目前超燃冲压发动机尾喷管实际工作时一般处于欠膨胀状态,且考虑到严重过膨胀时,喷管内会出现流动分离、激波附面层相互作用等复杂流动现象,数值模拟的准确性难以保证,因此,本文将主要针对欠膨胀状态下的喷管流动进行研究。

图10为喷管进口附近(0~2H)的对称面马

赫数云图,由图 10(a)可以看到:均匀进口条件下,气流流经喷管壁面产生的膨胀波束在相交之前几乎为直线。而由图 10(b)可知:①非均匀进口条件下,膨胀波束为曲线,由于本文采用的非均匀进口气流的马赫数由中间向喷管壁面两侧逐渐增加,所以膨胀波束由喷管壁面向中间内凹,而上下两束膨胀波的相交势必会与均匀进口时存在较大差别,并进一步影响喷管的内流场;②与均匀进口相比,中间区域的气流同样经过喷管壁面两侧产生的膨胀波,但非均匀进口条件下中间区域的气流马赫数仍相对较小,向喷管壁面两侧膨胀的趋势也更明显。

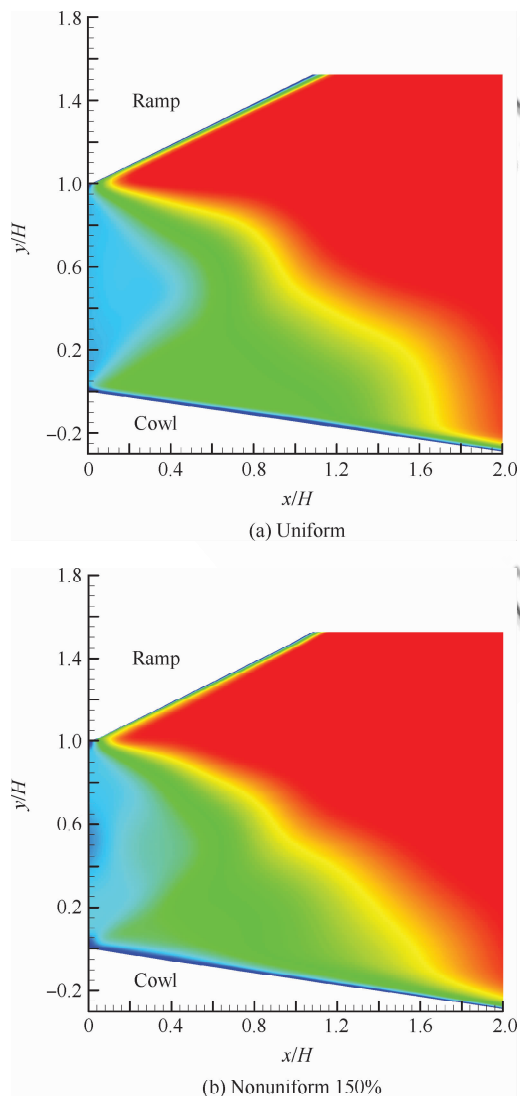


图 10 喷管进口附近马赫数云图(NPR=100)

Fig. 10 Mach number contour of nozzle inlet part (NPR=100)

图 11 为均匀进口和非均匀程度 150% 进口尾喷管在 NPR=60 时的壁面压力分布对比,由图可以看出均匀进口和非均匀程度 150% 进口的喷管壁面压力分布在前部存在一定的差别,均匀进口条件膨胀面在初始膨胀段压力下降相对更缓,而后随着气流的继续膨胀压力分布趋于一致。压力分布的不同势必会对喷管的气动性能造成影响,后面将基于数值模拟的结果,给出非均匀进口对尾喷管气动性能影响的定量变化。

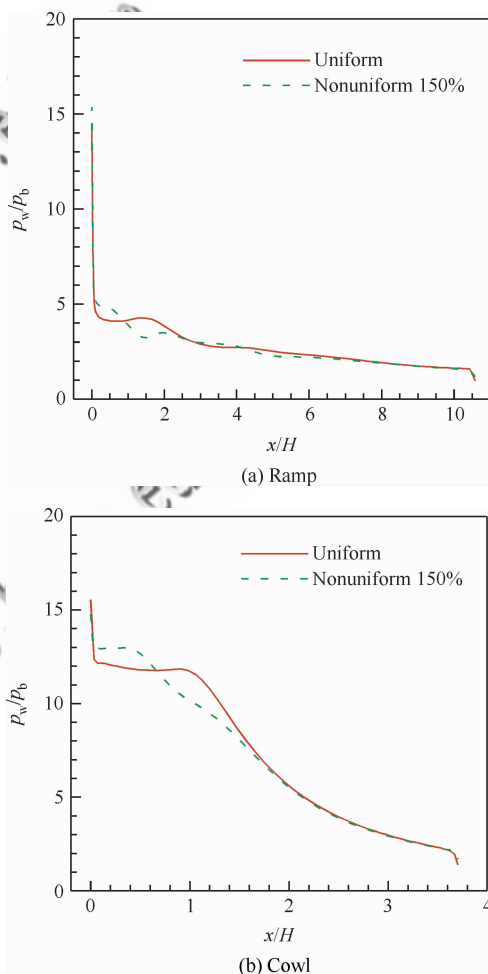


图 11 均匀进口和非均匀程度 150% 进口喷管壁面压力分布对比(NPR=60)

Fig. 11 Pressure distribution comparison of uniform and nonuniform 150% entrance flow (NPR=60)

由于进口气流的非均匀性,不便于计算推力系数,因此,直接比较均匀、非均匀进口条件下喷管净推力的变化。以均匀进口条件下喷管的推力、升力和俯仰力矩为基准,表 1~表 3 分别给出

了不同非均匀程度进口条件下喷管推力、升力和俯仰力矩的变化,俯仰力矩的参考中心为喷管进口下边缘的中点。由表 1 可知:①非均匀进口条件下推力减小了 2.92%~5.02%,在相同落压比下,随进口非均匀程度的增加,喷管推力不断下降;②随欠膨胀程度的增加,非均匀进口的影响逐渐减弱。在计算所采用的冷流条件下,喷管产生负升力。由表 2 的升力性能比较发现:①非均匀进口对喷管升力影响较大,最多已达 17.2%;②随欠膨胀程度的增加,非均匀进口对喷管升力的影响逐渐增大;③升力随进口非均匀程度的增加却逐渐减小。表 3 中的数据表明:非均匀进口对喷管俯仰力矩的影响程度在 4.2%~6.7%左右,且进口非均匀对喷管俯仰力矩的影响随欠膨胀程度的增加逐渐减弱。

表 1 推力性能变化

Table 1 Thrust performance variation

Category	Performance variation/%		
	NPR=60	NPR=75	NPR=100
Uniform	100	100	100
Nonuniform 100%	96.63	96.87	97.08
Nonuniform 125%	95.71	96.02	96.31
Nonuniform 150%	94.98	95.34	95.61

表 2 升力性能变化

Table 2 Lift performance variation

Category	Performance variation/%		
	NPR=60	NPR=75	NPR=100
Uniform	100	100	100
Nonuniform 100%	106.9	109.9	117.2
Nonuniform 125%	104.4	106.4	111.0
Nonuniform 150%	103.1	104.5	108.2

表 3 俯仰力矩性能变化

Table 3 Pitch moment performance variation

Category	Performance variation/%		
	NPR=60	NPR=75	NPR=100
Uniform	100	100	100
Nonuniform 100%	93.40	94.45	95.24
Nonuniform 125%	94.23	95.13	95.79
Nonuniform 150%	93.27	94.32	95.00

## 4 结论

1) 非均匀进口对喷管壁面的前部压力分布造成影响,随着气流的不断膨胀,非均匀进口对喷管壁面压力分布的影响逐渐消失。

2) 相对于均匀进口,非均匀进口会造成喷管推力下降,且随着非均匀程度增加,推力不断减小。随落压比的不同,喷管的推力下降了 2.92%~5.02%。

3) 非均匀进口使喷管负升力增加,随非均匀程度的增加喷管负升力增加的幅度反而有一定的减小,非均匀进口对升力的影响程度较大,最大可造成喷管的负升力增加 17.2%。

4) 非均匀进口造成尾喷管俯仰力矩下降 4.2%~6.7%左右。

## 参考文献

- [1] Mercier R A, Ronald T M F. Hypersonic technology (HyTech) program overview. AIAA-1998-1566, 1998.
- [2] Bertin J J, Cummings R M. Fifty years of hypersonic: where we've been, where we're going. Progress in Aerospace Sciences, 2003, 39(6): 511-536.
- [3] Falempin F. French contribution to hypersonic airbreathing propulsion technology development. Journal of Propulsion and Technology, 2010, 31(6): 650-659.
- [4] Le J L. Progress in air-breathing hypersonic technology. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6): 641-649. (in Chinese)  
乐嘉陵. 吸气式高超声速研究进展. 推进技术, 2010, 31(6): 641-649.
- [5] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion. 4th ed. Washington D. C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1994: 23-26.
- [6] Spaid F W, Keener E R. Experimental results for a hypersonic nozzle/afterbody flow field. AIAA-1992-3915, 1992.
- [7] Ruffin S M, Venkatapathy E, Lee S, et al. Single expansion ramp nozzle simulation. AIAA-1992-387, 1992.
- [8] Perrier P, Rapuc M, Rostand P. Nozzle and afterbody design for hypersonic airbreathing vehicles. AIAA-1996-4548, 1996.
- [9] Watanabe S. A scramjet nozzle experiment with hypersonic external flow. AIAA-1992-3289, 1992.
- [10] Asbury S C, Gunther C L. A passive cavity concept for improving the off-design performance of fixed-geometry exhaust nozzles. AIAA-1996-2541, 1996.
- [11] Gronland T A, Cambier J L. Sensitivity to physical modeling for nozzle/afterbody flow fields. AIAA-1996-

4547, 1996.

- [12] Gronland T A, Cambier J L, Wallin S. Nozzle/afterbody performance for hypersonic airbreathing vehicles. AIAA-1997-3166, 1997.
- [13] Gaffney R L, Jr. Design of a Mach-15 total-enthalpy nozzle with non-uniform inflow using rotational MOC. AIAA-2005-691, 2005.
- [14] Snelling S L. Effect of nonuniform entrance flow profile on hypersonic nozzle pitching moment. AD-A244050, 1991.
- [15] Schindel L. Effect of nonuniform nozzle flow on scramjet performance. Journal of Propulsion and Power, 1998, 15(2): 363-364.
- [16] Wang X D, Le J L. Effect of temperature profile at en-

trance on flow-fields of nozzle. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 283-286. (in Chinese)

王晓栋, 乐嘉陵. 入口温度剖面对喷管流场结构的影响. 推进技术, 2002, 23(4): 283-286.

#### 作者简介:

全志斌 男, 硕士研究生. 主要研究方向: 内流气体动力学。

E-mail: quanzb1919@yeah.net

徐惊雷 男, 博士, 教授, 博士生导师. 主要研究方向: 高超声速排气系统设计、复杂流场测量等。

Tel: 025-84892204

E-mail: xujl@nuaa.edu.cn

## Cold Flow Experiment and Numerical Simulation on Nonuniform Entrance Flow of Scramjet Nozzle

QUAN Zhibin<sup>1</sup>, XU Jinglei<sup>1</sup>\*, LI Bin<sup>2</sup>, LI Xin<sup>2</sup>, MO Jianwei<sup>1</sup>

1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

2. Institute No. 31, China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100074, China

**Abstract:** A scramjet nozzle is directly connected to the combustor and there is no contraction section or throat, which makes the nozzle entrance flow nonuniform. In order to learn the influence of the nonuniform entrance flow on the nozzle performance, wind tunnel nozzles are designed on nonuniform Mach number distribution of the exit flow, and verification tests indicate that the exit flow of the wind tunnel nozzles rather perfect for later experiments and the maximum deviation of Mach number from the target value is only 1.95%. Then, experiments on scramjet nozzle nonuniform entrance flow show that the numerical study is accurate. Detailed numerical research on the nonuniform entrance flow of a scramjet nozzle is done which shows that the nonuniform entrance flow of the scramjet nozzle would reduce the thrust by 2.92%-5.02%, increase negative lift up to 17.2%, and decrease pitch moment by 4.2%-6.7%.

**Key words:** scramjet; single expansion ramp nozzle; aerodynamic performance; numerical simulation; wind tunnel experiment