

双侧二元超声速进气道旋转唇罩再起动控制

李龙浩¹, 谢文忠¹, 张喜峰², 李腾飞¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国兵器工业集团有限公司 北方华安工业集团有限公司, 齐齐哈尔 161046)

摘 要: 针对双侧二元超声速进气道在非对称来流条件下的不起动现象, 通过旋转背风侧/迎风侧唇罩进行了进气道再起动控制研究。采用非定常数值仿真方法, 获得了几何壅塞背压加载方式下进气道的不起动流场, 进而对比分析了旋转背风侧/迎风侧进气道唇罩的再起动过程。研究结果表明: 随着几何壅塞程度加剧, 进气道呈现出非对称工作状态, 即背风侧进入深度不起动状态, 而迎风侧表现为起动状态; 在几何壅塞引发进气道不起动后, 迎风侧唇罩不动, 只旋转背风侧唇罩, 该进气道无法恢复起动状态, 其根本原因在于迎风侧出口气流对背风侧进气道的堵塞程度过大; 而背风侧唇罩不动, 只通过旋转迎风侧进气道唇罩使迎风侧捕获流量减小, 可以有效缓解其对背风侧的堵塞, 从而实现背风侧进气道再起动。

关 键 词: 双侧二元进气道; 冲压发动机; 再起动控制; 旋转唇罩; 非定常数值仿真

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Restart control in two-dimensional twin-duct supersonic inlet through rotating cowl

LI Longhao¹, XIE Wenzhong¹, ZHANG Xifeng², LI Tengfei¹

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. North Hua'an Industry Group Corporation Limited,
China North Industries Group Corporation Limited, Qiqihar 161046, China)

Abstract: An investigation into restart control strategies for a two-dimensional twin-duct supersonic inlet under asymmetric incoming flow conditions was conducted. The cowl was rotated on the windward and leeward sides to evaluate the efficacy in mitigating unstart. Unsteady numerical simulations were employed to capture the inlet's unstart flow field under plug throttling-induced backpressure loading. The restart processes initiated by rotating the leeward-side and windward-side cowls were comparatively analyzed. The findings revealed that progressive plug throttling induced asymmetric inlet operation, characterized by a deep unstart condition in the leeward inlet, while the windward inlet maintained a started state. Following plug-throttling-induced unstart, leeward cowl rotation failed to achieve leeward inlet restart. This failure was attributed fundamentally to excessive flow blockage resulting from the predominance of windward outlet flow. In contrast, windward cowl rotation reduced its captured mass flow, effectively mitigating the blockage effects imposed on the leeward side and thereby facilitating successful restart of the leeward inlet.

收稿日期: 2025-06-30

基金项目: 国家自然科学基金(11972188, 12572265)

作者简介: 李龙浩(2000—), 男, 硕士生, 主要从事内流空气动力学研究。E-mail: 1402009004@qq.com

通信作者: 谢文忠(1981—), 男, 研究员、博士生导师, 博士, 主要从事内流空气动力学研究。E-mail: xie_wenzhong@126.com

引用格式: 李龙浩, 谢文忠, 张喜峰, 等. 双侧二元超声速进气道旋转唇罩再起动控制[J]. 航空动力学报, 2026, 41(8): 20250307. LI Longhao, XIE Wenzhong, ZHANG Xifeng, et al. Restart control in two-dimensional twin-duct supersonic inlet through rotating cowl[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(8): 20250307.

Keywords: two-dimensional twin-duct inlet; ramjet engines; restart control; rotating cowl; unsteady numerical simulation

为了获得最优性能,超声速进气道需要在接近临界状态下运行,但由于发动机下游部件运行状态的突变,很容易导致进气模式快速过渡至亚临界状态^[1-4]。当进气道陷入不起动状态后,将对进气道乃至整个推进系统都会产生非常恶劣的影响,甚至可能导致飞行失败^[5-6]。为此,开展双侧二元超声速进气道旋转唇罩再起控制研究,这对于确保发动机安全稳定工作和飞行器正常运行都具有重要意义。

对于超声速进气道发生不起动/再起动的现象,学者已经展开了大量研究。Mayer 和 Paynter^[7-8]早在 1994—1995 年利用数值模拟研究了冲压发动机燃烧引起的进气道不起动现象,结果表明:对于背压引起的不起动,流动分离占主导地位。Yu 等^[9]通过对低来流马赫数和高背压引起的不起动问题进行数值研究,并将模式识别理论首次引入进气道两种工作状态的识别中。Tan 等^[10]通过试验研究了高超声速进气道从起动到不起动的全过程,将不起动过程可分为 4 个阶段:燃烧室与隔离段中的激波串、喉部分离包和进气道不起动。Emami 等^[11]针对由下游高背压引起的进气道不起动/再起过程进行了试验,得到了进气道能够实现再起动的内收缩比范围。Krushnrao Kotte-da 等^[12]和 Askari 等^[13]分别利用数值仿真和试验研究了 Y 型超声速进气道增减背压时的不起动/再起过程。温玉芬等^[14-15]通过数值仿真和试验研究了超声速双侧二元进气道再起特性及喘振特性。

研究者为了实现进气道从不起动到再起,提出了多种控制策略。张启帆^[16]在进气道不同位置设置射流装置,通过试验发现只有在喉部射

流实现了再起。Qin 等^[17]对高超声速进气道进行风洞试验研究,提出一种基于变泄流量辅助进气道再起的简易方法。Jin 等^[18]对一种矩形超声速进气道进行了风洞试验,发现内收缩段泄流同时提高了进气道临界不起动节流比和再起能力。Kang 等^[19]在进气道隔离段设置了边界层吸除装置,试验结果表明降低背压和吸除边界层同时作用才能实现进气道再起。Liu 等^[20]提出了一种基于能量添加的主动流量控制方法,发现加热区对再起性能有显著影响。Tong 等^[21]研究了平移唇罩对进气道起动/不起动的影响,并提出了一种不启动边界自相似经验方程。Senthilku-mar 等^[22]通过对 3 种不同堵塞度的超声速进气道进行了试验研究,发现对于背压引起的不起动,可以通过转动唇罩来实现再起。Yue 等^[23]提出了一种多级唇罩压缩角不同组合的设计思路,用来改善进气道再起性能。

为了进一步探索双侧二元超声速进气道的再起控制过程,本文针对一种两侧进气布局的亚燃冲压发动机,在侧滑状态下利用几何壅塞使进气道陷入不起动,通过非定常数值仿真,分别研究旋转背风侧和迎风侧唇罩两种控制方式下的进气道再起过程,以期该类冲压发动机中进气道再起控制提供有价值的参考。

1 物理模型与方法

1.1 物理模型

双侧二元超声速进气道/补燃室一体化模型及设计参数如图 1 所示,其中双侧进气道采用左右对称布局,燃烧室简化为空腔^[24]。本文利用简化模型研究在左右非对称来流条件下双模块布局

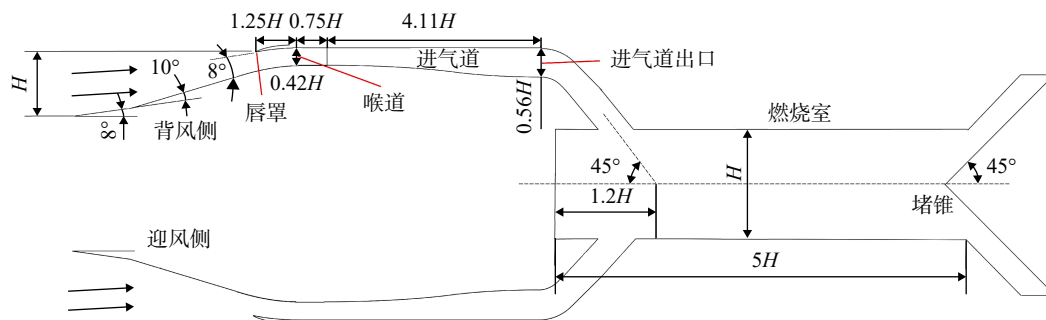


图 1 双侧二元进气道/补燃室一体化模型

Fig. 1 Integrated model of two-dimensional twin-duct inlet and the afterburning chamber

进气道在不起动/再起动控制过程中两个通道内部流动之间强耦合特性, 因此并未考虑前体对来流的影响及其可能引起的内/外流耦合特性。同时, 之所以没有采用实际三维模型开展研究, 是因为三维模型的非定常计算所消耗的计算资源巨大。

为了实现动网格的正常旋转, 同时参考文献[25], 对本文中双侧二元进气道上下两侧唇罩进行了简化设计, 图 2 给出了旋转唇罩模型示意图。图中旋转唇罩部分水平长度为 $0.73H$ (H 为进气道捕获高度), 其绕点 R 进行逆时针旋转, 唇罩旋转角度用 θ_R 表示。

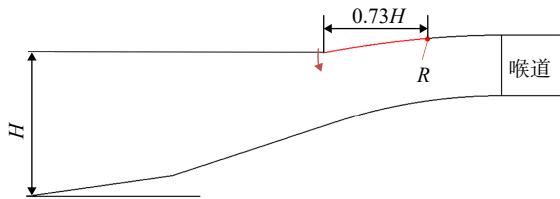


图 2 旋转唇罩控制模型

Fig. 2 Rotating cowl control model

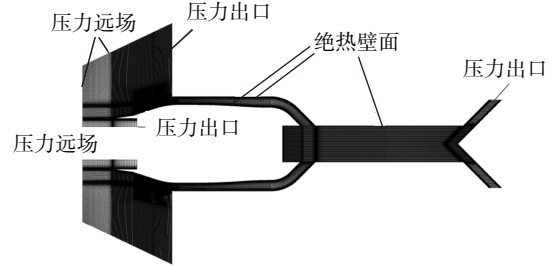
1.2 仿真方法

对于本文所研究的超声速流动, 采用有限体积法求解雷诺平均纳维-斯托克斯(RANS)方程, 选取 Spalart-Allmaras 模型用于计算湍流量。同时, 采用双时间步隐式算法进行非定常模拟, 并在子迭代过程中使用三点向后差分法获得 2 阶时间精度, 非定常计算的时间步长取 1×10^{-5} s。此外, 黏度和热导率均使用 Sutherland 公式作为局部温度的函数进行计算。

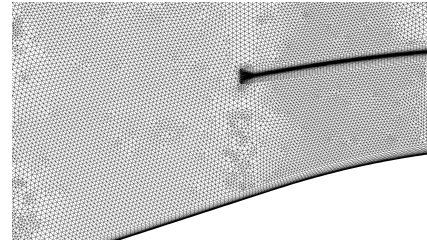
在飞行高度为 12 km、来流马赫数为 2.6、飞行侧滑角为 2° 的条件下, 对几何堵塞下基于唇罩旋转的双侧二元超声速进气道再起动控制过程进行数值仿真。先用定常方法计算初始流场; 之后以 16 mm/s [10] 的速度进锥至一定程度后, 停锥一段时间; 最后在保持锥位不变的情况下运用用户自定义函数 UDF(user-defined functions)和动网格技术实现旋转唇罩以控制再起动过程, 其中唇罩旋转角速度为 $18 (^\circ)/\text{s}$ 。

1.3 网格划分

本文针对双侧二元超声速进气道/补燃室一体化数值仿真研究, 如图 3 所示, 整体采用混合网格(结构网格与局部非结构网格混合), 总网格数量在 17 万左右。对边界层加密处理, 第 1 层网格中心距墙壁的平均距离控制在 10^{-5} m 以下, 网格增长率为 1.1, y^+ 值控制在 1 附近, 有利于获得精



(a) 整体网格



(b) 局部网格

图 3 进气道计算域网格

Fig. 3 Computational mesh of inlet

确的边界层结构。

1.4 算例验证

进气道从不起动到再起动过程中, 流场会发生剧烈变化, 这对计算方法的精度有较高的要求。为验证本文采用的仿真方法及网格疏密度可靠性, 本节选取了 Nagashima 等 [26] 开展的轴对称超声速进气道喘振试验数据作为验证算例, 采用的进气道几何构型与边界条件均严格参照该文献设置, 其试验模型见图 4。

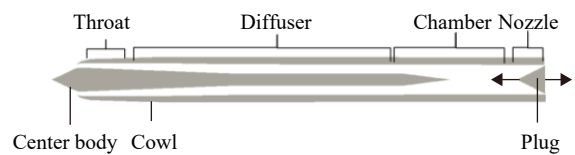


图 4 验证算例进气道模型 [26]

Fig. 4 Schematic diagram of the test model in case verification [26]

表 1 给出了试验和仿真在监测点处的压强振荡频率, 可以看出仿真结果已经与试验值较为接近。图 5 还给出了试验纹影和仿真流场, 对比可知波系位置吻合度较好。所以, 可以认为本文选

表 1 不同疏密度网格在监测点处振荡频率

Table 1 Pressure oscillation frequency at monitoring point with different mesh densities

算例	主频率/Hz
数值仿真	369.12
试验 [26]	360.00

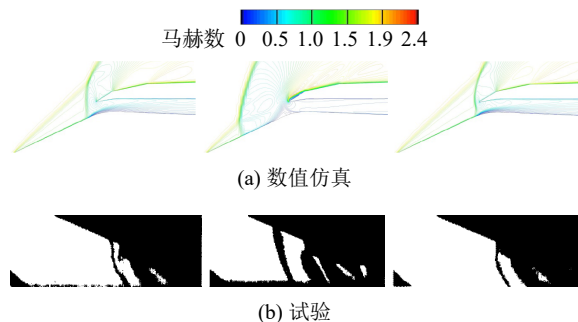
图 5 喘振周期内不同时刻计算结果与试验纹影图^[26]对比

Fig. 5 Comparison between the simulation results and the test schlieren results^[26] at different moments in the buzz period

择的数值仿真方法能较准确地模拟出超声速进气道喘振状态下的流场结构。

此外,本节还针对下文中几何壅塞下旋转进气道唇罩引起的双侧二元进气道再起控制过程进行了网格尺度无关性验证和时间尺度无关性验证。所有网格均采用相同的划分策略,确保网格分布的合理性及关键区域(如唇罩附近、边界层)的网格平均正交质量大于 0.7。本文采用 8.25 万、16.5 万和 33 万这 3 种疏密度的网格进行验证。由于非定常再起过程中流场变化剧烈,压力场、激波位置等云图难以准确捕获,所以本节采用流量系数随时间的变化规律来验证网格无关性。从图 6 中背风侧进气道流量系数(φ)随时间(t)的变化曲线可以看出,中等网格与密网格的仿真结果较为接近。此外,基于中等网格在不同时间步长下进行仿真验证,从图 7 可以看出,时间步长(τ)为 1×10^{-5} s 和 1×10^{-6} s 的仿真结果在整体趋势上几乎一致。因此,考虑到计算资源以及非定常

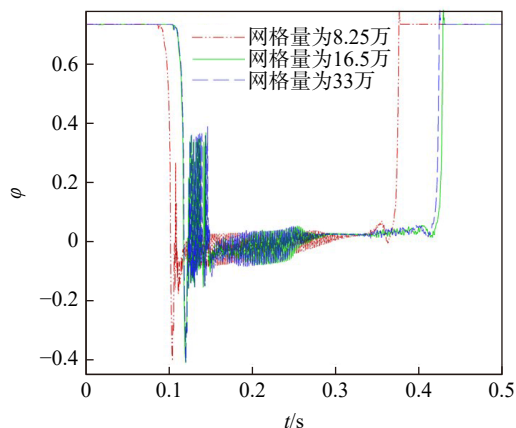


图 6 不同网格量下背风侧进气道流量系数随时间变化曲线

Fig. 6 Mass flow coefficient of the leeward inlet versus time under different mesh densities

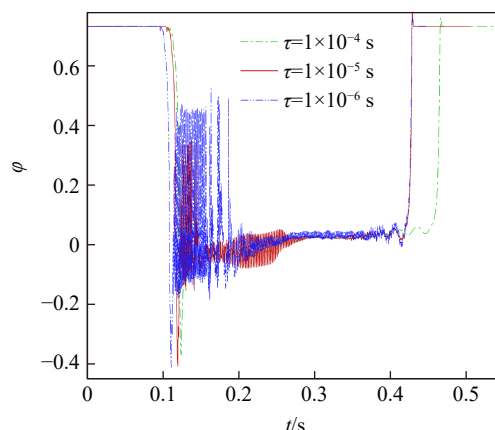


图 7 不同时间步长下背风侧进气道流量系数随时间变化曲线

Fig. 7 Mass flow coefficient of the leeward inlet versus time under different time steps

计算精度的要求,本文选择时间步长 1×10^{-5} s 和中等网格来进行非定常计算。

2 结果与讨论

2.1 几何壅塞引起的进气道不起动特性

首先,通过定常计算获得稳定的初始流场,如图 8 所示。在该流场中,背风侧进气道结尾激波处于喉道稍下游站位,接近临界状态,而迎风侧结尾激波相对位于更下游,两者均未越过喉道,两侧进气道均处于起动状态。

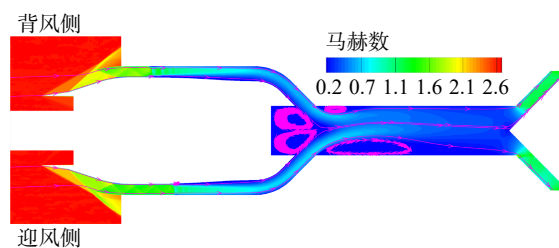


图 8 堵锥节流下背风侧进气道接近临界状态时马赫数分布

Fig. 8 Mach number contour of the leeward inlet near the critical state under plug throttling

在图 8 流场的基础上开展非定常仿真,继续进锥,以期获得不起动流场。图 9 给出了堵锥节流下背风侧进气道不起动过程中背/迎风侧进气道喉部流量系数($\varphi_{t,l}/\varphi_{t,w}$),图 10 为背风侧进气道出口背压($p_{e,l}/p_0$)的变化曲线,图中 p_0 为来流静压。图 11 为典型时刻马赫数分布云图。在整个不起动过程中,背风侧下游出口背压先增大而后陷入大幅度振荡,背风侧流量系数先保持不变而后陷入大幅度振荡,迎风侧流量系数保持不变。从图 11

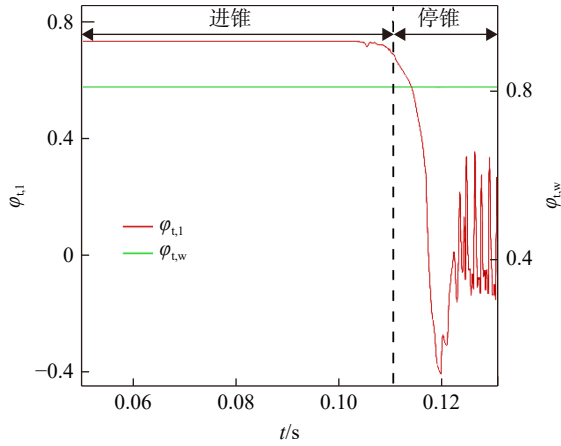


图9 背风侧进气道不起动过程中背风侧/迎风侧进气道喉部流量系数随时间变化曲线

Fig. 9 Mass flow coefficient of the leeward/windward inlet throat versus time during unstart of the leeward inlet

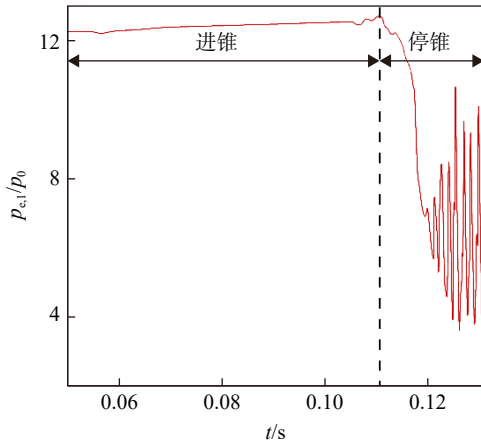


图10 背风侧进气道不起动过程中背风侧进气道出口背压随时间变化曲线

Fig. 10 Leeward exit back pressure versus time during unstart of the leeward inlet

可以看出,随着锥位不断前移,背风侧下游出口背压增大,背风侧进气道结尾激波进入内收缩段,当背风侧进气道不起动分离包产生的分离诱导激波打在唇口上时(图11(a)),此时停止进锥。之后,经过一段时间的定锥计算,口面溢流加剧,补燃室绝大部分出口截面被迎风侧进气道气流所占据,背风侧进气道陷入了深度不起动状态,不起动分离包在口面忽大忽小,并伴随着高强度的振荡(图11(b)~图11(d)),而迎风侧进气道则处于深度超临界的起动状态。下文旋转背风侧/迎风侧唇罩均是在此不起动流场的基础上进行后续研究工作。

2.2 旋转背风侧进气道唇罩再起动控制

为实现再起动,从0.1304 s开始旋转背风侧

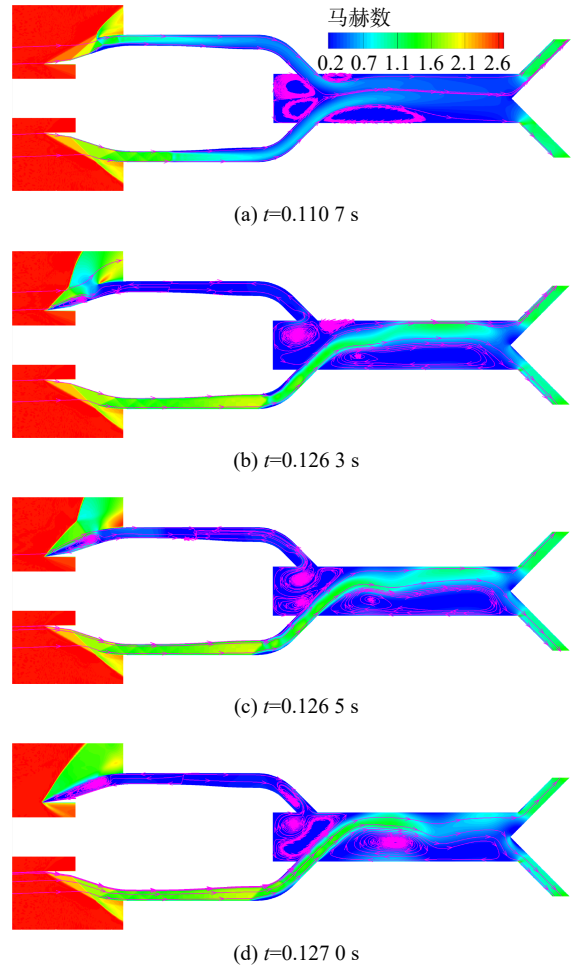


图11 背风侧进气道不起动过程中典型时刻马赫数分布 (不起动锥位, \$\theta_R=0^\circ\$)

Fig. 11 Mach number contours at typical instants during the leeward inlet unstart process (fixed plug, \$\theta_R=0^\circ\$)

进气道唇罩。从图12和图13可以看出,在旋转唇罩的初期,流场处于大幅振荡阶段;至0.16 s左

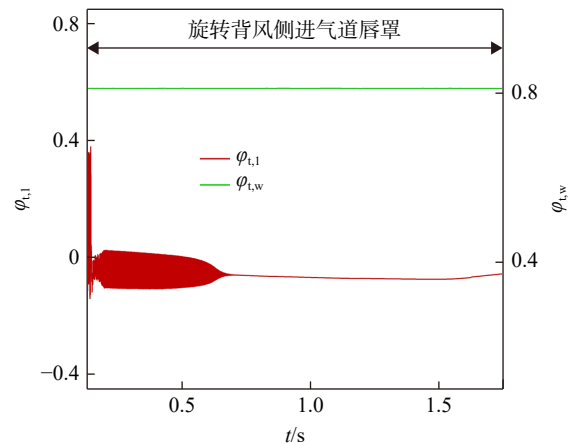


图12 背风侧进气道唇罩旋转期间进气道喉部流量系数随时间变化曲线

Fig. 12 Mass flow coefficient of the inlet throat versus time during leeward cowl rotation

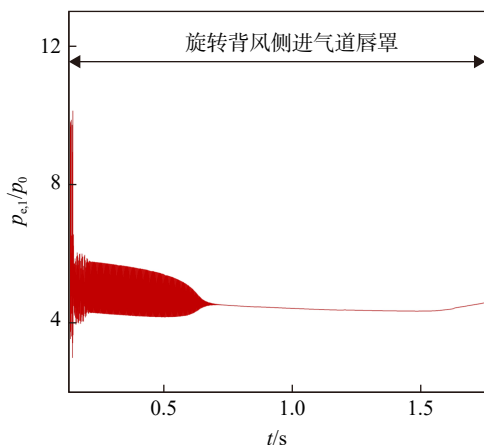


图 13 背风侧进气道唇罩旋转期间背风侧进气道出口背压随时间变化曲线

Fig. 13 Leeward exit back pressure versus time during leeward cowl rotation

右,背风侧进气道喉部流量系数、出口背压过渡至小幅振荡阶段;至 0.75 s 左右,振荡消失,背风侧流量系数小于 0,进入约 1 s 的稳定阶段。最终唇罩旋转时长达 1.65 s 之后,前缘唇罩几乎接近二级压缩面,但此时背风侧进气道流量系数依旧小于 0,也就意味着背风侧进气道仍未实现再起动。与此同时,整个背风侧进气道唇罩旋转期间,迎风侧进气道喉部流量系数始终保持定值不变。

图 14 给出了背风侧进气道唇罩旋转期间典型时刻进气道/补燃室一体化马赫数分布云图,图中加粗黑色实线代表唇罩旋转所处位置。可以看

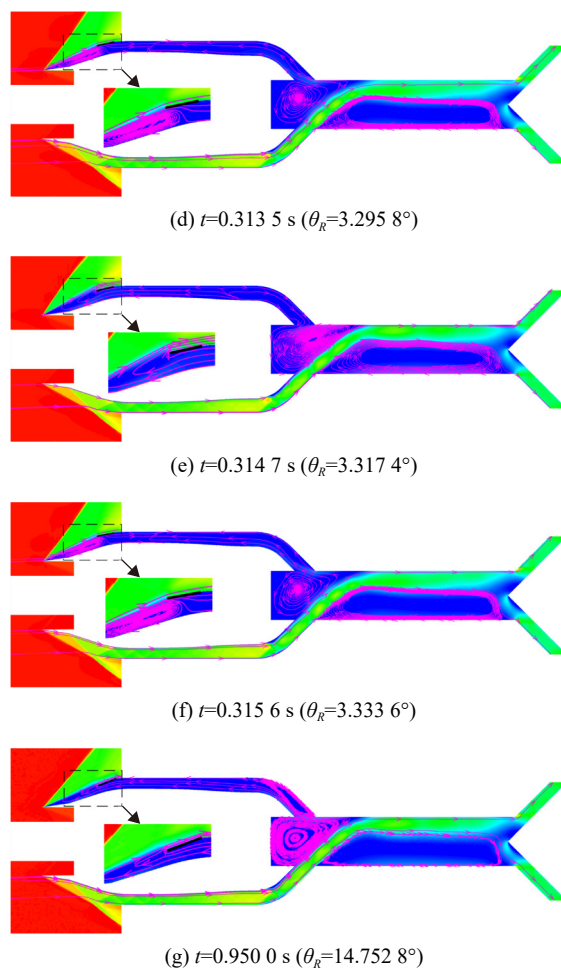
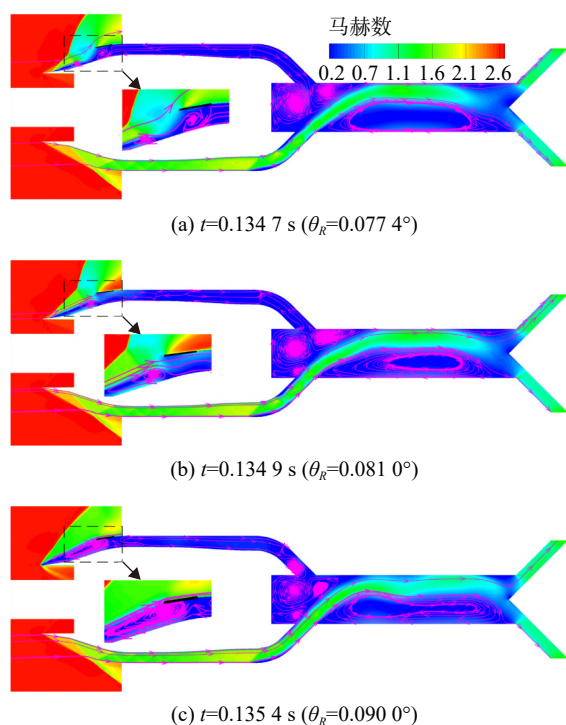


图 14 旋转背风侧进气道唇罩过程中的马赫数分布

Fig. 14 Mach number contours during leeward cowl rotation

出,随着背风侧进气道唇罩的不断旋转,初始大幅振荡的流场变化与定锥阶段的大幅振荡相似,即背风侧进气道口面不起动分离包忽大忽小(图 14(a)~图 14(c));在小幅振荡阶段,背风侧进气道口面不起动分离包大小变化幅度有所减小(图 14(d)~图 14(f));在最后稳定阶段,背风侧进气道口面不起动分离包保持稳定,内通道完全处于倒流状态,对应着流量系数小于 0(图 14(g))。总体上,在整个背风侧进气道唇罩旋转期间,迎风侧进气道出口气流一直占据着补燃室流道出口,补燃室以及迎风侧进气道内的流场几乎没有发生太大的变化。

2.3 旋转迎风侧进气道唇罩再起启动控制

为实现再起启动,从 0.1304 s 开始旋转迎风侧进气道唇罩。图 15 和图 16 分别给出了迎风侧进气道唇罩旋转期间背风侧/迎风侧进气道喉部流量系数、出口背压随时间变化曲线。从流量系数变化来看,随着唇罩不断旋转,迎风侧进气道捕

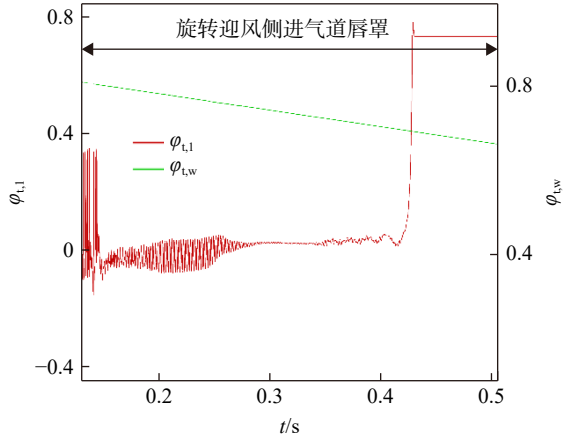


图 15 迎风侧进气道唇罩旋转期间进气道喉部流量系数随时间变化曲线

Fig. 15 Mass flow coefficient of the inlet throat versus time during windward cowl rotation

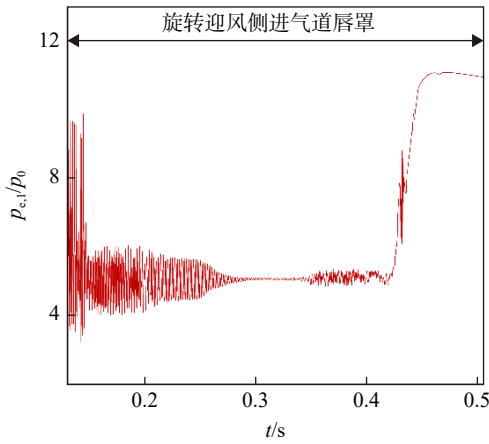


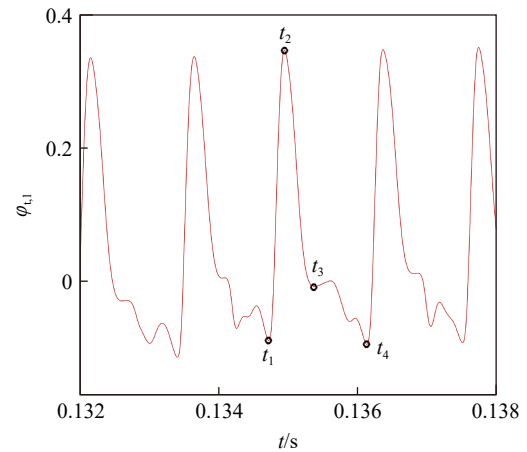
图 16 迎风侧进气道唇罩旋转期间背风侧进气道出口背压随时间变化曲线

Fig. 16 Leeward exit back pressure versus time during windward cowl rotation

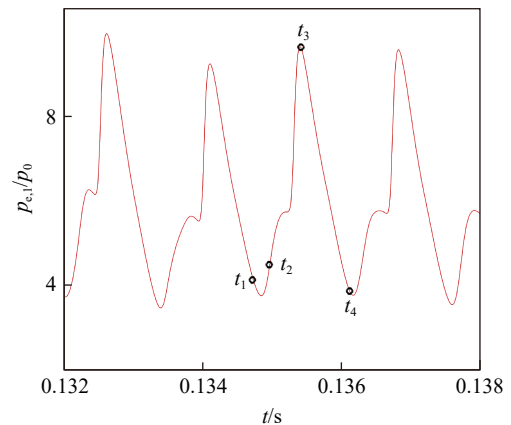
获高度逐渐减小,喉部流量系数基本呈线性减小的趋势。而背风侧进气道的流量系数在旋转唇罩的初期表现为大幅振荡状态;至 0.15 s 左右,振荡幅度有所下降,在之后的一段时间内流量系数的均值呈小幅上升趋势;直至 0.3 s 左右,虽然流量系数仍略有轻微振荡,但基本呈现出稳定趋势;这种平衡在 0.348 s 时刻被打破,此时流量系数呈现为一种无规则的振荡;直至 0.418 s 左右,流量系数开始突增,在经过大约 0.432 s 后流量系数基本达到起动状态下的数值,表明背风侧进气道实现了再起启动。从压强变化来看,随着旋转唇罩的不断进行,背风侧进气道出口背压也经历了与流量系数相似的 4 个阶段:有规则振荡阶段(大幅振荡阶段、小幅振荡阶段)、稳定持平阶段、无规则

振荡阶段和再起启动阶段。总体来说,在背风侧进气道实现再起启动前的不起启动阶段这一时间段内,背风侧进气道出口背压的平均值基本维持不变。直至 0.42 s 左右,压强发生突变,在短时间内背风侧进气道实现了再起启动。

从图 17 和图 18 可以看出,在迎风侧进气道唇罩旋转的初期,背风侧进气道喉部流量系数和出口背压存在大幅度振荡。在 t_1 时刻(参见图 18(a)),此时背风侧进气道喉部流量系数处于谷值附近,不起启动分离包位于外压缩面中部,补燃室下壁面中部存在一个大尺度旋涡,且该大尺度旋涡占据了近 2/3 的补燃室高度,迎风侧进气道出口气流偏向背风侧,基本阻隔了背风侧进气道与补燃室出口之间的流通面积。因此背风侧进气道出口气流只能在补燃室头部打转,在补燃室头部产生了一大一小两个旋涡。背风侧进气道内的流动在进气道出口被分为两节,扩张段下游小部分气流绕过两个旋涡与迎风侧出口气流混合后流向补燃室出口,扩张段上游部分气流逆流前传与来



(a) 背风侧进气道喉部流量系数



(b) 背风侧进气道出口背压

图 17 大幅振荡期间进气道性能随时间变化曲线

Fig. 17 Inlet performance variation during violent oscillations

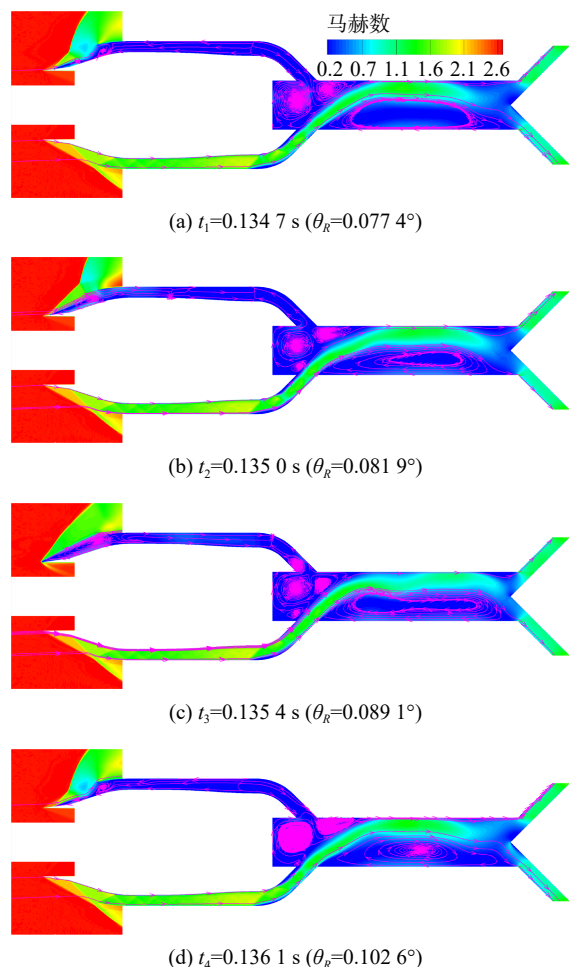


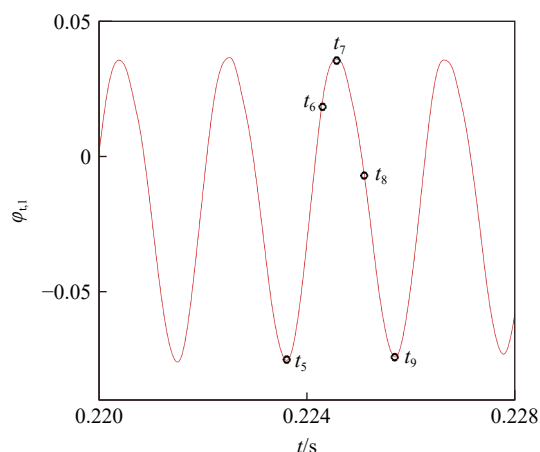
图 18 旋转迎风侧进气道唇罩大幅振荡期间马赫数分布

Fig. 18 Mach number contours during violent oscillations of rotating windward cowl

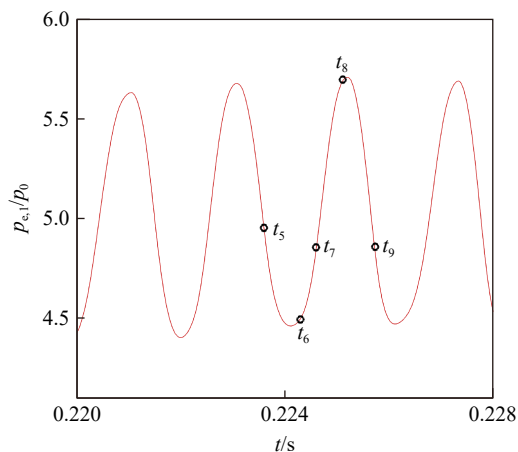
流部分气流冲击在内收缩段形成一个旋涡,该旋涡也进一步阻止了下游气流的前传。至 t_2 时刻(参见图 18(b)),背风侧进气道出口背压略有升高,原不起动分离包站位明显前移,但仍在外压缩面上。背风侧进气道中部的一小部分气流逆流前传与绕过分离包的部分来流相融合流向进气道下壁面,而进气道中部的大部分气流顺流向后,补燃室内的小部分气流绕过头部旋涡逆流前传,两者在背风侧进气道出口相融合而后流向上壁面。至 t_3 时刻(参见图 18(c)),背风侧进气道出口背压处于峰值,不起动分离包前缘已经移动至外压缩面以外,分离包尺度增至最大。背风侧进气道中部的大部分气流顺流向后与来自补燃室的气流在转弯段入口附近交汇而后流向上壁面。进气道中部的小部分气流逆流前传,绕过不起动分离包从其下方流出。在 t_4 时刻(参见图 18(d)),流量系数再次回到谷值,其流场结构与 t_1 时刻相似,至此完成了大幅振荡的一个周期过程。在旋转唇

罩引起的整个大幅振荡过程中,迎风侧结尾激波的位置变化很小。随着外压缩面上分离包的吞入与吐出,其主分离包产生的分离诱导激波的波后马赫数、激波强度、激波角都略有增减。

随着迎风侧进气道唇罩的旋转,至 0.15 s 左右,背风侧进气道喉部流量系数和出口背压的振荡幅度都大幅度减小。图 19 给出了小幅振荡期间背风侧进气道流量系数和出口背压,图 20 为对应的马赫数分布云图。在 t_5 时刻(参见图 20(a)),此时背风侧进气道喉部流量系数处于谷值附近,整个补燃室仅存在头部和中部两个大尺度旋涡,背风侧进气道内部上游气流逆流前传绕过分离包流向外部,下游气流顺流向进入补燃室绕过头部大尺度分离包和迎风侧气流交汇后一同流向补燃室出口。在 t_6 时刻(参见图 20(b)),此时背风侧进气道出口背压处于谷值。背风侧内的气流流动仍分为两节,但发生了些许变化。其上游来流仅有小部分气流绕过分离包从唇口下缘进入进气道,



(a) 背风侧进气道喉部流量系数



(b) 背风侧进气道出口背压

图 19 小幅振荡期间进气道性能随时间变化曲线

Fig. 19 Inlet performance variation during minor oscillations

迎风侧进气道出口的小部分气流绕过补燃室头部大尺度旋涡进入背风侧随后逆流前传,两者在背风侧进气道喉部附近交汇而后流向壁面。在 t_7 时刻(参见图20(c)),压缩面上的不起动分离包相较于前一时刻有所减小,使得更多气流可以进入进气道内,因此进气道内流量系数有所增加,此时流量系数处于峰值。除此之外,此刻的流场结构和 t_6 时刻(参见图20(b))下的流场基本一致。在 t_8 时刻(参见图20(d)),背风侧进气道出口背压达到峰值,主分离包尺度有所增加,补燃室头部小部分气流绕过旋涡逆流前传至背风侧进气道后从分离包下部流出。在 t_9 时刻(参见图20(e)),

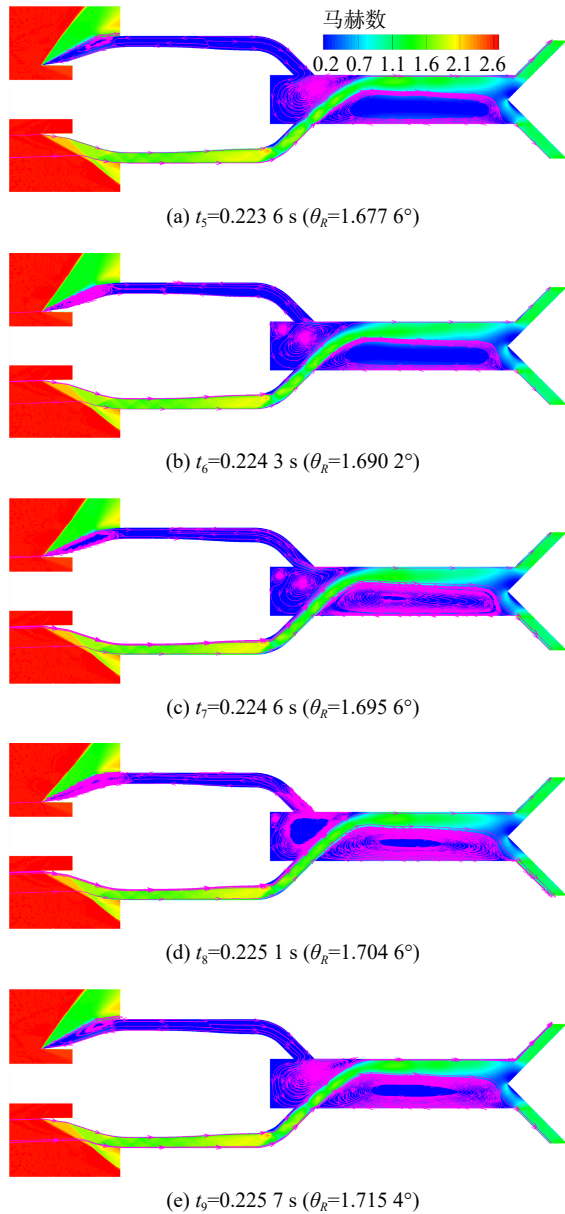
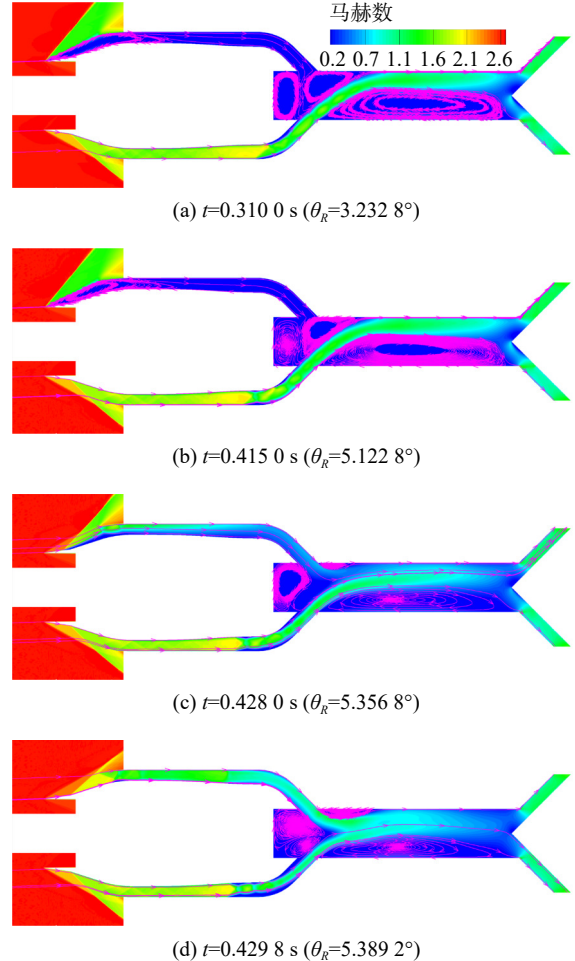


图20 旋转迎风侧进气道唇罩小幅振荡期间马赫数分布

Fig. 20 Mach number contours during minor oscillations of rotating windward cowl

此时流量系数处于谷值,其流场结构与 t_5 时刻相似,至此完成了小幅振荡的一个周期过程。整个旋转唇罩期间引起的小幅振荡,与大幅振荡相比,背风侧进气道出口压强有所降低,主分离包一直处于外压缩面上,阻碍来流有效进入背风侧进气道,因此其流量系数峰值偏低,且振幅也小于大幅振荡工况。

图21给出了旋转迎风侧进气道唇罩所引起的背风侧进气道再起过程马赫云图。可以看出,随着迎风侧唇罩的不断旋转,很长一段时间内背风侧不起动分离包一直稳定在外压缩面上,补燃室头部存在的两个大尺度旋涡阻止了大部分背风侧气流进入补燃室内,迎风侧气流基本占据了补燃室绝大部分截面(参见图21(a))。直至0.4150 s左右,流量系数发生突变,随后,不起动分离包逐渐被吞入进气道内(参见图21(b)~图21(d))。至0.4306 s,肩部结尾激波回撤至扩张段内(参见图21(e)),背风侧进气道实现了再起,补燃室头部由原先的一个大旋涡转变为了一对涡结构,补燃室下壁面附近的旋涡尺度有所减小,补燃室



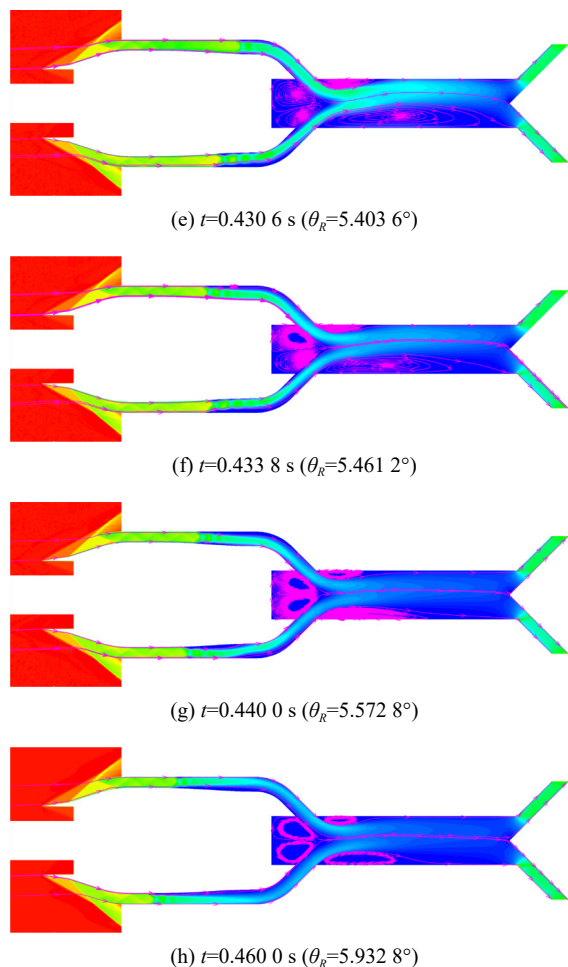


图 21 旋转迎风侧进气道唇罩再起过程中马赫数分布

Fig. 21 Mach number contours during restart process of windward inlet with rotating cowl

上壁面靠近背风侧出口产生了一个新的小旋涡。随即,更多来流进入补燃室内,补燃室压强有所上升,背风侧/迎风侧结尾激波逐渐向上游运动(参见图 21(f)、图 21(g))。至 0.460 0 s 左右,背风侧/迎风侧结尾激波运动至最前缘(参见图 21(h)),但均未越过喉道,背风侧进气道完全实现了再起。相比而言,迎风侧进气道结尾激波站位相对靠前。此后继续旋转迎风侧进气道唇罩,流场并未发生太大的变化。

3 结 论

本文采用非定常数值仿真方法研究了几何壅塞背压加载方式下基于唇罩旋转引起的非对称来流条件下双侧二元超声速进气道再起控制过程,分析了几何壅塞条件下唇罩旋转对双侧二元进气道再起过程的影响及其流动机理。主要结论如下:

1) 在左右非对称来流条件下,随着几何壅塞程度加剧,背风侧进气道陷入了深度不起动状态,不起动分离包在口面忽大忽小,并伴随着高强度的振荡,而迎风侧进气道则处于深度超临界的起动状态。

2) 在几何壅塞提供下游背压的条件下,旋转背风侧进气道唇罩均不能使背风侧进气道实现再起。这主要是因为当背风侧进气道陷入深度不起动后,迎风侧进气道出口气流占据了补燃室绝大部分截面,其加剧了背风侧进气道的不起动程度。因此,背风侧进气道唇罩的旋转对该流场不能显著改善背风侧进气道流动的相对堵塞程度。

3) 在几何壅塞提供下游背压的条件下,旋转迎风侧进气道唇罩最终可以使背风侧进气道实现再起。这主要是因为迎风侧捕获流量的缩减,减轻了其出口气流对背风侧进气道的堵塞效应。同时,迎风侧出口气流在补燃室中占据的流通面积减小,使得背风侧进气道在补燃室内的有效流通面积相应增加,最终促成了背风侧进气道的再起。

参考文献:

- [1] CHEN Hao, TAN Huijun, ZHANG Qifan, et al. Buzz flows in an external-compression inlet with partially isentropic compression[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(12): 4286-4295.
- [2] CHEN Hao, TAN Huijun, ZHANG Qifan, et al. Throttling process and buzz mechanism of a supersonic inlet at overspeed mode [J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(5): 1953-1964.
- [3] LAURENCE S J, KARL S, MARTINEZ SCHRAMM J, et al. Transient fluid-combustion phenomena in a model scramjet[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2013, 722: 85-120.
- [4] IM S, BACCARELLA D, MCGANN B, et al. Unstart phenomena induced by mass addition and heat release in a model scramjet[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2016, 797: 604-629.
- [5] VOLAND R, AUSLENDER A, SMART M, et al. CIAM/NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test[R]. AIAA 1999-4848, 1999.
- [6] WALKER S, RODGERS F, PAULL A, et al. HyCAUSE flight test program[R]. AIAA 2008-2580, 2008.
- [7] MAYER D W, PAYNTER G C. Boundary conditions for unsteady supersonic inlet analyses[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(6): 1200-1206.
- [8] MAYER D W, PAYNTER G C. Prediction of supersonic inlet unstart caused by freestream disturbances[J]. *AIAA Journal*, 1995, 33(2): 266-275.
- [9] YU Daren, CHANG Juntao, BAO Wen, et al. Optimal classification criterions of hypersonic inlet start/unstart[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(2): 310-316.
- [10] TAN Huijun, LI Liugang, WEN Yufen, et al. Experimental investigation of the unstart process of a generic hypersonic inlet[J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(2): 279-288.
- [11] EMAMI S, TREXLER C A, AUSLENDER A H, et al. Experimen-

- tal investigation of inlet-combustor isolators for a dual-mode scramjet at a Mach number of 4[R]. NASA-TP-3502, 1995.
- [12] KRUSHNARAO KOTTEDA V M, MITTAL S. Flow in a Y-intake at supersonic speeds[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 32(1): 171-187.
- [13] ASKARI R, SOLTANI M R. Flow asymmetry in a Y-shaped diverterless supersonic inlet: a novel finding[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(6): 2609-2620.
- [14] 温玉芬, 陈皓, 马友林. 超声速双侧二元进气道在侧滑状态下的再起动特性数值研究[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(7): 1613-1622.
WEN Yufen, CHEN Hao, MA Youlin. Numerical investigation on restart characteristics of two-dimensional twin-duct supersonic inlet at sideslip state[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(7): 1613-1622. (in Chinese)
- [15] 温玉芬, 张正, 张炜群, 等. 超声速双侧二元进气道喘振特性试验[J]. *航空动力学报*, 2024, 39(11): 20220979.
WEN Yufen, ZHANG Zheng, ZHANG Weiqun, et al. Experiment on buzz characteristics of two-dimensional twin-duct supersonic inlet[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(11): 20220979. (in Chinese)
- [16] 张启帆. 二维/三维压缩高超声速进气道不起动机理及控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
ZHANG Qifan. Flow mechanism and control methods of the hypersonic inlets with two or three dimensional compression[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [17] QIN Yuan, HUANG Hexia, LI Fangbo, et al. Experiment of an auxiliary restart method for hypersonic inlet with variable-bleed system[J]. *AIAA Journal*, 2023, 61(8): 3713-3719.
- [18] JIN Yi, ZHANG Yue, LI Xin, et al. Suppression of flow response hysteresis in the throttling/unthrottling process for supersonic inlet [J]. *Acta Astronautica*, 2023, 202: 34-47.
- [19] KANG K, WERMER L, IM S, et al. Fast-acting boundary-layer suction to control unstating and unstated flows[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(6): 2475-2485.
- [20] LIU Hongkang, YAN Chao, ZHAO Yatian, et al. Active control method for restart performances of hypersonic inlets based on energy addition[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 85: 481-494.
- [21] TONG Xiaotong, YUE Lianjie, WU Wannan, et al. Self-similar unstart characteristics of supersonic contraction duct with an expansion corner[J]. *Physics of Fluids*, 2024, 36: 016148.
- [22] SENTHILKUMAR P, MURUGANANDAM T M. Experimental studies on unsteady start/unstart of high speed air intakes with moving cowl[C]//29th International Symposium on Shock Waves 1. Cham: Springer, 2015: 699-704.
- [23] YUE Lianjie, JIA Yinan, XU Xiao, et al. Effect of cowl shock on restart characteristics of simple ramp type hypersonic inlets with thin boundary layers[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 74: 72-80.
- [24] LI Tengfei, DING Runhan, WANG Weixing, et al. Comparison of the unstart/restart processes of a two-dimensional twin-duct supersonic inlet induced by the plug throttling and thermal choking at the sideslip state[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 142: 108667.
- [25] KIM J W, KWON O J. Numerical simulation of supersonic inlet flow with movable cowl[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(5): 1470-1473.
- [26] NAGASHIMA T, OBOKATA T, ASANUMA T. Experiment of supersonic air intake buzz[J]. ISAS Report, 1972, 37(7): 165-209.

(编辑: 陈 越)