

# 大内收缩比二元高超声速进气道波系配置特性\*

张晓嘉<sup>1</sup>, 岳连捷<sup>1,2</sup>, 张新宇<sup>1,2</sup>

(1. 中国科学院力学研究所/高温气体动力学重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院高超声速科技中心, 北京 100190)

**摘要:** 为了发展适应宽飞行范围的高超声速二元进气道设计技术, 考察了内收缩比对进气道特性的影响规律, 并提出了结合附面层抽吸辅助自起动的大内收缩比进气道波系设计方法, 改善了二元进气道低马赫条件下流量捕获低的弱点。研究发现, 存在着设计点推力最优进气道内收缩比, 而进气道非设计点流量系数随内收缩比而增大。基于最优内收缩比进气道构型, 取消外压激波封口约束, 通过局部等熵压缩波分散打进内收缩段内部, 大幅提高了进气道低马赫流量捕获。并进一步通过合理配置内收缩段抽吸槽, 以设计点(马赫 6) 1%, 非设计点(马赫 4) 3% 的流量损失使进气道自起动马赫数降到 3.35, 改善了内收缩比过大导致的自起动问题。

**关键词:** 超燃冲压发动机; 二元高超声速进气道; 波系配置; 附面层抽吸

中图分类号: V235.21 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2012) 04-0505-05

## Shocks Arrangement of Ramp Compression Hypersonic Inlet with High Internal Contraction Ratio

ZHANG Xiao-jia<sup>1</sup>, YUE Lian-jie<sup>1,2</sup>, CHANG Xin-yu<sup>1,2</sup>

(1. Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Academia Sinica, Beijing 100190, China;

2. Hypersonic Research Center, Academia Sinica, Beijing 100190, China)

**Abstract:** The paper presents the shocks arrangement of ramp compression hypersonic inlet with fixed geometry within a range of flight Mach number. The effect of internal contraction ratio was studied based on the inlet optimization design with the objective of scramjet thrust. The design methods for the inlet shocks and bleeding slots were then developed. The result reveals that an optimal inlet internal contraction ratio exists for on-design engine thrust, while the pressure ratio and mass flow capture on off-design condition increase with the internal contraction ratio. An oblique shock can be replaced by isentropic compression waves impinging into the internal duct without focus, which cancels the restriction of shock-on-lip. This modification would dramatically improve the inlet mass capture on off-design point. Moreover, the rational bleeding is proven to be viable for inlet starting, which reduced the inlet self-starting Mach number to 3.35 with a little mass loss.

**Key words:** Scramjet; Ramp compression hypersonic inlet; Shocks arrangement; Boundary layer bleeding

### 1 引言

2010年美国高超声速验证飞行器 X-51 进行了第一次飞行试验,但由于其飞行过程中实际加速度远小于预期,仅达到  $0.18g$ <sup>[1]</sup>,故没能加速到既定的飞行马赫数。X-51 采用常见的高马赫数(马赫 7)外压激波贴口设计<sup>[2]</sup>,但从飞行试验来看其低马赫数加速能力显然还存在一定缺陷,这很可能与其采用的二

元进气道密切相关。

二元高超进气道结构简单,设计点性能高,流动均匀性好,方便与前体一体化设计,易于实现优化设计乃至进一步的变几何设计。国际上已经进行飞行试验的高超验证机,如 X51A<sup>[1,2]</sup>、X43A<sup>[3,4]</sup>等都采用了二元构型的进气道。目前,针对二元进气道的设计优化方面,国内外都开展了大量研究工作,大部分采用总压恢复作为评价目标<sup>[6~9]</sup>,也有研究考虑进气道

\* 收稿日期: 2011-03-21; 修订日期: 2011-12-02。

基金项目: 国家自然科学基金(90716014); 武器装备预研基金(9140A13020608ZK0404)。

作者简介: 张晓嘉(1977—),女,博士后,研究领域为高超声速进排气系统。E-mail: nuua.zxj@gmail.com

的多指标要求,将压力畸变<sup>[10,11]</sup>、压比<sup>[12]</sup>作为评价指标之一。然而,目前现有的二元进气道优化设计往往仅着眼于进气道设计点性能,基本都是针对设计工作点的波系配置,而没有考虑在宽飞行范围内非设计点的性能。这就导致尽管进气道获得了不错的设计点性能,但低马赫飞行条件下性能急剧下降,主要表现在流量捕获的减少。金志光<sup>[5]</sup>等对比了典型二元高超声速进气道与侧压式进气道的性能优劣,发现二元进气道在结构、流场畸变度、设计点流量捕获等方面均明显优于侧压式进气道,但当飞行马赫数低于设计点时,由于外压激波抬起,捕获流量大大减少,这也是二元进气道存在的一个主要问题。

对于固定几何二元进气道,从其应用角度而言,需要适应宽的飞行马赫范围。这要求其不但要获得高的设计点性能,同时也要尽可能提高低马赫数工况的流量捕获能力。这就需要明确满足宽范围工作目标的二元进气道波系配置特性。本文利用前期工作所发展的基于发动机净推力的进气道构型优化方法,研究了宽飞行范围内固定几何二元进气道波系配置规律,分析了内外收缩比对进气道宽范围性能的影响。针对二元进气道低马赫条件下流量捕获低的弱点,发展了二元进气道波系配置方法,并利用内收缩段的抽吸放气技术以解决大内收缩比进气道的自启动问题,并通过数值模拟研究了宽飞行范围内固定几何二元进气道性能。

## 2 内收缩比对性能的影响分析

在前期工作中<sup>[13~15]</sup>,发展了基于发动机净推力的进气道型面优化设计方法。通过一维流路分析建立了超燃冲压发动机隔离段、燃烧室、尾喷管流动的数学模型,隔离段假定为等直通绝热压缩过程,燃烧室假定为等压燃烧过程,尾喷管假定为绝热膨胀过程。发动机净推力通过流道进出口冲量差减去溢流阻力、唇罩阻力求得。对于二元进气道,设计工况流量假设为流量全捕获,溢流阻力为0。

为分析内收缩比对进气道宽范围性能的影响,以设计点净推力为优化目标,将进气道内收缩比作为附加约束条件,考察在不同内收缩比下优化的进气道设计点性能,并考核优化构型的非设计点性能。本文研究进气道选择为三道外压激波,并以三个外压转折角和内唇罩角度作为优化变量,进气道出口马赫数2.75,并假定尾喷管出口与进气道进口面积相同,发动机采用航空煤油为燃料,取当量比1.0。

图1<sup>[15]</sup>为内收缩比对进气道设计点( $Ma=6$ )最优比净推力性能和非设计点( $Ma=4$ )压比 $\pi_4$ 和流量系数 $\phi_4$ 的影响规律。比推力定义为单位质量空气所产生发动机净推力。由图可见,随内收缩比增大,比推力先增大,在内收缩比1.8~1.9附近达到最大值,之后逐渐减小,说明对于设计点性能存在着最佳的内外压缩配比。马赫数 $Ma=4$ 工况下,如图中以“▲”标识曲线所示,随内收缩比增大,外压比例逐渐减弱,在低外压激波抬起程度减小,流量捕获损失相对而言也变小。在出口平均马赫数相同的条件下,较大的捕获流量意味着较强的压缩,因此非设计点压比也随内收缩比增大而增长。从优化结果可以看出,选择内收缩比1.8~1.9,在保证设计点性能最优的条件下,非设计点流量捕获也能维持在相对较高的水平。

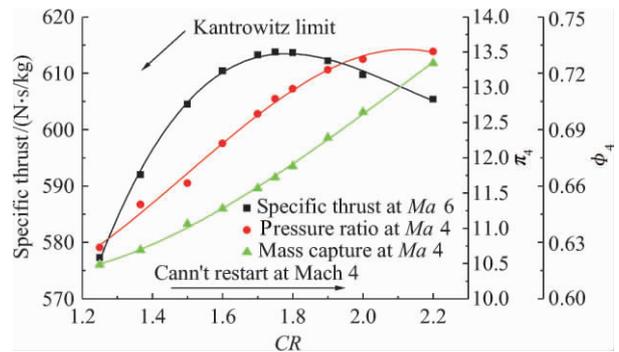


Fig. 1 Effect of the internal contraction ratio on the inlet performance

据此结果设计基准进气道构型,如图2所示,内收缩比为1.8,与优化模型相比,在内压缩通道和隔离段之间采用了一定的圆弧过渡。综合总压恢复和唇罩阻力,内唇罩角度取值较小,约 $2^\circ$ ,外压转角约 $15.5^\circ$ 。如果单纯以进气道总压恢复作为考核指标,对于 $15.5^\circ$ 的气流转向,内唇罩角度应为 $8^\circ$ 左右。减小内唇罩角度意味着内流道单道激波强度较大,总压损失也高,但从发动机推力最优角度而言,进气道外唇罩阻力也小,唇罩角度为进气道总压与唇罩外阻特性博弈的折中结果。

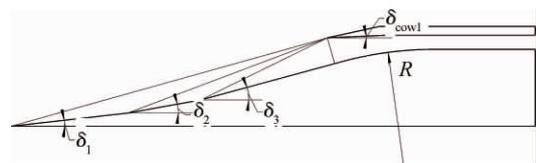


Fig. 2 Schematic of the baseline model

本文中采用 FLUENT 软件对进气道模型用有限

体积法进行雷诺平均的 N-S 方程求解。湍流模型为 RNG  $k-\varepsilon$  模型,近壁处采用壁面函数进行修正。壁面附近采用等比加密的附面层网格,粘性系数采用 Sutherland 公式计算,对壁面取绝热、无滑移、固壁条件。

图3给出了该模型(基准构型)在 Mach 6 和 Mach 4 时的压力等值线图,设计点时三道外压激波近似贴口,非设计点时有较大程度的抬起。高马赫数和低马赫数工况下,第一道内压激波在内压缩通道内部都诱发了较小的分离包。从下文表1、表2给出的进气道基本性能可以看出,该进气道设计点流量捕获 0.98,设计点总压恢复 0.44,非设计点流量捕获 0.69。非设计点流量捕获性能与侧压进气道相比,还有一定差距。由图1,若要进一步提高低马赫数条件下的流量捕获,一种方法就是继续增大内收缩比,而这将导致设计点的性能下降。

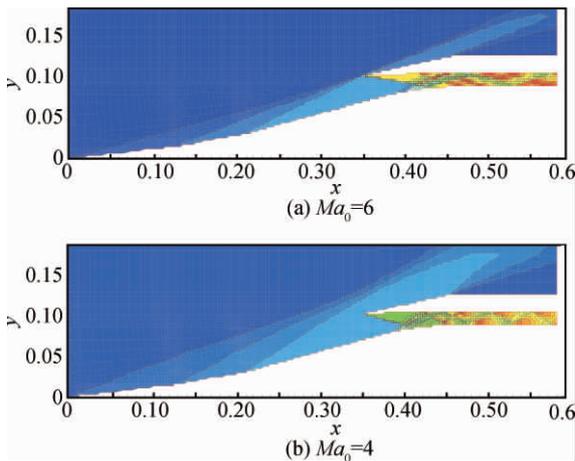


Fig. 3 Pressure contour of the baseline model

### 3 提高进气道低马赫性能的波系改进

由于低飞行马赫条件下加速性能的要求,须保证非设计点的流量捕获特性。尽管如上节研究所述,大内收缩比设计提高了低马赫状态下的流量特性,但与侧压进气道相比,仍有进一步提高的需求。分析进气道低马赫数条件下大量溢流的原因,由于外压激波在设计状态下封口,这使得低飞行马赫条件下,激波抬起形成溢流。若要减小低马赫下的流量损失,斜激波在设计状态就会进入内压缩段,而这将导致内唇罩的附面层分离及不稳定现象,不利于发动机的稳定可靠工作。

为提高进气道低马赫流量捕获性能,考虑在进气道外压面上采用等熵压缩,进而取消设计点时外压波

封口的限制,让等熵压缩波分散打进内压缩通道内,而这可保证不会出现类似于斜激波集中作用形成大的逆压梯度的现象。如图4所示,马赫4工作时,第一道等熵压缩波打在唇口上,以保证两道激波后的流量实现完全捕获,也同时保证在唇罩侧不产生分离。这一措施将在改进设计点总压性能的同时,大大提高低马赫条件下的流量捕获特性。

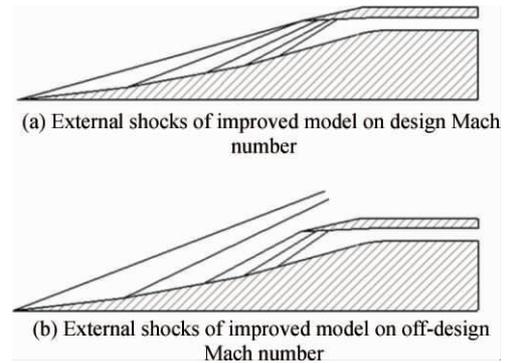


Fig. 4 Schematic of the improved external shocks

图5给出了改进进气道构型的压力等值线分布图,可以看出改进模型完全实现了图4的最初预想的效果,等熵压缩波打进内收缩段,且并未引起唇罩内侧附面层的分离。对比表1、表2也可以看出,经此改进,进气道非设计点流量捕获提高多达9%。由于采用了小段的等熵压缩,在出口马赫数近似不变的情况下,压比和总压恢复也有一定程度的改善。当然,采用等熵压缩型面使内收缩比变得更大,达到 2.25,采用下节放气辅助启动的方法也将需要更大的抽吸面积及放气流量。对于非设计点工作,进口流量捕获的提高将足以弥补此损失,对于设计点工作,需要合理设计抽吸区,尽量减小此损失。

从内压波系也可以看出,由于第一道内压激波打在已经部分圆弧过渡的顶压壁面,逆压力梯度较大,在顶压壁面出现了微弱的附面层分离,随着马赫数逐渐减小,分离包前移,并逐渐增大,直到来流马赫数降到 3.75 时,附面层分离壅塞在内压缩通道进口,引发进气道不起动,如图5(c)。

### 4 附面层抽吸辅助进气道自启动

上述研究给出了改进进气道低马赫工况流量捕获特性的波系配置方法,但也存在内收缩比过大的问题。Van Wie<sup>[16]</sup>等的研究表明,较低马赫数时,超声速进气道自启动马赫数和收缩比的关系与 Kantrowitz 极限吻合较好,因此在没有更好的启动判

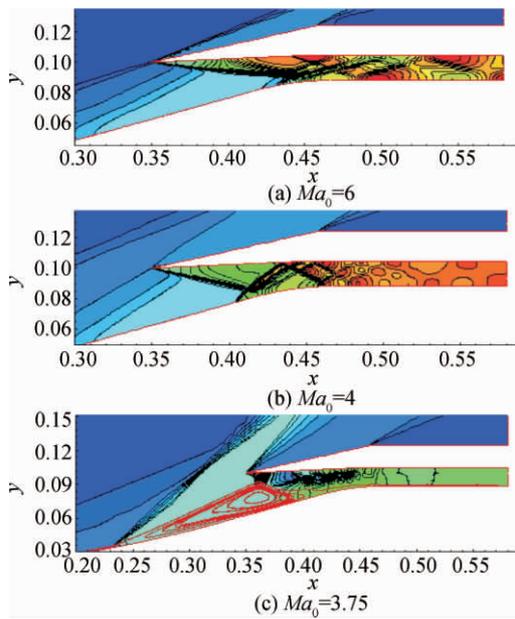


Fig. 5 Pressure contour of the improved model

据之前, Kantrowitz 极限还不失为一个可参考的判断准则。但从图 1 上也可以看出, Kantrowitz 极限是一个极其苛刻的标准, 不论设计点还是非设计点的较优性能都出现在了 Kantrowitz 极限右侧。改进的波系进一步增大了内收缩比, 自启动更加困难。可见, 定几何二元进气道的高性能与自启动特性是一对矛盾, 无法兼得, 性能较好的二元进气道很明显无法实现在低马赫数下的自启动, 必须采取一定的辅助启动措施。而抽吸等放气措施无疑是以设计点流量损失为代价的, 且收缩比越大, 损失就越大, 故选择多大的内收缩比, 需要根据总体需求权衡决定。

本节在改进模型的基础上, 在内压缩通道内垂直压缩面布置了 4 道放气槽, 保证每道槽之间的内收缩比小于 Kantrowitz 极限。垂直槽与斜槽相比, 其优势在于高马赫数与低马赫数工作状态下的放气系数比较小, 低马赫启动过程工作状态下相同的放气量, 启动状态下将具有较小的流量损失。对比表 1、表 2 可以看出, 随马赫数变化该放气槽抽吸流量也有所改变, 设计点流量损失仅为 1%, 马赫 4 时达到 3%。此外, 放气槽由于排除了部分低能量流, 也在一定程度上提高了进气道的总压恢复。

Table 1 Inlet performance on design point ( $Ma = 6$ )

Model	$\Phi$	$\pi$	$Ma_{outlet}$	$\sigma$
Baseline model	0.98	26	2.7	0.44
Improved model	0.99	24	2.9	0.51
Improved model with bleeding	0.98	23	3	0.53

$\Phi$ : Mass flow capture  $\pi$ : Static pressure ratio  $\sigma$ : Total pressure recovery

Table 2 Inlet performance on off-design point ( $Ma = 4$ )

Model	$\Phi$	$\pi$	$Ma_{outlet}$	$\sigma$
Baseline model	0.69	16	1.8	0.62
Improved model	0.78	19	1.7	0.66
Improved model with bleeding	0.75	16	1.9	0.7

图 6 给出了不同马赫数下抽吸模型的等压波系, 可以看出, 设计点时第一道内压激波打在第四放气槽边缘, 马赫 4 时打在第三放气槽边缘, 图 6(a)、(b) 中可见的微弱分离都已消失。马赫 3.05 时, 其前缘推到第一放气槽边缘, 出现了马赫杆的特征, 而此时外压段波系还没有受到影响。

马赫数进一步降低时, 进气道出现不起动。由于此时抽吸槽对流量依然有调节作用, 进气道流场出现明显的震荡, 通过唇罩垂直面的流量呈现周期性波动, 频率约为 322.6 Hz。通过唇口垂直面的流量最小时, 约占来流流量的 34.3%, 此时的唇口分离包最大, 大部分覆盖了等熵压缩面到第一抽吸槽之间的范围, 分离激波越出唇罩范围; 此后 1.7 ms, 通过唇口垂直面的流量达到最大, 约占来流流量的 63.3%, 此时唇口分离包明显缩小, 分离激波打在唇口位置, 与唇口激波相互作用, 在唇口前形成弓形激波。本文侧重于设计思路, 对于非定常流态尤其是不起/再起 (或自启动) 时的非定常流态, 在这里仅略作说明。

本文以低马赫数不起动流场作为初场, 增大来流马赫数来模拟进气道自启动问题, 当来流马赫数达到 3.35 时, 抽吸进气道即实现了自启动。一般, 进气道往往具有一定的启动迟滞效应, 且内收缩比越大, 迟滞越明显。本文进气道内收缩段的附面层抽吸不但较好实现了进气道低马赫数工况下的自启动, 且马赫数迟滞仅为 0.3。

可以看出, 无论对于飞行过程中可能出现的低速大攻角姿态调整的情况, 还是低马赫条件下的自启动 (或再起) 的情况, 该进气道构型再辅之以附面层抽吸均能较好地稳定工作状态, 拓宽工作范围, 且在较宽的马赫数工作范围内具有高性能。

## 5 结论

通过本项研究, 得到以下结论:

(1) 对于设计点发动机推力性能, 随最佳的内收缩比, 但非设计点压比和流量系数随内收缩比持续增大。对于设计点飞行马赫数 6.0 工况, 选择内收缩比 1.8~1.9, 在保证设计点性能最优的条件下, 非设计点流量捕获也能维持在相对较高的水平。

(2) 外压缩面配置合理的等熵压缩段, 使等熵压

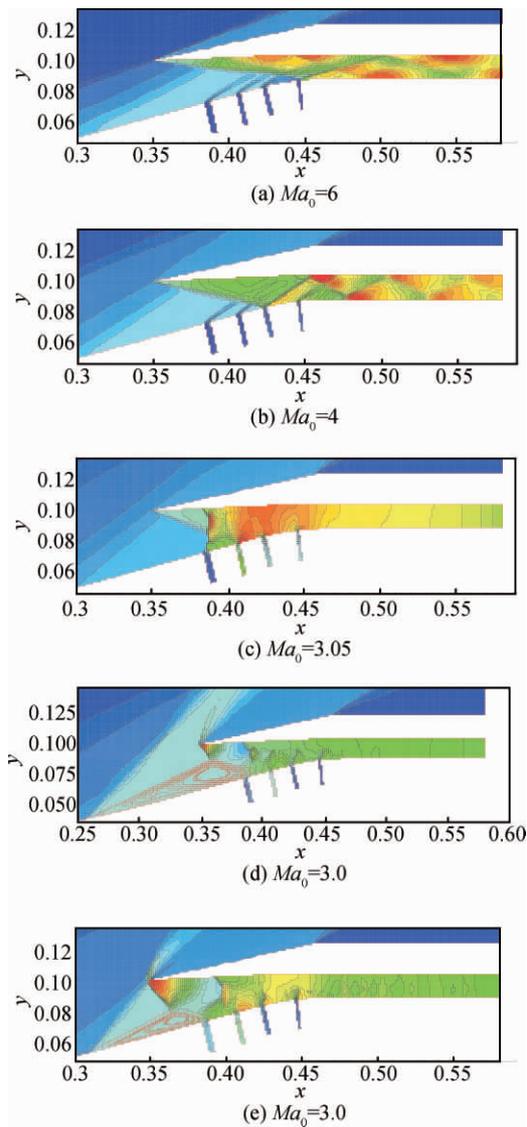


Fig. 6 Pressure contour of the improved model with bleeding

缩波分散打在内通道中,可进一步提高进气道低马赫条件下的流量捕获性能。

(3) 数道垂直放气槽的配合使用可实现以设计点1%、马赫4时3%的较小流量损失为代价,辅助大内收缩比进气道实现了自起动,并降低了进气道的不起动马赫数,减小了迟滞环。

#### 参考文献:

[1] Richard Mutzman, Scott Murphy. X-51 Development: A Chief Engineer's Perspective [C]. USA: 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011.

- [2] Hank Joseph M, Murphy James S, Mutzman Richard C. The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program [R]. AIAA 2008-2540.
- [3] Ferlemann Shelly M, McClinton Charles R, Rock Ken E, et al. Hyper-X Mach 7 Scramjet Design, Ground Test and Flight Results [R]. AIAA 2005-3322.
- [4] Christopher D Karlgaard. Hyper-X Mach 10 Trajectory Reconstruction [R]. AIAA 2005-5920.
- [5] 金志光, 张堃元. 典型二元超声速进气道与侧压式进气道性能比较 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(9).
- [6] Michael Blaize, Doyle Knight, Khaled Rasheed. Automated Optimal Design of Two-Dimensional High Speed Missile Inlets [R]. AIAA 98-0950.
- [7] Susumu Hasegawa, Doyle Knight. Application of Optimization Algorithms to Scramjet Inlet Design [R]. AIAA 2005-3207.
- [8] Xu Xu, Xu Dajun, Cai Guobiao. Optimization Design for Scramjet and Analysis of Its Operation Performance [J]. Acta Astronautica, 2005, 57: 390-403.
- [9] Matthew Brown, Mudford Neil R, Neely Andrew J, et al. Robust Design Optimization of Two-Dimensional Scramjet Inlets [R]. AIAA 2006-8140.
- [10] Vijay Shukla, Andrew Gelsey, Mark Schwabacher, et al. Automated Redesign of the NASA P8 Hypersonic Inlet Using Numerical Optimization [R]. AIAA 96-2549.
- [11] Sabeen John W, Lewis Mark J. Computational Optimization of a Hypersonic Rectangular-to-Circular Inlet [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(3): 571-578.
- [12] 罗世彬, 罗文采, 丁猛, 等. 超燃冲压发动机二维进气道多极多目标优化设计方法 [J]. 国防科技大学学报, 2004, 26(3): 1-6.
- [13] 张晓嘉. 二元超声速进气道设计方法和优化 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- [14] 岳连捷, 张晓嘉, 陈立红, 等. 二元超声速进气道优化设计方法研究 [R]. CSTAM 2008-0028.
- [15] 岳连捷, 张晓嘉, 陈立红, 等. 定几何二元超声速进气道波系配置特性 [R]. CSTAM 2010-0060.
- [16] Van Wie D M, Kwok F, Walsh R F. Starting Characteristics of Supersonic Inlets [R]. AIAA 96-2914.
- [17] Zhufei Li, Bo Huang, Jiming Yang. A Novel Test of Starting Characteristics of Hypersonic Inlets in Shock Tunnel [R]. AIAA 2011-230.

(编辑: 张荣莉)