

二元弯曲压缩进气道变攻角起动试验

朱伟^{1,2}, 华正旭², 王霄^{1,2}, 张堃元³, 梁剑寒¹, 王俊伟²

- (1. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073;
2. 中国航空工业集团有限公司 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035;
3. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 开展了内外压缩型面可控的弯曲压缩进气道反设计方法研究,并针对设计的二元弯曲压缩进气道进行了不同马赫数下变攻角起动数值仿真及试验研究,获得了进气道起动攻角迟滞环,仿真与试验得到的不起动/自起动攻角、出口流场以及压力分布吻合良好,同时试验结果也表明设计的弯曲压缩进气道具有较高的综合气动特性,设计点 $Ma=4$ 、 $\alpha=3^\circ$ 抗反压能力 70 倍来流压力以上,总压恢复系数在 0.5 以上。

关 键 词: 弯曲压缩; 进气道起动; 反设计; 风洞试验; 迟滞现象

中图分类号: V228.7 **文献标志码:** A

Variable angle of attack start experiment of 2D curved compression inlet

ZHU Wei^{1,2}, HUA Zhengxu², WANG Xiao^{1,2},
ZHANG Kunyuan³, LIANG Jianhan¹, WANG Junwei²

- (1. College of Aerospace Science and Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China Limited, Shenyang 110035, China;
3. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The reverse design method of curved compression inlet with controllable internal and external compression surfaces was studied, the numerical simulation and experimental study of the designed 2D curved compression inlet starting with varying angle of attack at different Mach numbers were carried out, and the hysteresis loop of the inlet starting angle of attack was obtained. Simulation and experiment indicated that unstarting/self-starting angle of attack, the outflow field and pressure distribution coincided well, and the experiment results also showed that curved compression inlet had high comprehensive aerodynamic characteristics; at design points $Ma=4$, $\alpha=3^\circ$ back pressure resistance ability was more than 70 times of inflow pressure, total pressure recovery coefficient was above 0.5.

Key words: curved compression; inlet start; reverse design; wind tunnel experiment; hysteresis phenomenon

收稿日期:2019-12-11

作者简介:朱伟(1987—),男,高级工程师,博士生,主要从事飞机进排气设计及推进系统总体研究。

引用格式:朱伟,华正旭,王霄,等. 二元弯曲压缩进气道变攻角起动试验[J]. 航空动力学报,2020,35(5):992-999. ZHU Wei, HUA Zhengxu, WANG Xiao, et al. Variable angle of attack start experiment of 2D curved compression inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 992-999.

高马赫数进气道是飞发一体化的核心部件,其宽速域气动性能及工作能力是决定推进系统性能和飞机整体安全的关键^[1]。传统二元进气道主要依靠激波压缩,采用经典等强度激波理论进行多波系优化配置,存在长度长、压缩效率低、宽速域适应能力差等问题。高超声速弯曲激波压缩理论^[2]的提出,为这些问题提供了解决思路,可实现基于需求的参数分布规律反设计气动压缩型面的目标,包括给定压力分布^[3-5]、马赫数分布^[6-9]或多种分布规律组合^[10]等。但是以上研究大部分集中在外压弯曲面设计方法及设计点性能分析验证上,对弯曲压缩进气道的宽速域性能,尤其是低马赫数起动工作能力研究较少。因此,开展弯曲压缩进气道的起动性能研究非常必要。另一方面,未来高速飞机面临复杂的战争环境,有时需要进行必要的机动,开展攻角变化对弯曲压缩进气道起动能力的影响分析,对推进系统和飞机的安全边界限制具有重要意义。

高马赫数进气道的起动过程存在较为明显的迟滞效应^[11],即进气道的不起动与起动状态之间的转换路径不可逆,存在不同的路径^[12]。目前国内外学者对马赫数和内收缩比引起的进气道起动迟滞现象开展了大量数值仿真及试验研究^[13-19],但对攻角引起的进气道起动迟滞研究相对较少^[20-21],对攻角引起的进气道流动状态变化的内在机理还有待进一步认识。

本文开展了一种内外弯曲压缩面反设计方法研究,基于此设计了前体/弯曲压缩进气道一体化构型,通过试验和数值仿真结合的方法研究进气道攻角起动范围,以及攻角引起的迟滞现象中进气道的性能。

1 设计方法及 CFD 验证

内外压缩型面可控的弯曲压缩进气道设计方法原理基于超声速特征线理论(method of characteristics, MOC),基本过程参见图 1。首先给定无黏外压弯曲面马赫数分布,根据自由来流条件可反设计出外压型面并计算出外压缩段产生的前缘激波及其流场(区域①,图 1 中蓝色计算区域)。然后以此非均匀流场为内压缩段的来流条件,给定唇口反射激波总压恢复系数,计算出内压缩段进口的反射激波及其流场(区域②,图 1 中红色计算区域),在反射激波决定的流场区域进行流线追踪,即可反设计出唇口内型面。采用此方法可以通过给定合理的马赫数分布、反射激波总压恢复

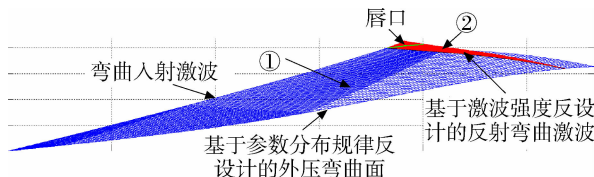


图 1 特征线计算网格图

Fig. 1 Computational grid for method of characteristics

系数,实现较高的压缩效率。

本文以设计点来流马赫数为 4、飞行高度 25 km 为例,前缘初始压缩角选为 6.5° ,压缩面马赫数分布规律选取为“先缓中急后缓”,弯曲反射激波总压恢复系数为 0.99,通过反设计得到进气道内外压缩型面。图 2~图 3 分别给出了基于特征线法设计的流场、压力分布与基于 STAR-CD 软件计算结果的对比,其中纵坐标 p/p_∞ 为当地压

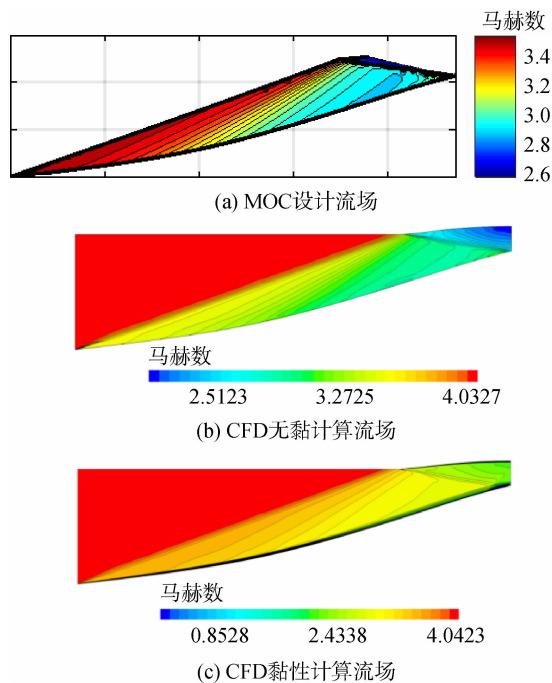
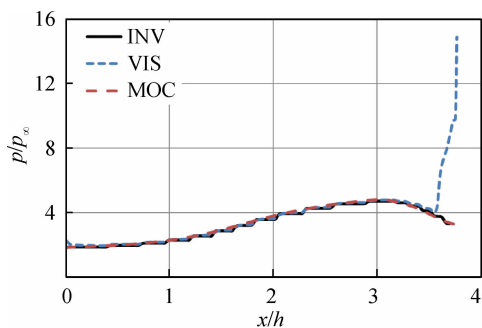
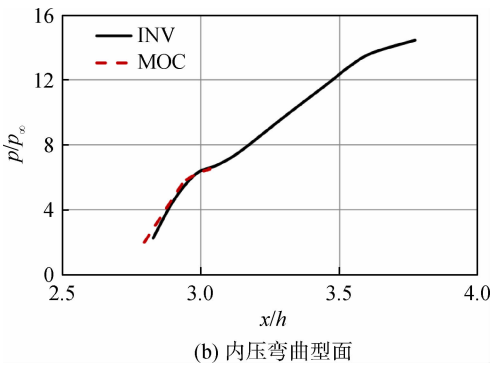


图 2 MOC 与 CFD 计算流场对比图

Fig. 2 Computational flowfield structure comparison of MOC and CFD



(a) 外压弯曲型面



(b) 内压弯曲型面

图 3 MOC 与 CFD 计算压力分布对比

Fig. 3 Computational pressure distribution comparison of MOC and CFD

力与自由来流压力的无量纲比值,横坐标 x/h 为当地流向位置与捕获(进口)高度的无量纲比值。由图可见,CFD 无黏(INV)计算的流场、激波形状、内/外压缩面沿程压力分布与设计值几乎完全吻合,证明了程序设计的正确性。黏性(VIS)计算时,由于附面层的影响,压缩面后部压力比设计值略高,但由图 3 可见,流场结构仍然较为接近。

2 弯曲压缩进气道气动构型

综合考虑高速飞机前体装载空间需求及与二元进气道一体化匹配需求,前体形状选取为下表面为平面的类旋成体,高马赫数巡航时一般以 $3^\circ\sim5^\circ$ 攻角飞行,为兼顾小攻角特性,防止前缘激波打入进气道唇口内,以 $Ma_\infty=4, \alpha=0^\circ$ 为激波封口设计点,同时为减小低超声脱体激波阻力,第一级压缩角选取为 6.5° ,第二级采用上述的弯曲压缩面,考虑到第一级楔板的压缩作用,因而弯曲压缩面设计来流马赫数选取为 3.53,前缘压缩角选取为 10.6° ,采用文献[22]中的指数函数计算位移厚度,对弯曲压缩面进行附面层修正,具体表达式为

$$\delta(x) = Ax + Bxe^{-x}$$

内压段初始型面基于唇口激波强度反设计得到,压缩角度为 10° 左右,后面采用圆弧过渡,保证设计点喉道马赫数为 1.8 左右。为减小唇口激波与弯曲压缩面附面层干扰,在反射激波波足附近设计了放气缝,改善低马赫数起动特性。进气道气动构型如图 4 所示。前体长度与进气道捕获高度 h 之比为 3.3,进气道宽度与进气道捕获高度之比为 1.06,进气道总长 L 与捕获高度之比为 7.2,进气道总收缩比为 4.9,内收缩比为 1.3。

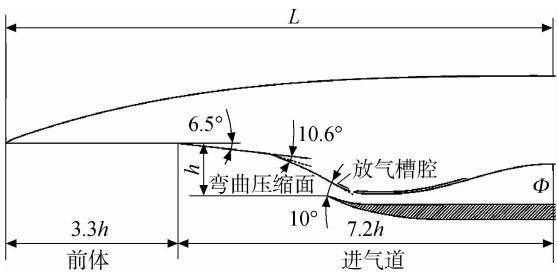


图 4 弯曲压缩进气道气动构型

Fig. 4 Configuration of curved compression inlet

3 变攻角起动试验与数值仿真

3.1 试验设备和模型

在中国空气动力研究与发展中心的直径 $\Phi=0.6\text{ m}$ 、FL-23 超声速风洞进行试验研究,该风洞是一座高压下吹-真空抽吸暂冲式超声速风洞,主要包括高压气源系统、稳定段、喷管和试验段、纹影系统、真空系统、电气控制系统和数据采集系统等,最大试验马赫数为 4.5。本次试验主要在来流马赫数 Ma_∞ 为 3、3.5、4 等条件下进行,风洞来流单位雷诺数 Re_∞ 、静压 p_∞ 、总温 T_∞ 等参数如表 1 所示,由于模型尺寸限制,试验只能实现 $-7^\circ\sim7^\circ$ 范围内的攻角变化。试验中先把攻角调至 -7° ,逐渐增大攻角到 7° ,然后再减小到 -7° ,攻角变化速率为 $1^\circ/\text{s}$,每个攻角维持 1s 采集数据。为防止下游反压过大导致进气道不起动,变攻角试验时在测量段后加了收敛段,其最小直径为进气道出口直径的 0.74 倍,做抗反压性能试验时拆下收敛段,换成走锥系统。试验测量系统采用美国压力系统国际 (pressure systems international, PSI) 公司的电子扫描阀系统。

表 1 风洞来流参数

Table 1 Inflow parameters of wind tunnel

Ma_∞	$Re_\infty/10^7\text{ m}^{-1}$	p_∞/Pa	T_∞/K
3	2.91	9610	288
3.5	3.37	6793	288
4	3.09	3981	288

缩比试验模型如图 5 所示,在进气道上下壁面中心线上分别布置了 21 个(C1~C21)和 24 个(R1~R24)直径 1 mm 的静压测点,在放气槽腔位置布置一个静压测点 P1 沿程静压测点根据数值模拟流场特征进行布置,在下壁面进口及喉道

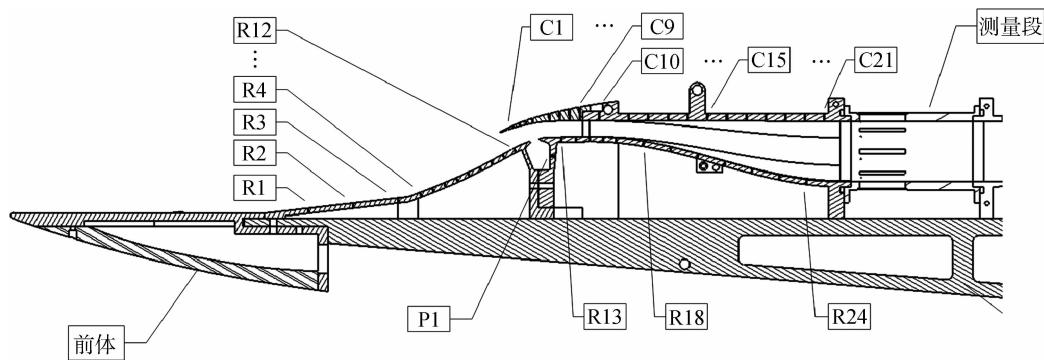


图 5 试验模型示意图

Fig. 5 Configuration of experiment model

附近测点进行局部加密。通过监测进口/喉道处的压力突变、出口性能参数的变化,判别进气道是否处于起动状态。安装在风洞中的前体/进气道一体化实物照片如图 6 所示。



图 6 试验模型在风洞中的照片

Fig. 6 Photo of experiment model in wind tunnel

3.2 数值模拟方法

本文仿真计算时保持进气道模型固定,通过改变计算域远场边界条件的气流攻角,开展准定常的数值仿真研究,其中攻角变化间隔选取为 2°。采用 STAR-CD 软件进行三维模型的数值计算,湍流模型使用标准 $k-\epsilon$ 模型,壁面附近采用增强型壁面函数。为减小计算量,取前体/进气道一半模型作为计算域,网格类型为多面体网格,壁面附近采用等比加密的附面层网格,第 1 层网格距壁面约为 0.05~0.1 mm, y^+ 约为 5~10,在前体、内管道等位置进行了局部加密,半模网格量为 1000 万左右,图 7 为计算网格。

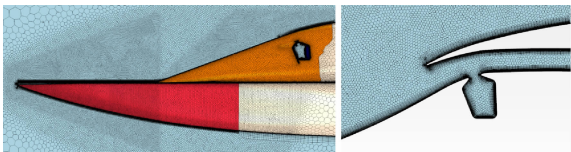


图 7 计算网格划分示意图

Fig. 7 Configuration of computational grid

采用了压力远场、压力出口及无滑移绝热固壁等边界条件。当残差下降至 10^{-3} 后,进气道喉道与出口流量差和出口流量之比小于 0.005 时认为收敛,然后增加或减小飞行攻角进行下一状态计算。

3.3 数值仿真与试验结果对比分析

3.3.1 变攻角起动仿真与试验对比

为防止反压过大影响进气道的起动特性,变攻角试验与仿真时在进气道测量段后面加了收敛段,表 2 给出了仿真、试验时不同马赫数状态下不起动与自起动攻角对比。 $Ma_\infty=3, \alpha=3^\circ$ 状态进气道不起动,当攻角减小到 -5° 时,进气道实现自起动,与风洞试验一致。 $Ma_\infty=3.5$ 状态,仿真时 13° 攻角进气道不起动, 5° 攻角可实现自起动,风洞试验中由于攻角限制,在 $-7^\circ \sim 7^\circ$ 攻角范围内可实现全程起动。 $Ma_\infty=4$ 状态,仿真时 19° 攻角进气道不起动, 9° 攻角可实现自起动,风洞试验中在 $-7^\circ \sim 7^\circ$ 攻角范围内同样可全程起动。图 8~图 10 分别给出了不同马赫数下不起动攻角与自起动攻角流场图,可以看出由于收敛段的节流作用,管道内产生正激波,结尾正激波位于喉道下游较远处,正激波与附面层干扰引起分离,出口存在较大的低压区。图 11~图 12 分别给出了 $Ma_\infty=3$ 自起动/不起动攻角状态下沿程压力及出口总压分布对比,图中 σ 表示总压恢复系数,CFD 与试验(Exp.)分布趋势一致,试验中扩张段压力偏大,出口低压区偏小。图 13~图 15 分别给出了不同马赫数下进气道流量系数 φ 和总压恢复系数 σ 等性能参数随攻角变化的迟滞环,仿真与试验得到的自起动/不起动攻角基本一致,试验中由于总压靶测点难以深入到附面层,因而测得的性能偏高。

表 2 仿真与试验不起动/自起动攻角对比

Table 2 Unstarting/self-starting angle of attack comparison of simulation and experiment

Ma_∞	不起动攻角/(°)			自起动攻角/(°)		
	CFD	试验	等效马赫数	CFD	试验	等效马赫数
3	3	3	2.85	—5	—5	3.27
3.5	13	全程起动	2.79	5	全程起动	3.20
4	19	全程起动	2.64	9	全程起动	3.36

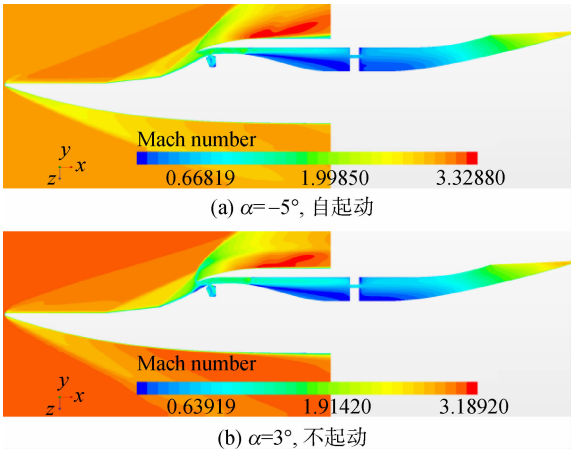


图 8 $Ma_\infty = 3$ 时不同攻角状态流场结构

Fig. 8 Flowfield structure of $Ma_\infty = 3$ at different angles of attack

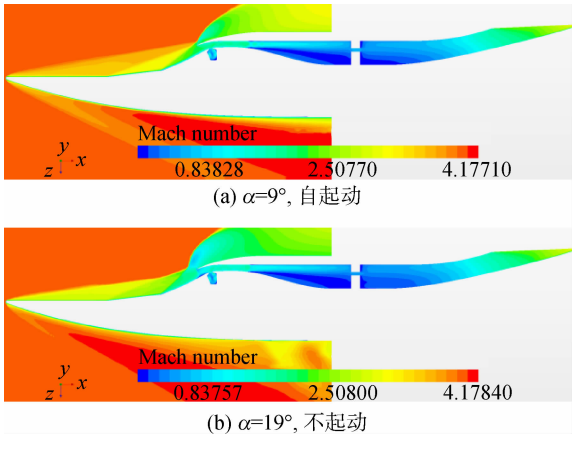


图 10 $Ma_\infty = 4$ 时不同攻角状态流场结构

Fig. 10 Flowfield structure of $Ma_\infty = 4$ at different angles of attack

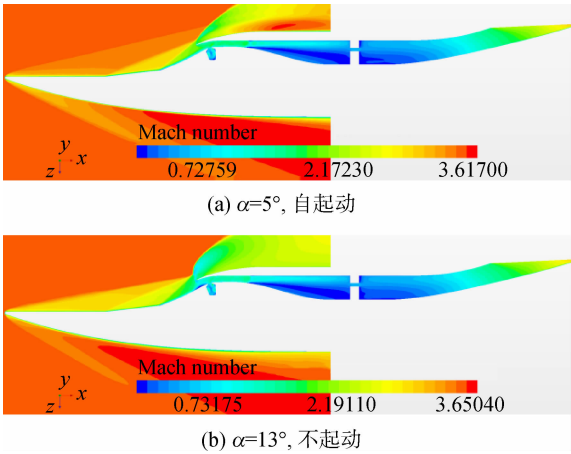


图 9 $Ma_\infty = 3.5$ 时不同攻角状态流场结构

Fig. 9 Flowfield structure of $Ma_\infty = 3.5$ at different angles of attack

3.3.2 变攻角起动与加速起动仿真对比分析

同时为比较变攻角起动与加速起动的差异性,开展了加速起动准定常数值仿真分析。以 $Ma_\infty = 2.7, \alpha = 0^\circ$ 不起动流场为初始条件,逐步增大来流马赫数直至进气道起动,其中步长选取马赫数为 0.1。图 16 给出了进气道不起动和起动

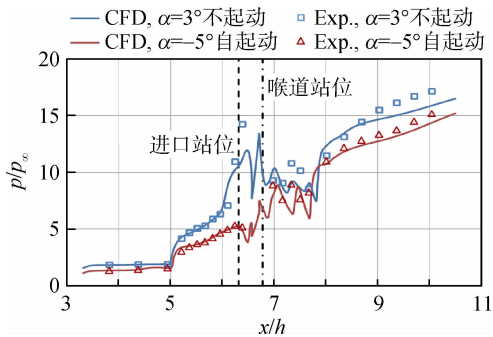


图 11 $Ma_\infty = 3$ 时 CFD 和试验沿程压力分布对比

Fig. 11 Pressure distribution comparison of CFD and experiment at $Ma_\infty = 3$

马赫数下对称面流场对比,图 17 给出了整个加速起动过程不同马赫数状态沿程压力对比,当进气道不起动时进口存在分离包,压力出现突升,当马赫数增大到 3.2 时进气道实现自起动,进口分离包消失,压力回落,内通道建立正常的内压波系。变攻角仿真和试验在 $Ma_\infty = 3, \alpha = -5^\circ$ 时实现自起动,此时等效来流马赫数为 3.27,与加速起动马赫数预测偏差为 2% 左右,同时从表 2 也可以看出,在一定攻角范围内可以通过变攻角方法来模拟进气道的起动特性,攻角范围大致为 $-5^\circ \sim$

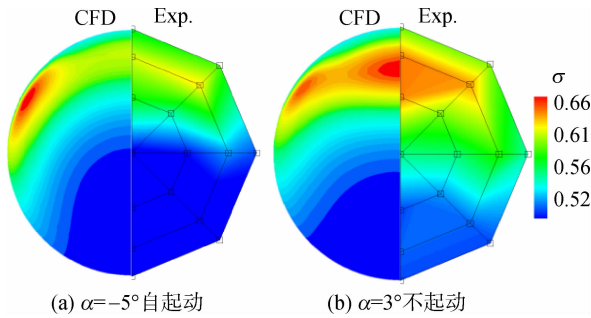


图 12 $Ma_\infty = 3$ 时 CFD 和试验出口总压分布对比

Fig. 12 Exit total pressure distribution comparison of CFD and experiment at $Ma_\infty = 3$

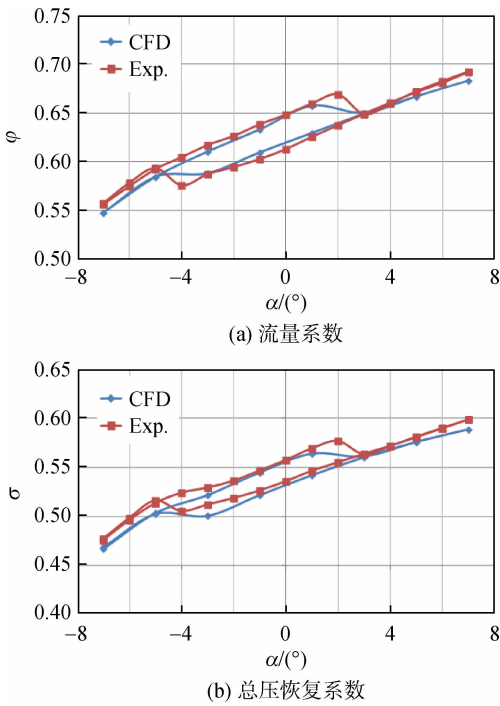


图 13 $Ma_\infty = 3$ 时不同攻角流量系数及总压恢复系数迟滞环

Fig. 13 Mass flow coefficient and total pressure recovery coefficient hysteresis loop of $Ma_\infty = 3$ at different angles of attack

5°,当攻角太大,由于进气道流量捕获能力的显著差异,变攻角起动与加速起动马赫数预测偏差马赫数在 0.1 以上。

3.3.3 进气道抗反压能力分析

重点针对设计点 $Ma=4$ 、 $\alpha=3^\circ$ 状态进行了抗反压能力试验分析,图 18 给出了进气道不同反压条件下仿真与风洞试验沿程压力对比,图 19 给出了进气道极限反压下出口总压恢复云图对比。可以看出,仿真与试验沿程压力和出口流场分布基本一致,弯曲压缩面的压力分布规律与设计的“先

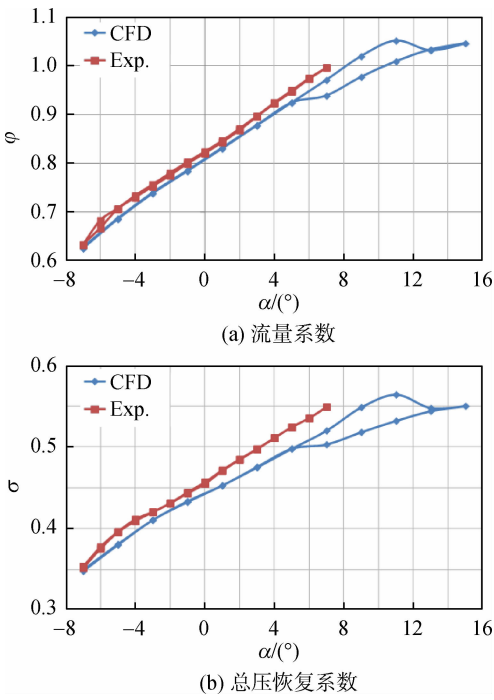


图 14 $Ma_\infty = 3.5$ 不同攻角流量系数及总压恢复系数迟滞环

Fig. 14 Mass flow coefficient and total pressure recovery coefficient hysteresis loop of $Ma_\infty = 3.5$ at different angles of attack

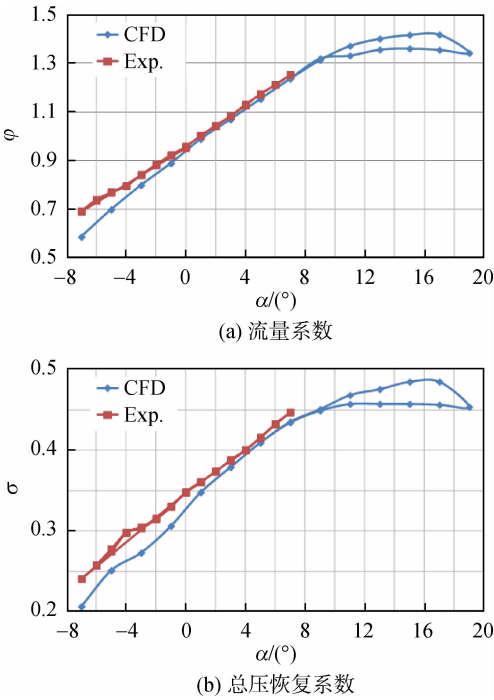


图 15 $Ma_\infty = 4$ 时不同攻角流量系数及总压恢复系数迟滞环

Fig. 15 Mass flow coefficient and total pressure recovery coefficient hysteresis loop of $Ma_\infty = 4$ at different angles of attack

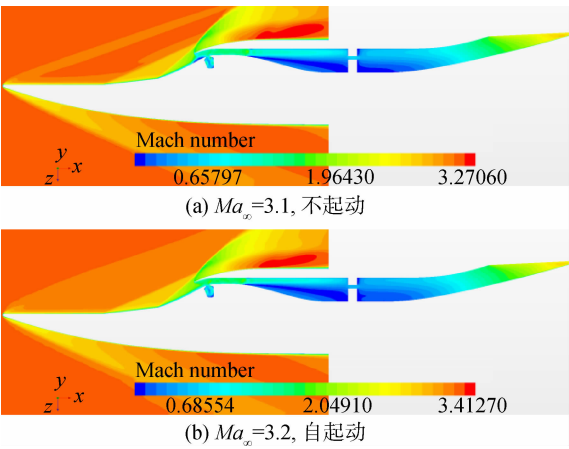


图 16 进气道加速自启动流动场结构($\alpha=0^\circ$)
Fig. 16 Flowfield structure of inlet acceleration self-starting ($\alpha=0^\circ$)

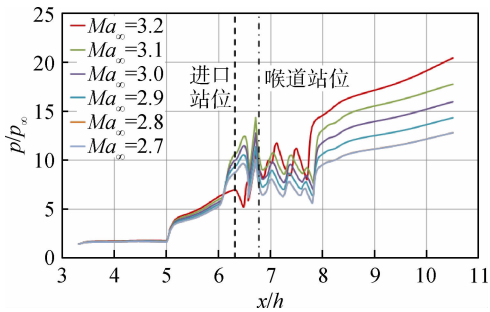


图 17 进气道加速自启动沿程压力对比
Fig. 17 Pressure distribution comparison of inlet acceleration self-starting

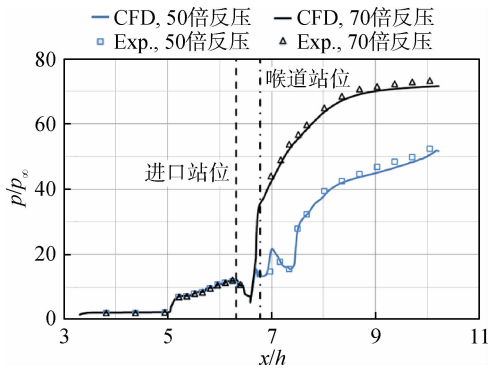


图 18 不同反压条件下 CFD 与试验沿程压力对比
Fig. 18 Pressure distribution comparison of CFD and experiment at different back pressures

“缓中急后缓”吻合良好,试验中扩张段压力分布稍微偏高,出口流场低压区偏小,因而试验得到的性能偏高,试验出口总压恢复系数为 0.525,而仿真出口总压恢复系数为 0.512,试验比仿真高 3% 左右。

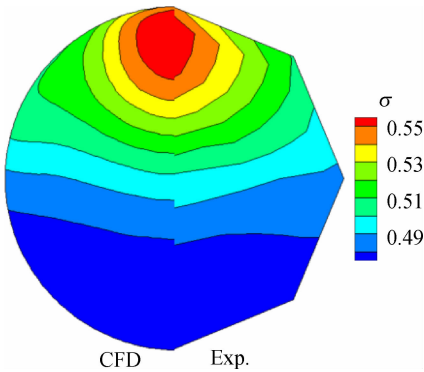


图 19 $Ma_\infty=4, \alpha=3^\circ$ 时 70 倍反压条件下
CFD 与试验流场结构对比
Fig. 19 Flowfield structure comparison of CFD and experiment under 70 times back pressure at $Ma_\infty=4, \alpha=3^\circ$

4 结 论

通过本文研究,得出以下结论:

- 1) 针对内外压缩型面可控的二元弯曲压缩进气道开展了仿真与试验研究,试验与仿真结果吻合一致,验证了设计思想及数值模拟方法的正确性;
- 2) 由于攻角变化引起进气道的流量捕获能力及总压恢复特性显著变化,基于连续变攻角自启动试验方法在一定攻角范围内可模拟进气道加速自启动;
- 3) 本文设计的弯曲压缩进气道具有良好的综合气动特性,设计点 $Ma=4, \alpha=3^\circ$ 状态抗反压能力 70 倍来流压力以上,总压恢复系数在 0.5 以上,在 $Ma=3, \alpha=0^\circ$ 具备启动能力。

参考文献:

[1] EDWARDS C L W, SMALL W J, WEIDNER J P, et al. Studies of scramjet/airframe integration techniques for hypersonic aircraft[R]. AIAA 75-58, 1975.

[2] 张堃元. 基于弯曲激波压缩系统的高超声速进气道反设计研究进展[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 274-288. ZHANG Kunyuan. Research progress on hypersonic inlet reverse design based on curved shock compression system [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 274-288. (in Chinese)

[3] 南向军, 张堃元, 金志光, 等. 压升规律可控的高超声速内收缩进气道设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 518-523. NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Investigation on hypersonic inward turning inlets with controlled pressure gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 518-523. (in Chinese)

[4] WANG Lei,ZHANG Kunyuan,NAN Xiangjun,et al. Optimization and experimental investigation of 2-D hypersonic curved shock[R]. AIAA-2012-5959,2012.

[5] 王磊,张堃元,向有志,等. 高超声速二元弯曲激波压缩面反设计方法的参数化研究[J]. 南京航空航天大学学报,2013,45(4):441-446.

WANG Lei,ZHANG Kunyuan,XIANG Youzhi,et al. 2-D hypersonic curved shock compression surface[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2013,45(4):441-446. (in Chinese)

[6] 李永洲,张堃元,南向军. 基于马赫数分布规律可控概念的高超声速内收缩进气道设计[J]. 航空动力学报,2012,27(11):2484-2491.

LI Yongzhou,ZHANG Kunyuan,NAN Xiangjun. Design of hypersonic inward turning inlets base on concept of controllable Mach number distribution[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(11):2484-2491. (in Chinese)

[7] 朱伟. 基于马赫数分布规律的高超矩形转圆内转式进气道设计研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.

ZHU Wei. Investigation on hypersonic rectangular to circle shape transition inward turning inlets with controlled Mach number distributions[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2012. (in Chinese)

[8] 朱伟,张堃元,南向军. 壁面马赫数分布规律可控的新型内收缩基准流场设计方法[J]. 推进技术,2013,34(4):433-438.

ZHU Wei,ZHANG Kunyuan,NAN Xiangjun. Investigation on basic flowfield with controlled Mach number gradient for hypersonic inward turning inlets[J]. Journal of Propulsion Technology,2013,34(4):433-438. (in Chinese)

[9] 张林,张堃元,王磊,等. 基于壁面马赫数梯度的高超声速弯曲激波二维进气道数值研究[J]. 航空动力学报,2013,28(4):752-758.

ZHANG Lin,ZHANG Kunyuan,WANG Lei,et al. Computational investigation of hypersonic curved shock two-dimensional inlet with compression surface constant Mach number gradient[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(4):752-758. (in Chinese)

[10] 周硕,张堃元,王磊. 高超压缩面分段反设计研究[R]. 北京:高超声速专题研讨会暨第 5 届全国高超声速科学技术会,2012.

[11] VAN WIE D,KWOK F T,WALSH R F. Starting characteristics of supersonic inlet[R]. AIAA 96-2914,1996.

[12] 王翼. 高超声速进气道启动问题研究[D]. 长沙:国防科技大学,2008.

WANG Yi. Investigation on the starting characteristics of hypersonic inlet[D]. Changsha: National University of Defense Technology,2008. (in Chinese)

[13] 余安远,乐嘉陵. 高超声速进气道起动问题的二维数值模拟初探[R]. 南京:高超声速进气道技术交流(研讨会),2005.

[14] 李祝飞,高文智,杨基明. 一种二元进气道起动特性的数值与实验考察[J]. 推进技术,2016,37(7):1224-1232.

LI Zhufei,GAO Wenzhi,YANG Jiming. Numerical and experimental investigation for starting characteristics of a two-dimensional inlet[J]. Journal of Propulsion Technology,2016,37(7):1224-1232. (in Chinese)

[15] 刘雄,王翼,梁剑寒. 二维高超声速进气道加速启动过程数值研究[J]. 推进技术,2015,36(3):328-335.

LIU Xiong,WANG Yi,LIANG Jianhan. Numerical research on accelerating starting of 2-dimensional hypersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology,2015,36(3):328-335. (in Chinese)

[16] 游进,夏智勋,王登攀,等. 高超声速进气道再起启动特性及其影响因素数值模拟[J]. 固体火箭技术,2011,34(2):161-166.

YOU Jin,XIA Zhixun,WANG Dengpan,et al. Numerical study on influencing factors of restarting characteristics for a hypersonic inlet[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2011,34(2):161-166. (in Chinese)

[17] 岳连捷,刘红,徐骁,等. 激波风洞进气道自起动实验方法[C]//第 9 届全国实验流体力学学术会议论文集. 杭州:中国力学学会,2013:29-35.

[18] WANG Yi,WANG Zhenguo,LIANG Jianhan,et al. Investigation on hypersonic inlet starting process in continuous freejet wind tunnel[J]. Journal of Propulsion and Power,2014,30(6):1721-1726.

[19] GRAINGER A L,BOYCE R R,TIRTEY S C,et al. The unsteady flow physics of hypersonic inlet starting processes[R]. AIAA-2012-5937,2012.

[20] 谢文忠,葛严,赵昊,等. 一种高超声速进气道加速自起动的实验方法[J]. 航空动力学报,2018,33(6):1475-1483.

XIE Wenzhong,GE Yan,ZHAO Hao,et al. A test method for accelerating self-start of hypersonic inlets[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(6):1475-1483. (in Chinese)

[21] 徐尚成,王翼,苏丹,等. 迎角变化引起的高超声速进气道起动迟滞现象试验研究[J]. 实验流体力学,2019,33(3):76-82.

XU Shangcheng,WANG Yi,SU Dan,et al. Experimental study on hysteresis phenomenon of hypersonic inlet caused by variation of angle of attack[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2019,33(3):76-82. (in Chinese)

[22] TAYLOR T M,VAN WIE D,Performance analysis of hypersonic shape-changing inlets derived from morphing streamline traced flowpaths[R]. AIAA-2008-2635,2008.

(编辑:叶 青、王碧琚)