

超声速连续风洞喷管启动过程分析^{*}

陶 渊, 范晓樯, 刘俊林

(国防科学技术大学, 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 为深入了解超声速连续风洞喷管启动过程中流场结构变化情况, 采用数值计算与风洞试验相结合的方法, 对连续风洞 $Ma=4.35$ 喷管进行了研究。分析表明, 喷管非定常启动过程可分为“初始蓄气”、“激波串推进”、“核心流推出”、“准稳定增压”四个阶段。其中, “初始蓄气”阶段, 气体总压在收缩段不断增加, 马赫数在喉道附近逐渐增大; “激波串推进”阶段, 激波串结构形成并逐渐向下游推进; “核心流推出”阶段, 核心流部分推出边界, 但流场结构变化缓慢; “准稳定增压”阶段耗时占整个启动过程耗时的60%以上, 且流场结构与稳定阶段流场结构趋于一致, 但喷管内各点压力仍不断上升。同时与定常流场对比分析, 进一步说明了各阶段流场特点, 并指出对“核心流推出”和“准稳定增压”阶段采用定常分析方法的必要性。

关键词: 连续风洞; 喷管; 启动过程; 非定常

中图分类号: V235.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2015) 01-0024-06

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2015.01.004

Studies on Starting Process of a Continuous Supersonic Wind Tunnel Nozzle

TAO Yuan, FAN Xiao-qiang, LIU Jun-lin

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology,
Changsha 410073, China)

Abstract: To further explore the structural changes of flow field during the starting process of a continuous supersonic wind tunnel nozzle, a wind tunnel nozzle with the exit Mach number of 4.35 was investigated numerically and experimentally. The analysis shows that it was not difficult to divide the unsteady starting process of wind tunnel nozzle into four stages, which were named initial accumulation, development of shock train, extrusion of flow, pseudo-stabilization in turn. Thereinto, at the first stage, the pressure in the contraction increased, and the Mach number near the throat rose gradually. At the second stage, a shock train structure was formed and developed. At the third stage, the main flow was beyond the outlet boundary partly. The final stage accounted for more than 60% of the nozzle starting time, and the pressure in the nozzle went up continually, while the flow structure was stable. At the same time, compared with the steady results, this paper further emphasized the characters of each stage, and demonstrated that it is necessary to use the steady result to analyse the starting process at the stage of extrusion of flow, pseudo-stabilization.

Key words: Continuous wind tunnel; Nozzle; Starting process; Unsteady

^{*} 收稿日期: 2013-11-25; 修订日期: 2014-03-07。

基金项目: 国家自然科学基金 (11372347)。

作者简介: 陶 渊 (1990—), 男, 硕士生, 研究领域为高超声速空气动力学。E-mail: york_tao@126.com

1 引言

近年来,在超声速风洞中开展超声速/高超声速飞行器和冲压发动机的试验研究越来越广泛。弄清超声速风洞的非定常启动特性,有助于获得准确可靠的实验数据,也是风洞设备在使用前必须弄清和解决的关键问题。此外,由于高超声速风洞启动过程与高超声速进气道启动过程相互耦合,风洞喷管非定常启动特性的研究对了解高超声速进气道启动过程有重要意义。

20世纪60年代,Smith^[1,2]通过数值模拟和风洞试验的方法,对激波风洞的启动特性进行了研究,并指出风洞启动时间并不随初始真空压力的增大而延长。其后,Jacobs^[3~5]等综合喷管出口皮托总压试验数据和数值结果,对激波风洞启动过程进行了描述。基于上述研究,张小庆^[6,7]等对启动过程中直连式脉冲风洞和超声速脉冲风洞的流场建立及激波传递过程进行了详细阐述。此外,陈立红^[8]还针对扩张段构型与风洞启动特性的关系展开了探讨。尽管相关的研究很多,但研究内容呈现以下两大特点。(1)研究重心大多往往集中于激波风洞、激波管等脉冲风洞的启动问题^[9],如Ackroyd^[10],Yang^[11]等,较少关注连续风洞喷管的启动问题。(2)对风洞启动问题多采用定常的分析方法^[12~14],这与风洞喷管的真实启动过程仍存在一定差距。

本文采用CFD方法对超声速连续风洞喷管启动过程进行非定常计算,并结合风洞喷管出口皮托总压的试验数据,对内流场建立过程进行详细描述。同时,将非定常流场与定常流场进行比较,对风洞喷管启动过程准定常分析的可行性进行探讨。

2 物理模型和计算方法

本文选取某连续风洞 $Ma=4.35$ 喷管作为研究对象,计算域如图1所示。喷管模型出口半径 R_1 为70mm,入口半径 R_2 为40mm,长度 L 为656.6mm,出口与喉道面积比为21.8,见图1。为了保证数值模拟的准确性,对喉道及壁面附近的网格进行加密处理,并进行无关性验证,确定 50×500 为计算用网格。

根据有限体积原则对N-S方程进行离散,湍流模

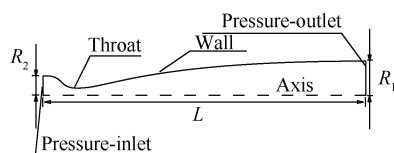


Fig. 1 Model of the wind tunnel nozzle

型选用标准 $k-\epsilon$ 两方程模型,并采用二阶耦合隐式双时间步法进行非定常计算,时间步长为 5×10^{-8} s。

喷管入口为压力入口,为模拟真实启动状况,将燃烧室总温总压变化情况简化为图2所示线性增长过程。图中,经过 (t_2-t_1) 时刻,总压值由5.5kPa线性增长为2.28MPa,总温由300K线性增长为1019K。一般情况下,该类尺寸喷管总温总压的增长时间为100~1000ms量级,本文综合考虑计算量,将 (t_2-t_1) 设定为200ms。喷管出口设定为压力出口边界,出口静压 p_0 设定为5.5kPa,全场初始静压为5.5kPa,初始静温为300K,速度为0m/s。同时,为了保证结果的准确性,本文进行了算例验证,图3给出了某 $Ma=4.5$ 拉瓦尔喷管正常运行时出口马赫数分布情况。图中非定常出口径向马赫数分布与实验结果对比,基本吻合。

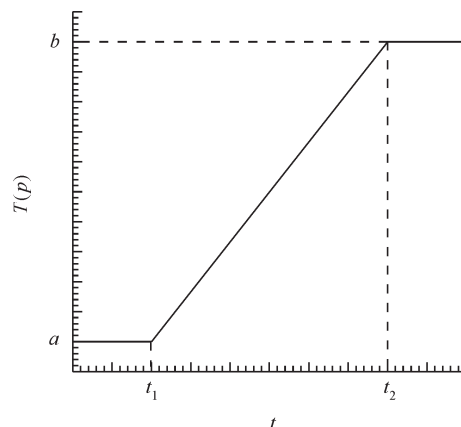


Fig. 2 Calculated total temperature (pressure) at combustion chamber

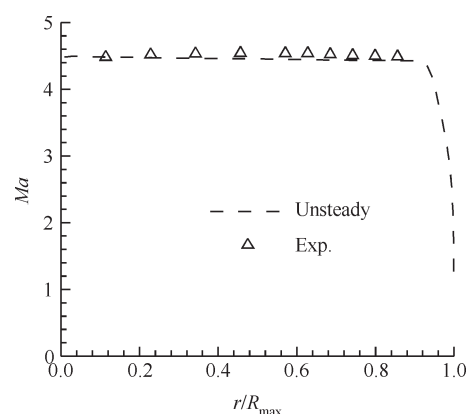


Fig. 3 Mach number comparison between calculation and experiment at the outlet

3 实验方法

为了更好地了解高超声速风洞喷管启动过程,设计以下实验:(1)用传感器测量启动过程中燃烧室

的总温总压变化情况。(2)设计一排总压耙,垂直于水平面安装至风洞喷管出口位置,安装截面示意图见图4。其中,喷管直径 D 为140mm,皮托管间距 d 为8mm,皮托管的最大间距 h 为96mm,燃烧室的采样频率为100Hz,总压耙的采样频率为200Hz。

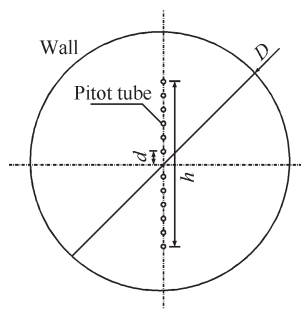


Fig. 4 Assembly section

4 结果分析

本文针对图1所述的计算模型,展开了非定常CFD计算,并结合实验数据及定常流场对风洞喷管启动过程流场进行了分析。

4.1 启动过程流场结构

数值计算结果表明,风洞启动过程可以划分为流场结构存在明显差异的“初始蓄气”、“激波串推进”、“核心流推出”、“准稳定增压”四个阶段。

(1)“初始蓄气”阶段。图5,图6给出了该阶段沿轴线马赫数分布及总压分布状况。启动后,入口边界的压力梯度差推动气体以一定的速度向下游移动。由图5可知,上游压力波传播过程中,峰值马赫数的大小在喉道附近急剧增加,位置随时间缓慢向下游推进。另一方面,由图6可知,风洞喷管内气体总压随燃烧室内总压的增加而增加,且在喷管收缩段形成总压峰值 C ,峰值位置基本保持不变,进而实现了“初始蓄气”增压。

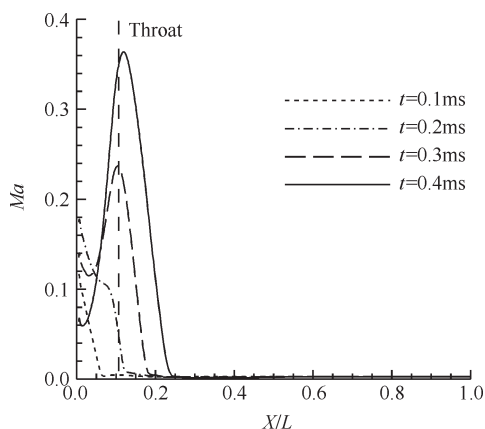


Fig. 5 Mach number distribution along axis at the first stage

(2)“激波串推进”阶段。图7给出了启动过程中流场结构发展过程。由图7(a)可知,气体推进过程中,流场存在激波串结构,其主要由核心流和包含激波串区域和混合区域的伪激波区域组成^[15]。其中激波串区域又可分为分叉激波-膨胀波单元($A-B-C$)和若干个压缩波-膨胀波单元($C-D-E$)^[16-19],见图7(b)。该阶段流场结构呈整体向下游推进模式,且各单元在推进过程中得到了相应的发展,见图7(a)~(c)。图8给出了该阶段不同时刻沿轴线马赫数分布情况。图中,核心流和各单元的峰值马赫数位置逐渐向下游移动,大小不断增加,这充分说明了流场整体推进的特点。

(3)“核心流推出”阶段。图7(d)给出了“核心流推出”阶段流场结构,图中核心流部分推出了出口边界。图9展示了该阶段不同时刻风洞喷管出口马赫数的径向分布,其中 A 区域代表核心流推出部分,对应图7(d)中线段 m , B 区域代表回流区部分,对应图7

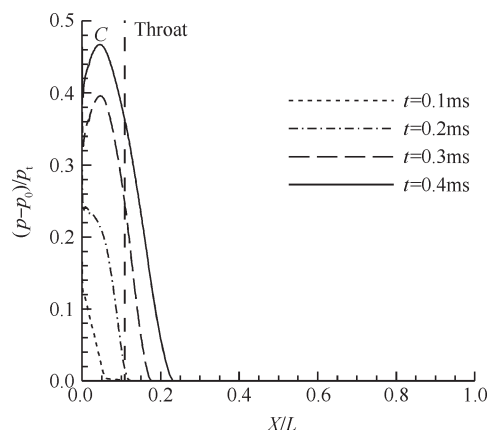


Fig. 6 Total pressure distribution along axis at the first stage

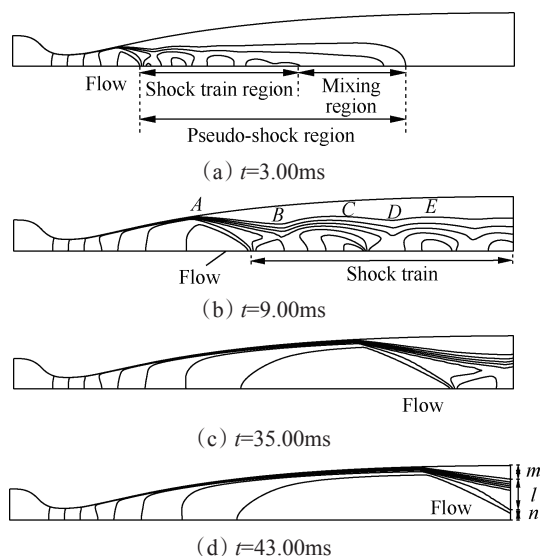


Fig. 7 Flow structure at different moments

(d)中线段 n ,中间区域代表波系相互作用区域,对应图7(d)中线段 l 。由图9可知,随着核心流不断推出,出口马赫数稳定区域不断增大,径向回流区部分不断减少直至消失。

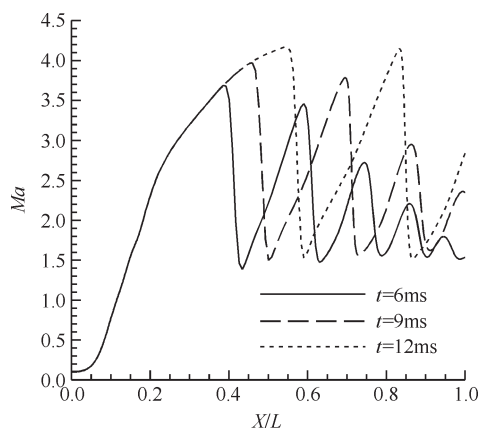


Fig. 8 Mach number distribution along axis at the second stage

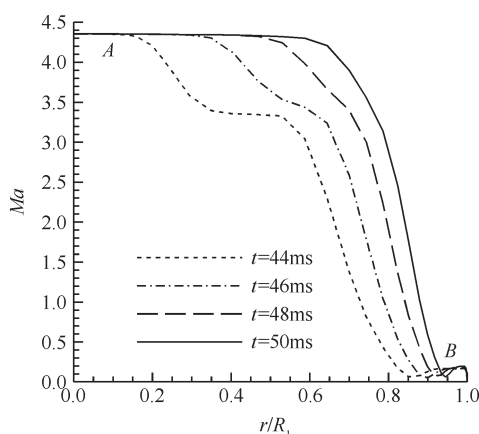


Fig. 9 Mach number distribution along outlet at the third stage

(4)“准稳定增压”阶段。该阶段占时最长,达到总用时60%以上时间,此时流场已经稳定,与稳定阶段流场结构趋于一致,马赫数分布也相同,但各点总压值却呈线不断增长的过程。

4.2 实验结果分析

为了深入了解流场的发展过程,对风洞喷管启动过程展开了实验研究。

图10给出了风洞喷管启动过程中,出口截面各点总压随时间的变化情况的数值结果。由图可知,图中A区对应“准稳定增压”阶段,总压值呈线性增长,斜率与图2中燃烧室总压曲线斜率相同,约为1.1MPa/s;B区中总压曲线波动剧烈,说明了启动过程中波系变化明显。由于风洞喷管启动并非以正激波的形式扫过出口截面,故出口各点总压变化存在

时滞,且各点总压曲线上扬的顺序与离轴远近相关,见a处。与此同时,结合流场结构发展特点,对a处曲线存在明显的波动原因进行分析,认为这与激波串结构发展及推出过程存在一定联系。图中b处对应核心流的推出过程,故部分总压曲线存在较大的波动,且 $r/R_1=0.46$ 处波动最为显著。

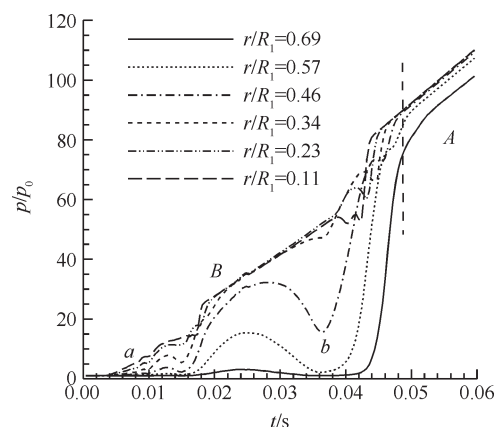


Fig. 10 Numerical results about total pressure at different points

图11给出了风洞 $Ma=4.35$ 喷管流场校测试验中皮托总压测量结果。图中共给出了6个测量探针在喷管出口截面测量得到的皮托总压随时间变化情况。由图可知,各点皮托总压曲线上扬顺序与数值结果一致,这也间接说明了试验流场中存在激波串结构。同时,B区a处皮托总压曲线也存在剧烈的波动,且 $r/R_1=0.46$ 处波动最为显著,这与数值结果相吻合。结合数值结果,认为该处剧烈波动的原因与核心流推出过程有关。

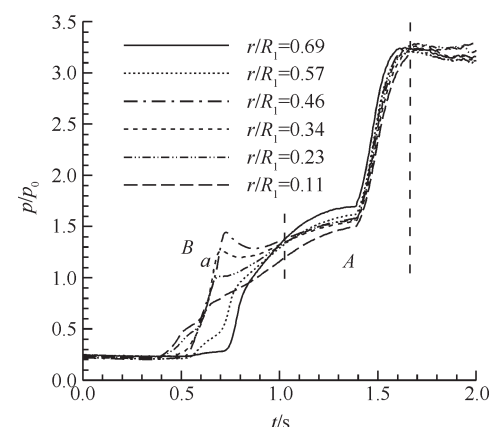


Fig. 11 Experimental results about pitot pressure at different points

图12为燃烧室内总压随时间变化情况的测量结果,对比图11中皮托总压变化情况,可以发现A区内总压曲线不存在的突变,而是随着燃烧室压力的增加而增加,且两者斜率正相关。根据图中信息可以

发现,A区对应于“准稳定增压”阶段,且用时较长。

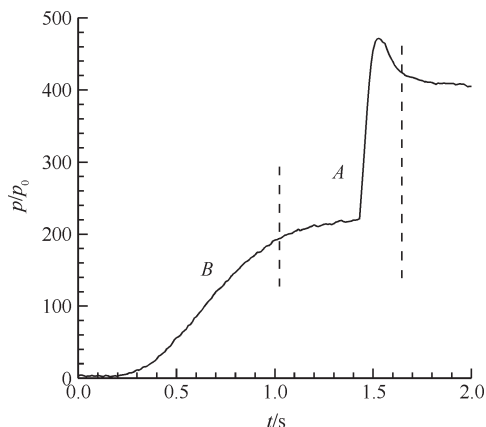


Fig. 12 Total pressure at combustion chamber

4.3 与定常结果比较

在已有的风洞喷管启动流场的研究中,一般采用准定常假设,使用定常的CFD方法获得流场结构。为了对比分析非定常与定常计算结果的差异,本文选取了4个典型时刻,开展了定常计算,相应时刻入口总温总压及压比值见表1。

Table 1 Inlet parameter

No.	t/ms	T_0/K	p_0/kPa	p_c/p_0
1	0.40	301.44	10.05	0.550
2	12.00	343.14	141.97	0.039
3	48.00	472.56	551.38	0.010
4	78.00	555.65	801.57	0.007

当 t 为0.40ms时,风洞喷管启动的定常、非定常结果存在明显差异。图13所示为定常、非定常条件下,轴上马赫数分布及总压情况。非定常状况下,喉道附近不存在激波,马赫数峰值 B 的大小约为0.4,喷管入口气体仅扩散到位置 C 处;而定常状况下,马赫数峰值位置 A 位于 B 的下游,大小约为1.6,且 A 下游存在明显的伪激波区域 D 。该时刻,两者流场结构存在较大差异的原因在于,压力入口的总压变化未能及时传递到下游,故该阶段不适合用定常结果进行分析。

图14为“激波串推进”阶段 $t=12.00\text{ms}$ 时轴上压力马赫数分布状况及对应的定常结果。由图可知, A 区中两者的结果基本趋于一致, B 区马赫数分布基本重合,但定常总压值较非定常结果高,且两者差值随着 L 增大而越大。 C 区为伪激波区域,定常结果中核心流及各单元马赫数峰值位置均位于非定常结果下游,且大小也有提高。总之,定常结果可以得到 A 、 B 两区的较好的流场结构,但无法得到该区域较高精度的流场参数。由于上游总压传递的过程性, C 区流

场结构存在明显的相位滞后,故不适合用定常结果进行分析。

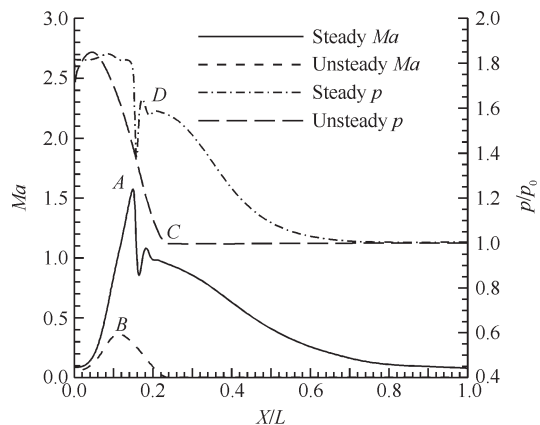


Fig. 13 Total pressure and Ma on the axis at $t=0.40\text{ms}$

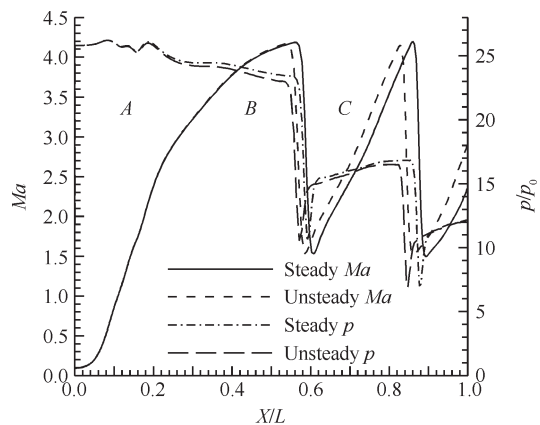


Fig. 14 Total pressure and Ma on the axis at $t=12.00\text{ms}$

当 t 为48.00ms时,根据图15的特点,将其划分 A 、 B 两个区域,进而分析“核心流推出”阶段流场结构特点。该阶段定常情况下的轴上马赫数分布与非定常结果均趋于一致,流场结构也大致相同,但由于非定常启动过程中上游压力变化未及时传递到下游, B 区轴上总压分布的非定常结果较定常结果存在明显的滞后过程,两者的偏差在3%以内,故可对该启动阶段进行定常分析。

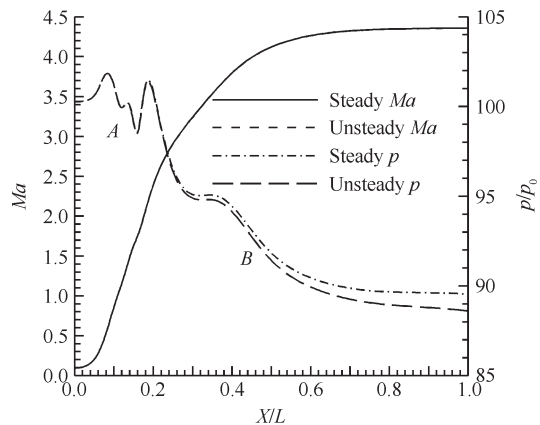


Fig. 15 Total pressure and Ma on the axis at $t=48.00\text{ms}$

当 t 为70.00ms时,称为“准稳定增压”阶段,该时刻第一道斜激波完全推出计算域,轴上马赫数分布与稳定阶段轴上马赫数分布一致,总压分布状况与上一典型时刻类似,故可采用定常结论进行分析。

5 结 论

本文对风洞喷管的启动过程进行了数值实验分析,并与准定常结果比较,得出以下结论:

(1)风洞喷管非定常启动过程可分为“初始蓄气”、“激波串推进”、“核心流推出”、“准稳定增压”四个阶段。“初始蓄气”阶段,气体在收缩段不断蓄气增压,形成压力峰值,且喉道附近马赫数迅速增加,缓慢向下游推进;“激波串推进”阶段,产生激波串结构,包括核心流和伪激波区域;“核心流推出”阶段,核心流部分推出边界,但流场结构变化缓慢;“准稳定增压”阶段,流场结构与稳定阶段流场结构趋于一致,但各点压力仍不断增加。

(2)试验结果指出风洞喷管出口 $r/R_1=0.46$ 处皮托总压曲线波动最为显著,与数值结果相符,这也说明了风洞启动过程激波串结构的存在。

(3)使用定常方法分析“初始蓄气”、“激波串推进”会出现偏差,但可对“核心流推出”及“准稳定增压”阶段采用定常分析方法。

(4)尽管“准稳定增压”阶段的流场结构已经稳定,但该阶段增压用时占整个喷管启动耗时60%以上时间,因此,风洞试验中应特别注意,通过纹影等测量方法所获得的稳定流场结构并不代表流场参数已经稳定。

参考文献:

- [1] Smith C E. An Analytic Study of the Starting Process in a Hypersonic Nozzle[D]. Stanford: Stanford University, 1962.
- [2] Smith C E. The Starting Process in a Hypersonic Nozzle[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1966, 24: 625-640.
- [3] Jacobs P A. Numerical Simulation of Transient Hypervelocity Flow in an Expansion Tube[R]. NASA-CR-189615, 1992.
- [4] Jacobs P A. Transient, Hypervelocity Flow in an Axisymmetric Nozzle[R]. NASA-CR-187496, 1991.
- [5] Jacobs P A. Simulation of Transient Flow in a Shock Tunnel and a High Mach Number Nozzle[R]. NASA-CR-187606, 1991.
- [6] 张小庆, 杨富荣, 鲍伟义, 等. 直连式脉冲燃烧风洞启动过程研究[J]. *实验流体力学*, 2009, 23(3): 63-67.
- [7] 张小庆, 乐嘉陵, 许明恒. 超声速脉冲风洞启动过程

数值模拟[J]. *西南交通大学学报*, 2008, 43(6): 751-755.

- [8] 陈立红, 张新宇, 顾洪斌. 扩压段对高超声速推进风洞启动的影响[J]. *推进技术*, 2004, 25(5): 430-434 (CHEN Li-hong, ZHANG Xin-yu, GU Hong-bin. Investigation for Effect of Supersonic Diffusers on the Start of the Hypersonic Propulsion Test Facility [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(5): 430-434.)
- [9] 范晓樯, 贾地, 冯定华, 等. 脉冲风洞中进气道启动过程试验研究[J]. *推进技术*, 2007, 28(1): 60-64. (FAN Xiao-qiang, JIA Di, FENG Ding-hua, LI Hua. Experimental Investigation on Starting Process of Hypersonic Inlet in Gun Tunnel [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 28(1): 60-64.)
- [10] Ackroyd J A D. Studies on the Running Time in a Shock Tube and Shock Tunnel[D]. London: University of London, 1964.
- [11] YANG G W, HU Z M, JIANG Z. Starting Nozzle Flow Simulation Using K-G Two-Equation Turbulence Model [C]. Beijing: Proceedings of the 24th International Symposium on Shock Waves, 2004.
- [12] Bird G A. The Effect of Wall Shape on the Degree of Reinforcement of a Shock Wave Moving into a Converging Channal [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1959, 5:60-74.
- [13] 周文祥, 黄金泉, 周人治. 拉瓦尔喷管计算模型的改进及其整机仿真验证[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(11): 2602-2606.
- [14] Shimshi E, Ben-Dor G, Levy A. Viscous Simulation of Shock-Reflection Hysteresis in Overexpanded Planar Nozzles [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2009, 635: 189-206.
- [15] Matsuo K, Miyazato Y, Kim H-D. Shock Train and Pseudo-Shock Phenomena in Internal Gas Flows [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35:33-100.
- [16] 陈吉明, 任玉新. 超声速风洞扩压段激波串现象的数值模拟[J]. *清华大学学报*, 2007, 47:264-267.
- [17] 李桦, 范晓樯, 丁猛. 超声速扩压器中激波串结构的数值模拟[J]. *国防科技大学学报*, 2002, 24: 18-21.
- [18] Neumann E P, Lustwerk F. Supersonic Diffusers for Wind Tunnls[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1949, 16(2): 195-202.
- [19] Neumann E P, Lustwerk F. High Efficiency Supersonic Diffusers [J]. *Journal of Aeronautical Sciences*, 1951, 18(6): 369-374.

(编辑:朱立影)