

文章编号: 1000-8055(2023)01-0173-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220519

双通道内并联式进气道模态转换过程流动特性分析

赵家辉, 杨顺华, 游进, 王宇航, 罗佳茂, 张千丰

(北京流体动力科学研究中心, 北京 100029)

摘 要: 针对双通道内并联式进气道, 采用数值模拟方法研究了模态转换过程中分流板高度对抗反压能力及高/低速通道质量流量耦合时的流动特性, 得到低速通道工作边界曲线, 并使用动网格计算方法验证了其可靠性。结果表明: 模态转换过程中随着低速通道反压增大, 结尾激波会扰出低速通道并在喉道处周期性振荡, 进而影响高/低速通道质量流量分配特性; 当结尾激波发生周期性振荡时, 反压越大, 振荡频率越小, 当反压进一步增大时, 进气道将出现不起动; 随着低速通道关闭程度增大, 其抗反压能力减弱, 进气道更容易发生不起动。

关 键 词: 内并联式进气道; 组合动力; 模态转换; 动网格技术; 抗反压边界

中图分类号: V211.48

文献标志码: A

Study on flowfield for mode transition of over-under type inlet with double flow path

ZHAO Jiahui, YANG Shunhua, YOU Jin, WANG Yuhang,

LUO Jiamao, ZHANG Qianfeng

(Beijing Aerodynamic Science Research Center, Beijing 100029, China)

Abstract: Numerical simulation model was used to study the influence of the height of splitter plate on the backpressure resistance capacity of low speed passage and the coupled aerodynamic characteristics of high/low speed passage, of which the model was validated by dynamic mesh calculation. It was found that with the increase of backpressure, the terminal shock was put out of the low speed passage and oscillated periodically in the throat. In the meantime, the frequency of oscillation decreased with adding backpressure. When the backpressure reached a specific value, the inlet failed to start. Besides, it became more difficult for inlet to work when the low speed passage was further closed as its resistance to backpressure reduced.

Keywords: over-under type inlet; combined power; mode transition; dynamic mesh methods; anti-backpressure boundary

现代飞行器在航天科技的不断发展下飞行高度不断上升, 所要求的飞行马赫数范围不断拓展, 为满足宽广的工作范围, 单种发动机已不能满足其动力需求, 组合动力的发展刻不容缓。而在诸

多类型的组合动力中, 涡轮基组合循环(TBCC)发动机因其在安全性、可靠性、经济性上更具优势, 成为当前研究的重点和热点^[1-4]。

进气道作为发动机的关键部件, 主要任务是

收稿日期: 2022-07-20

作者简介: 赵家辉(1998—), 男, 硕士生, 研究领域为航空宇航科学与技术。

通信作者: 杨顺华(1976—), 男, 研究员, 博士, 研究领域为组合动力发动机。E-mail: yang05312022@163.com

引用格式: 赵家辉, 杨顺华, 游进, 等. 双通道内并联式进气道模态转换过程流动特性分析[J]. 航空动力学报, 2023, 38(1): 173-183. ZHAO Jiahui, YANG Shunhua, YOU Jin, et al. Study on flowfield for mode transition of over-under type inlet with double flow path[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 173-183.

要高效率地向涡轮发动机和冲压发动机提供具有一定温度、压力的空气来满足高超速飞行的需求,对整个动力系统的工作性能具有重要作用^[5-6]。TBCC发动机的进气道布局分为串联式和并联式。并联式布局又可细分为内并联式与外并联式,其中外并联式布局高/低速通道上下并列,拥有各自独立的进排气系统,内并联式进气道低速通道与高速通道上下排列,共用一个进气道,待进入进气道后高/低速通道分为两路,这样的分布方式因为迎风面积小,结构紧凑,使内部可用的空间较大,可适用于更宽飞行马赫数范围,应用前景广^[7]。但不论何种进气道布局方式,TBCC发动机在其工作过程中必须实现两种发动机工作状态的转换,即模态转换过程,在这一过程中,进气道需要同时为高/低速通道提供合适的质量流量(下文简称流量)与入口参数,帮助模态转换这一过程流量推力连续,实现平稳过渡^[8]。

目前国外公开对进气道模态转换过程的研究主要有 Albertson 等^[9]在马赫数为4的下吹式风洞中开展的缩比为8%的X-43B进气道模型试验,试验结果表明高/低速通道间相互影响不明显;高速通道不起动时,溢流的结果并不足以影响到上游的低速通道,同时低速通道不起动同样不会引起下游的高速通道不起动。美国航空航天局(NASA)开展了进气道小尺度与大尺度的风洞试验来研究进气道模态转换过程,获得了模态转换过程中进气道的性能曲线,设计了模态转换方案,验证了二元TBCC进气道气动设计方法的可行性以及平稳的模态转换过程的可实现性,对进气道性能、模态转换规律、稳定的模态转换控制方案等进行了验证^[10-15]。国内各高校与科研院所也开展了相应的研究。王超等^[16]针对组合动力进气道模态转换中存在的流道干扰问题展开数值计算,结果表明当低速通道结尾激波位于低速通道内部时,高速通道节流至一定程度会对低速通道形成干扰。干扰现象出现后,高/低速通道流动耦合,两通道流量分配变化,进气道流场失稳。曹石斌^[17]采用非定常数值计算方法对外并联型TBCC进气道模态转换过程进行模拟,当涡轮进气道不起动时,冲压进气道内的流场会受到影响,其出口气流参数会发生较大变化;而冲压进气道不起动时,不会影响到涡轮进气道的流场。Lyu等^[18]采用重叠网格对一种TBCC进气道模态转换过程开展非定常数值计算,研究发现喉道附近激波不稳定性致

使通道出口参数性能发生振荡。为提高总压恢复系数,提出一种UPPOM(unsteady panel to panel optimization method)来优化分流板旋转角度,消除了激波振荡,最终优化结果将涡轮通道出口总压恢复系数提升了4.24%。唐琳等^[19]对一种外并联进气道开展了不同模态转换用时对冲压流道的影响。结果表明正向模态转换即涡轮通道关闭这一过程,用时越长冲压通道越容易发生不起动,反向过程用时越短冲压通道容易发生不起动。母忠强等^[20]利用数值计算与地面试验验证相结合的方法,对一种双通道内并联式进气道的总体性能与流场变化规律进行研究。研究表明通道出口反压与分流板位置高度同时影响高/低速通道性能,且进气道喉道处流场分布具有三维效应。刘君等^[21]对组合动力进气道模态转换过程中的非定常气动特性开展研究,结果表明正向模态转换时,进气道内出现结尾激波沿流向振荡现象,其振荡频率随着模态转换速度增加而增大。

如何确定出口反压条件、分流板位置高度,控制合理的激波波系位置来确保整个模态转换过程中流量匹配、推力连续、平稳过渡是TBCC模态转换过程中需要解决的难题^[20]。已有对模态转换气动特性的研究中发现:激波的干扰作用对模态转换成功与否具有重要影响,激波在高/低速通道不同反压作用下会有明显的变化。基于国内对进气道研究大部分以进气道设计、流场特性以及定常数值计算为主,且对整个模态转换过程中流场内存在的流动分离现象研究较少。本文针对一种内并联式双通道进气道,首先采用定常与非定常数值计算方法,对模态转换过程中几种代表性案例的抗反压能力以及高/低速通道发生流量耦合时流场特性开展研究,获得该种进气道的低速通道的工作边界曲线,在此基础上进一步采用动网格技术对模态转换过程开展分流板连续作动的动态仿真,研究进气道内流场结构,流动演化过程,旨在为今后内并联式进气道通道出口反压方案制定以及实现平稳模态转换提供技术支撑。

1 研究对象和计算方法

1.1 研究对象

图1是本文的研究对象示意图,为一种马赫数为0~6的内并联式双通道进气道,该进气道依次由外压缩面、内压缩面、分流板、低速扩压段、高速隔离段以及上方的高速冲压通道和下侧的低

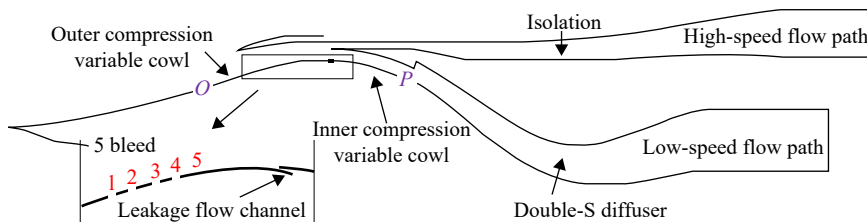


图 1 双通道内并联式进气道模型示意图

Fig. 1 Schematic of over-under type inlet with double flow path model

速涡轮通道构成, 其中内外压缩面可根据不同工作需要分别绕 O 点与 P 点旋转调节。此外内压缩面上还分布有 5 个抽吸缝(见图 1 中数字 1~5), 用来在模态转换进行时通过吸除壁面低能流体来改善进气道内流场特性, 减少流动分离, 确保进气道能够在马赫数较低情况下起动, 而内外压缩面之间的泄流缝可用来平衡进气捕捉流量与高/低速通道所需流量。

该进气道的分流板结构由铰链平板和分流板两个主要部件组成, 图 2 给出分流板示意图。当模态转换过程进行, 铰链平板绕 B 点转动, 通过 A 点带动分流板上侧平板进行平动。本文定义分流板高度为相对高度 H_{sp}/H_{th} , 其中 H_{th} 是进气道喉道高度(固定值), H_{sp} 为可变动的分流板高度。当 $H_{sp}/H_{th}=1$, 低速通道完全打开, 高速通道关闭; $H_{sp}/H_{th}=0$, 高速通道完全打开, 低速通道关闭; $H_{sp}/H_{th}=0.64\sim 0.34$, 该进气道进行模态转换, 由低速涡轮模态向高速冲压模态过渡。模态转换起始状态高速通道未完全关闭是因为此阶段低速通道下游流通能力不够, 而进气道捕获流量过多需要开启部分高速通道分流; 终止状态低速通道未完全关闭是基于计算量考虑, 因低速通道关闭至一定程度, 其对出口反压变化更敏感, 反压变化趋势较快, 需要设置更多不同分流板高度的工况去判断, 因此仅将模态转换过程中分流板作动最关键区域取出等比例分布进行数值计算, 依次选择 H_{sp}/H_{th} 为 0.64、0.57、0.51、0.46、0.41 及 0.34 六个位置开展研究。

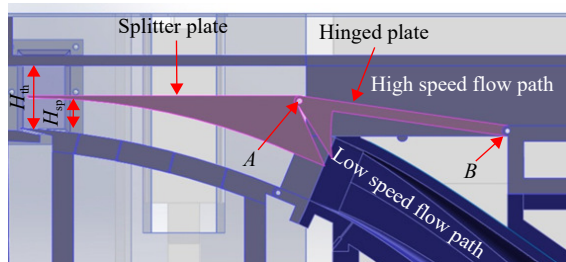


图 2 分流板结构示意图

Fig. 2 Schematic of splitter plate

1.2 计算方法

本文依次采用定常、非定常与动网格数值计算方法对该进气道进行仿真。定常数值计算采用基于有限体积法的二维 Navier-Stokes 方程求解器, 湍流模型选择 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 模型。其中, 黏性通量采用 2 阶中心差分法进行离散, 迭代过程的收敛以各方程残差下降 4 个数量级为准, 同时在喉道设置压力监测点(x-478)、高/低速通道处分别设置监测点来监视流量, 保证进气道模型的进出口流量差小于 5%, 监视马赫数等物理量作为判断计算是否收敛的依据。非定常计算时, 求解器和湍流模型选择及其他设置与定常计算一致, 时间格式采用隐式双时间步方法, 时间步长为 $t=0.01$ ms, 每个时间步长中迭代步数为 100 步, 通过无关性验证确保每个时间步长瞬态计算结果收敛。动网格计算选用弹簧光顺(smoothing)与网格重构(remeshing)两种方法实现对分流板作动的动态仿真, 分流板作动始末位置示意如图 3。在模型边界处, 内通道以及抽吸缝处的壁面均对网格进行加密, 近壁面第 1 层网格高度取 0.01 mm, 保证进气道壁面网格 y^+ 值在 1 以内, 与采用的湍流模型契合。

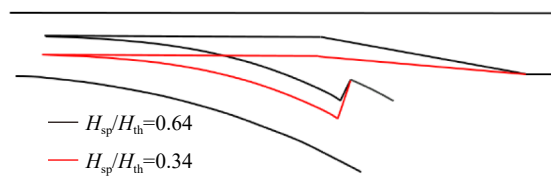


图 3 分流板作动范围

Fig. 3 Range of motion about the splitter plate

数值模拟条件对应来流马赫数为 3.5, 飞行高度为 20 km, 相应的来流参数条件见表 1, 表中 T_0 和 p_0 分别为数值计算过程边界条件的总温和总压。计算过程中边界条件设置见图 4, 边界条件类型有压力远场、压力出口和壁面无滑移绝热边界, 计算中抽吸缝与泄流缝设置为压力出口, 出口压力为当地反压。

表 1 来流参数
Table 1 Conditions of inflow

参数	数值
飞行高度/km	20
来流马赫数	3.5
T_0/K	216.65
p_0/Pa	5 529.31

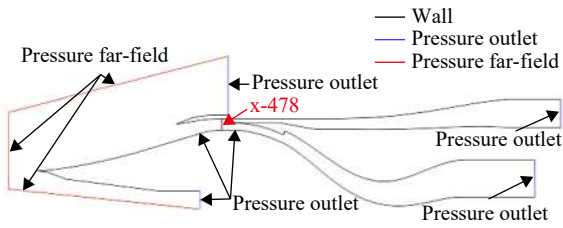


图 4 计算域与边界条件

Fig. 4 Computation region and boundary conditions

1.3 网格无关性验证

对该模型划分了三套网格, 网格单元数依次为 1×10^5 、 4×10^5 和 6×10^5 , 在同等工况下进行数值计算。图 5 是进气道下壁面沿程静压分布曲线图, 图中 p 为静压, x 为流向的坐标。从图中观察三条压力分布曲线变化趋势一致, 其中 4×10^5 和 6×10^5 网格得到的数值计算结果非常接近。

表 2 给出低速通道的出口参数, 三种不同疏密度网格的出口性能参数差异程度较小, 综合考虑计算量与计算精度, 本文选取 4×10^5 网格进行

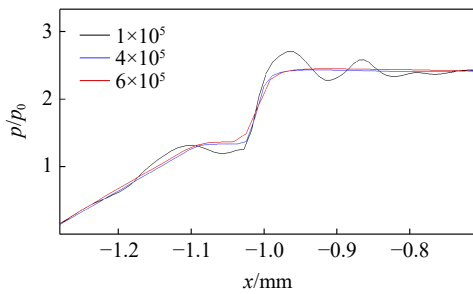


图 5 壁面静压分布对比图

Fig. 5 Comparison of wall static pressure distribution

表 2 低速通道出口参数
Table 2 Parameters of low-speed channel outlet

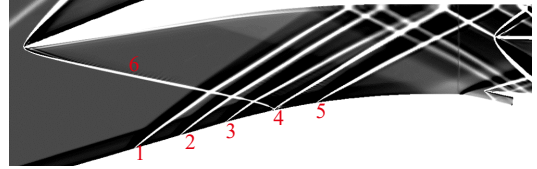
参数	数值
网格数/ 10^5	1 4 6
流量/(kg/s)	9.741 4 9.824 3 9.814 8
总压恢复系数	0.218 4 0.227 0 0.224 6
出口马赫数	1.72 1.69 1.67

数值计算。

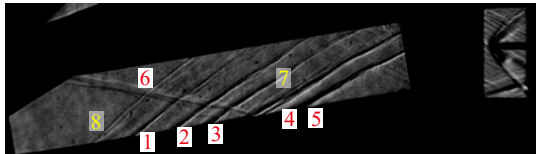
1.4 算例验证

本文开展了对应来流马赫数为 3.5 条件下的进气道地面自由射流试验, 获得了进气道喉道处纹影和沿程压力分布数据, 如图 6 所示。为验证本文采取数值计算方法具有较强的可靠性, 选择同等工况下数值计算结果与风洞试验数据进行比对。

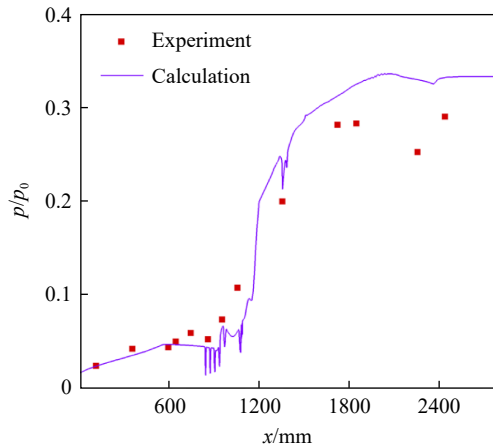
图 6(a) 和图 6(b) 给出了数值计算纹影图与试验纹影图, 图中的数字代表激波编号。因进气道试验模型安装时在抽吸缝处存在微小缝隙, 其在超声速来流下产生两道较弱的斜激波, 对应图 6(b) 中的 7 和 8。除模型缝隙造成干扰外, 从图中可看出相同分流板高度下数值计算捕捉到的激波波系结构与对应时刻的试验结果重合度较高。图 6(c) 给出了试验与数值计算结果中进气道下壁面沿程静压分布曲线比对图, 在横坐标为 1 000 mm 附近数值计算得到压力分布曲线存在振荡是因为该区域分布有抽吸缝, 抽吸缝设置为压力出口, 因此计算得到数值出现五次起伏变化, 风洞试验过程未在此处安置监测点, 得到数据有限。除此



(a) 数值计算纹影图



(b) 试验纹影图



(c) 进气道下壁面沿程静压分布

图 6 计算流体力学方法验证

Fig. 6 Verification by computational fluid dynamics method

之外可看出数值计算结果与试验测得数据散点分布、变化趋势吻合较好,证明本文选取的数值计算方法具有较强可靠性。

2 结果与分析

针对本文进气道模型,本节首先对分流板相对高度 H_{sp}/H_{th} 为0.64、0.57、0.51、0.46、0.41及0.34六个典型位置进行数值计算,使用定常计算方法来模拟模态转换中分流板连续作动这一非定常过程,得到不同分流板相对高度下低速通道的抗反压能力及高/低速通道流动耦合后流量分配规律,整理出一条低速通道工作边界曲线。在此基础上,再使用动网格技术来对分流板连续作动的模态转换过程进行动态模拟,对低速通道工作边界曲线进行验证。

2.1 分流板高度固定条件下流动特性分析

本文旨在研究模态转换过程中低速通道关闭不同程度时的抗反压能力,为避免高速通道对喉道流场产生影响,保持高速通道出口为低反压条件,确保高速通道内流场保持稳定。不断调整低速通道出口反压 p_l ,研究进气道内流场结构及流动特性。

图7为分流板相对高度 $H_{sp}/H_{th}=0.64$,低速通道不同出口反压条件下的马赫数云图,图中 p_h 为高速通道出口反压, Ma 为马赫数。图7(a)为高/

低速通道通流条件下的数值计算结果。通流条件下,通道出口反压较低,超声速来流不受出口压力约束,整个高/低速通道内的流场均为超声速,低速通道有双S弯扩压器,在靠近壁面附近会存在膨胀波与回流区。提高低速通道出口反压,见低速通道内的结尾激波不断向上游推进,通道内马赫数逐渐降低至亚声速,出口的回流逐渐消失。当 $p_l=150$ kPa时,结尾激波到达分流板下端,继续提升反压,结尾激波仍向上游移动,当 $p_l=190$ kPa时,结尾激波恰好到达低速通道的入口处。

图8给出进入高/低速通道流量随低速通道出口反压增长的变化曲线图,图中 m 为流量。此反压变化范围内,结尾激波在低速通道内,流入高/低速通道流量在反压不断增加过程中基本保持稳定。当 $p_l=190$ kPa时,流入低速通道流量达到9.14 kg/s。图9是 $p_l=190$ kPa时进气道喉道数值计算纹影图,从图中可以看到此 p_l 条件下,结尾激波运动至分流板前端,将整个低速通道入口覆盖,造成低速通道溢流。继续提升 p_l ,结尾激波将持续前移,进入喉道内造成流动分离,改用非定常计算方法进行下一阶段数值仿真。

图10给出 $p_l=200$ kPa时,采用非定常计算方法得到的喉道处马赫数等值线分布图。在此出口反压下,进气道喉道内激波波系出现了规律的周期性振荡。一个完整的周期包括低速通道结尾激

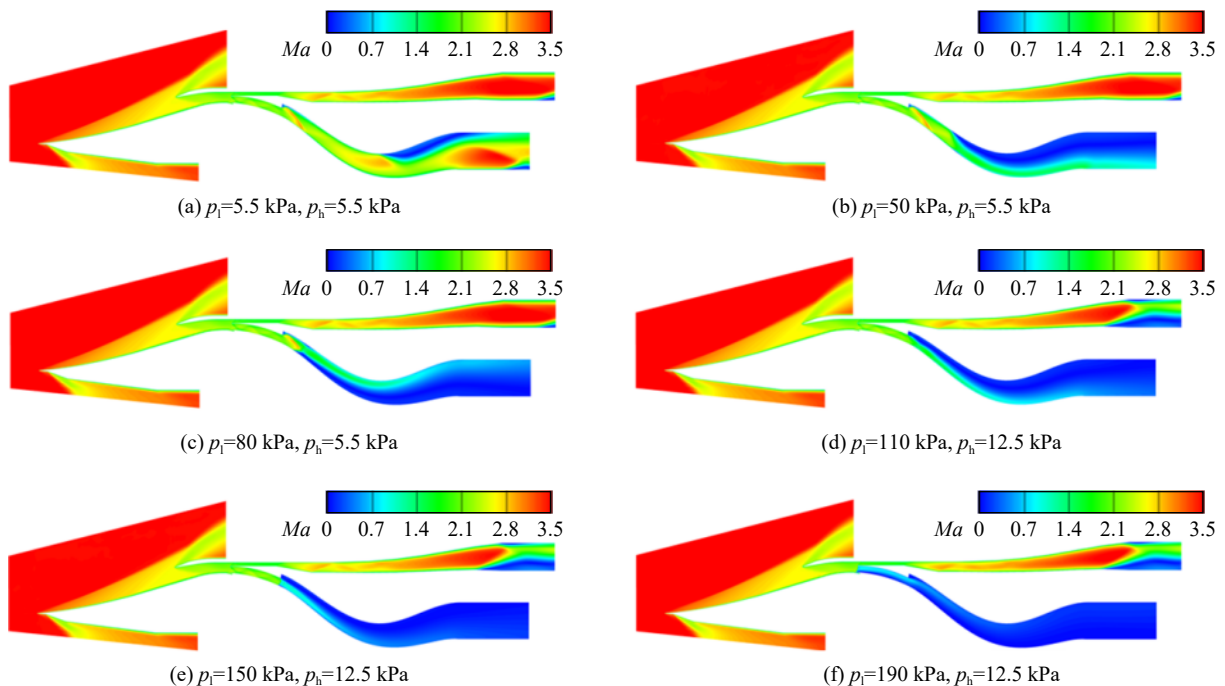


图7 通道出口不同反压条件下马赫数云图

Fig. 7 Mach number contour maps under different backpressures of two flow paths

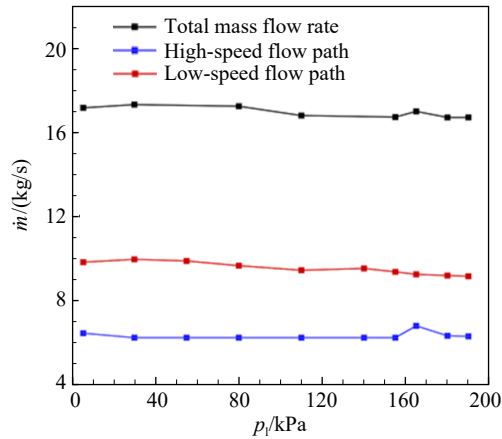
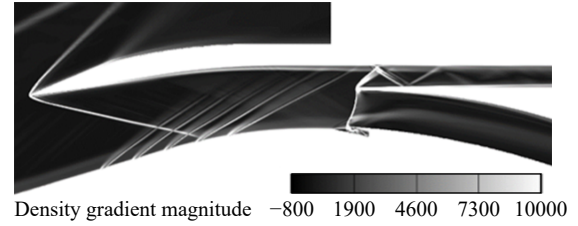


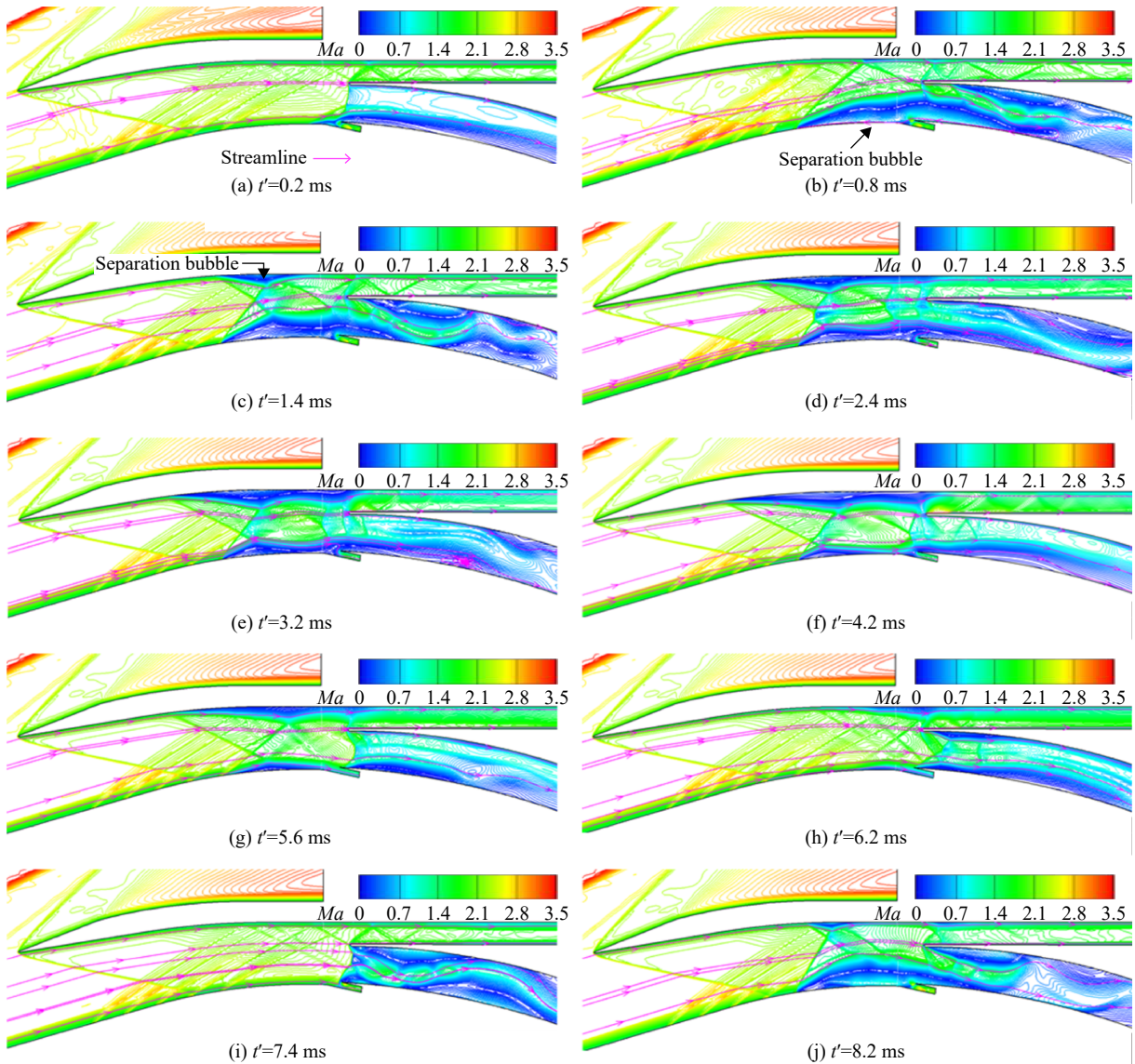
图 8 流量随低速通道出口反压变化示意图

Fig. 8 Mass flow changes with the increase of backpressure at the low-speed flow path

图 9 $p_1=190\text{ kPa}$ 时数值纹影图Fig. 9 Numerical schlieren when $p_1=190\text{ kPa}$

波的两次前移与一次回退, 分别对应时间 $t'=0\sim 4.2\text{ ms}$, $t'=4.2\sim 6.2\text{ ms}$ 与 $t'=6.2\sim 7.4\text{ ms}$ 。

在振荡初始时刻 $t'=0.2\text{ ms}$, 低速通道的结尾激波进入进气道喉道内, 靠近低速通道下壁面出现分离区并前传至泄流缝入口处, 造成低速通道溢流, 但因受到封口正激波的强压缩作用, 此时

图 10 $p_1=200\text{ kPa}$ 时进气道马赫数云图Fig. 10 Inlet Mach number contour maps when $p_1=200\text{ kPa}$

低速通道内仍呈亚声速。 $t'=0.2\sim 2.4$ ms, 伴随着结尾激波持续前传, 进气道喉道内原有波系结构被打乱, 低速通道内的附面层也进入进气道中不断发展。随着喉道内流场失稳, 抽吸缝处激波与下壁面分离区发生干扰, 强烈的流动分离致使进气道上壁面也随之出现分离区, 使原高速通道入口形成的波系结构开始受到影响, 通道入口处第一道斜激波被压缩, 强度减弱。当 $t'=4.2$ ms时, 结尾激波前传至最上游位置, 进气道内上下壁面的分离区停止向上游移动, 整个激波波系的第一次前传结束。 $t'=4.2\sim 6.2$ ms, 激波与分离区在相互干扰中达到短暂平衡, 结尾激波在最上游位置处停顿后因进气道内存在的强逆压梯度, 开始回退至低速通道; 随着结尾激波后移, 喉道内的流动分离现象得到缓解, 上下壁面的分离区开始衰退, 最终结尾激波稳定在 $t'=6.2$ ms所示位置, 相较于 $t'=0.2$ ms时刻的初始位置更靠后。观察 $t'=6.2$ ms时刻马赫数等值线图发现, 除高速通道入口上壁面, 喉道内大部分分离区已经消失。 $t'=6.2\sim 7.4$ ms, 结尾激波开始向低速通道入口方向进行第二次前移; 对比 $t'=7.4$ ms与 $t'=0.2$ ms时刻马赫数云图, 发现进气道喉道处流场结构相似, 激波波系位置较为契合, 低速通道结尾激波位置均位于低速通道入口处, 不同点是 $t'=0.2$ ms时低速通道封口激波为一道稳定的强正激波, 整个低速通道内流场均为亚声速; $t'=7.4$ ms时低速通道内存在超声速气流, 进气道内流场不稳定, 仍会因激波干扰不断发展变化, 再次出现流动分离。从 $t'=8.2$ ms时刻马赫数等值线图观察到, 结尾激波在通道反压作用下运动至喉道内, 喉道内再次出现流动分离。

图11为 $p_1=200$ kPa, 进入通道流量随时间的变化曲线。 $t'=0.2$ ms, 低速通道溢流, 进入低速通道流量开始下降; 此后结尾激波进入喉道, 高/低速通道出现流量耦合, 进入高/低速通道内流量重新分配; 随时间推移, 结尾激波运动至抽吸缝位置处, 抽吸缝排除了喉道内边界层低能流, 改善喉道内流场, 致使喉道内流动分离程度减轻, 结尾激波开始向低速通道回退, 此过程进入低速通道内的流量开始减少。

采用非定常数值仿真方法对分流板相对高度 $H_{sp}/H_{th}=0.64$, $p_1=205$ kPa与 $p_1=210$ kPa两种工况进行计算。图12给出不同 p_1 , 数值计算纹影图。当 $p_1=205$ kPa时, 结尾激波在喉道内振荡, 相较出口 $p_1=200$ kPa时, 结尾激波前传极限位置更靠近于喉道上游, 位于喉道内第四个抽吸缝处, 此时喉

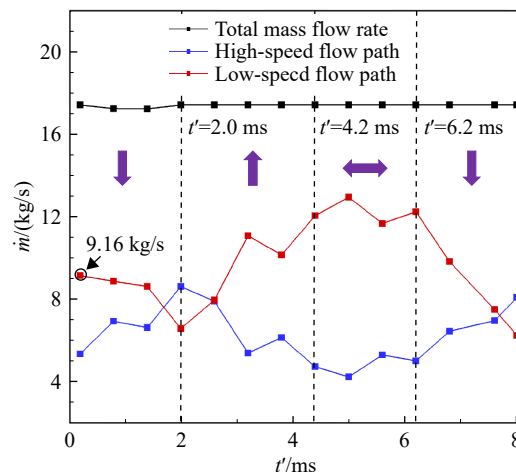


图11 $p_1=200$ kPa时流量变化

Fig. 11 Mass flow changes when $p_1=200$ kPa

道上壁面分离区范围更大, 喉道内激波波系干扰更为强烈, 高速通道受波系干扰影响区域更广, 低速通道内大部分空间被分离区占据。当 $p_1=210$ kPa时, 结尾激波进入喉道内持续前传, 抽吸缝排除的低能流已经不足以改善进气道流场, 最终结尾激波扰出进气道并不会重新回到喉道, 进气道发生不起动。图13给出非定常计算过程监测点处压力监控参数曲线, 从图中可清晰看出结尾激波振荡具有周期性, 当 $p_1=205$ kPa时, 结尾激波振荡频率约为114 Hz, 低于 $p_1=200$ kPa时的128 Hz。

将2.1节结果进行分析整理, 可以得出结论: 在分流板相对高度 $H_{sp}/H_{th}=0.64$ 时, 低速通道能承受反压最大值为210 kPa, 满足结尾激波在喉道内振荡的反压最小值为190 kPa。当 $p_1<190$ kPa时, 随着 p_1 增加, 结尾激波在低速通道内向上游移动, 流入高/低速通道内流量始终保持为一定值; $190\text{ kPa}<p_1<210\text{ kPa}$, 此范围内结尾激波进入喉道内, 低速通道对高速通道干扰造成进入高/低速通道的流量重新分配, 并且随着 p_1 增加, 低速通道结尾激波运动的极限位置会向上游推移, 结尾激波振荡频率降低; $p_1>210$ kPa, 结尾激波扰出进气道, 进气道发生不起动。

依次对不同分流板高度, 采用同样数值模拟方法进行仿真, 整理计算结果得到低速通道工作边界曲线, 见图14。图中两条压力边界线将结尾激波状态分为三部分: 当低速通道出口反压高于压力上限, 进气道发生不起动; 反压在压力下限以下, 结尾激波在低速通道内部; 反压处于两者之间时, 结尾激波进入喉道内周期性振荡。

以上工作仅对模态转换过程分流板几种代表

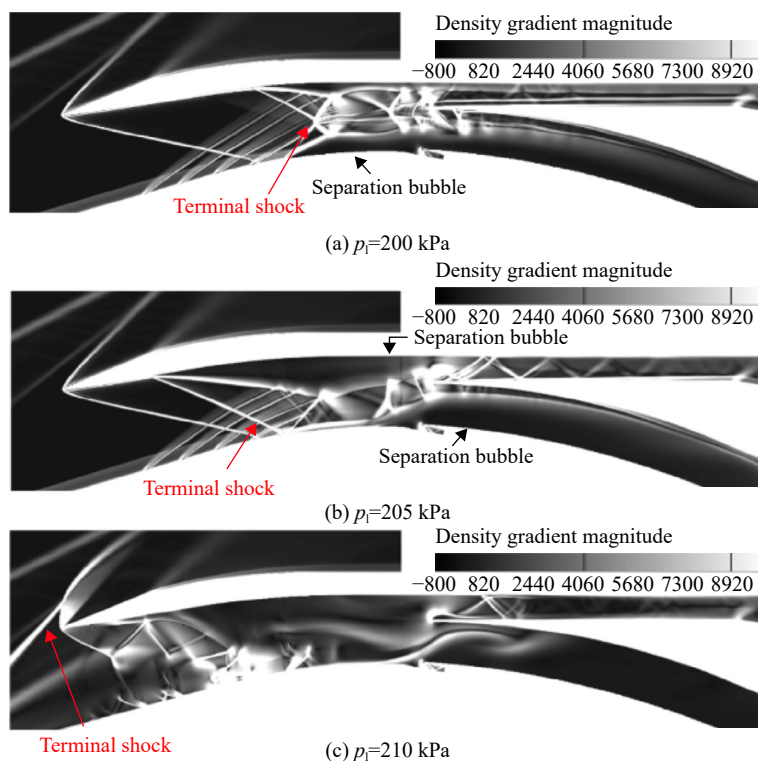
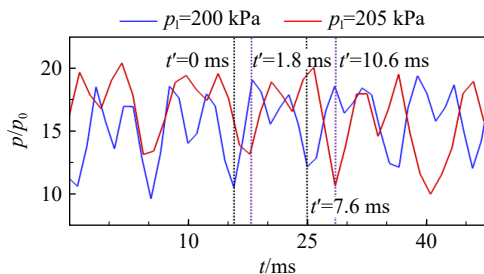
图 12 不同 p_i 下的数值纹影图($p_h=12.5$ kPa)Fig. 12 Numerical schlieren under different p_i ($p_h=12.5$ kPa)

图 13 测点处动态压力信息

Fig. 13 Dynamic pressure information at survey points

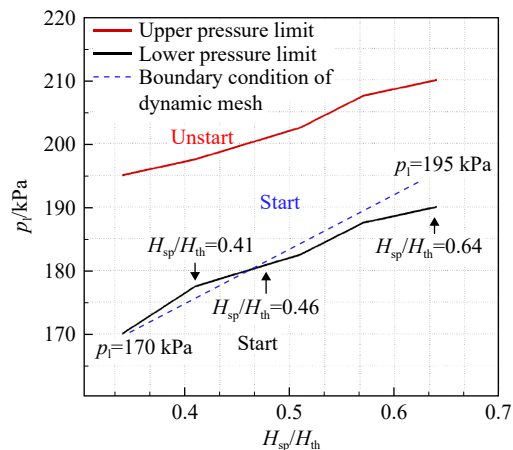


图 14 低速通道工作边界曲线

Fig. 14 Operating boundary curve of low speed flow path

性位置进行数值计算,将分流板的动态运动特征进行定常处理。基于低速通道工作边界曲线,使用动网格计算方法对模态转换开展动态仿真,对定常计算结果可靠程度进行验证。

2.2 动网格计算流动特性分析

动网格计算分为三个阶段:第一阶段,为确保使用动网格进行数值模拟时,进气道喉道内已经出现流动分离,取低速通道出口压力为定值 195 kPa,并将分流板固定在相对高度 $H_{sp}/H_{th}=0.64$ 处停留 1 s。第二阶段分流板开始逆时针作动,由 $H_{sp}/H_{th}=0.64$ 运动至 $H_{sp}/H_{th}=0.34$,用时 2 s。为方便将动网格计算结果与定常数值计算得到工作边界曲线进行比对,第二阶段分流板作动时低速通道出口反压随时间变化,见图 14 中蓝色虚线段。随着分流板作动低速通道出口反压从 195 kPa 线性变化至 170 kPa,在分流板相对高度小于 $H_{sp}/H_{th}=0.46$ 时,出口反压低于压力下限。第三阶段为进一步判断流场是否趋于稳定,分流板固定在 $H_{sp}/H_{th}=0.34$,停留时间为 1 s,低速通道出口压力为定值 170 kPa。整个动网格计算过程中,保持高速通道为低压反压状态来避免高速通道对进气道喉道内流场造成干扰。

图 15 是不同时刻马赫数等值线数云图。动

网格计算结果根据结尾激波状态分为四个过程, 激波的振荡期($t'=0\sim 2.2$ s); 激波回退($t'=2.2\sim 2.5$ s); 激波前移($t'=2.5\sim 2.7$ s)与激波稳定在低速通道出口处($t'=2.7\sim 4.0$ s)。

分流板停留在相对高度 $H_{sp}/H_{th}=0.64$ 处, 进气道内流场激波波系变化规律与2.1节分析一致,

结尾激波进入喉道内周期性振荡。 $t'=1.0\sim 2.47$ s, 分流板作动, 观察不同时刻结尾激波位置可知此阶段激波仍在振荡。当 $t'=2.47$ s, 结尾激波前传至最靠近上游处, 此时喉道内分离区达到最大, 上壁面分离区存在使原高速通道入口处波系结构完全消失。 $t'=2.47\sim 2.61$ s, 结尾激波退回至低速通

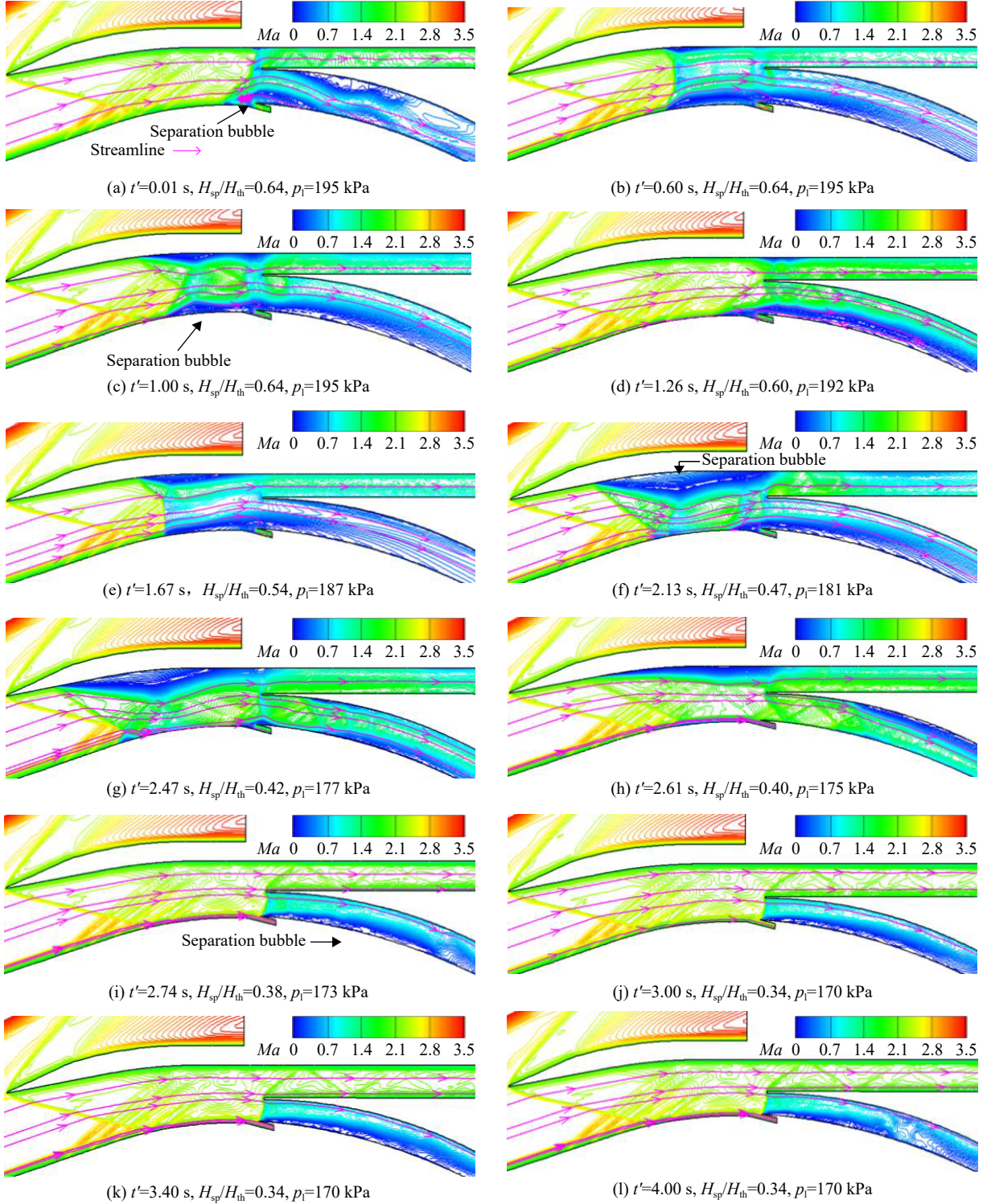


图 15 不同时刻下进气道马赫数云图

Fig. 15 Inlet Mach number contour maps at different times

道内,喉道内流动分离开始减弱。2.1节得到的定常计算结果中,当出口反压低于压力边界下限,结尾激波已退回至低速通道内。图15中动网格计算得到的结果,相对定常计算结果有一定滞后,在 $t'=2.13$ s, $H_{sp}/H_{th}=0.47$ 时,结尾激波即将进入回退阶段,未进入低速通道内。 $t'=2.61\sim 2.74$ s,结尾激波在低速通道内前移,最终当分流板运动至相对位置 $H_{sp}/H_{th}=0.38$,结尾激波在低速通道入口处稳定下来,形成一道强正激波,此刻喉道内的分离区全部消失。 $t'=2.74\sim 3.0$ s,分流板作动至相对高度 $H_{sp}/H_{th}=0.34$,随后在此停留1 s,从图15中对应时刻看到低速通道入口处形成一道正激波,整个通道内流场呈亚声速,流场结构趋于稳定。

图16给出动网格计算过程高/低速通道流量

变化示意图,图中下方相对高度标识对应动网格计算中分流板三种作动状态,上方时间标注对应图15马赫数等值线图中结尾激波四种情况。因结尾激波未扰出进气道,流入进气道内的总流量始终保持稳定;当结尾激波在喉道中振荡时,高/低速通道出现流量耦合,流入两个通道的流量随喉道内流动分离程度不同呈相反趋势增减。 $t'=2.2\sim 3.0$ s,结尾激波停止振荡,回退并进入低速通道内,流动分离消失,高/低速通道流量耦合消失,进入两通道的流量随着其开关程度开始逐步增减。 $t'=3.0\sim 4.0$ s,分流板停止运动,喉道内流动分离消失,结尾激波稳定至低速通道入口处,整个进气道内流场结构稳定,流入高/低速通道流量保持定值。

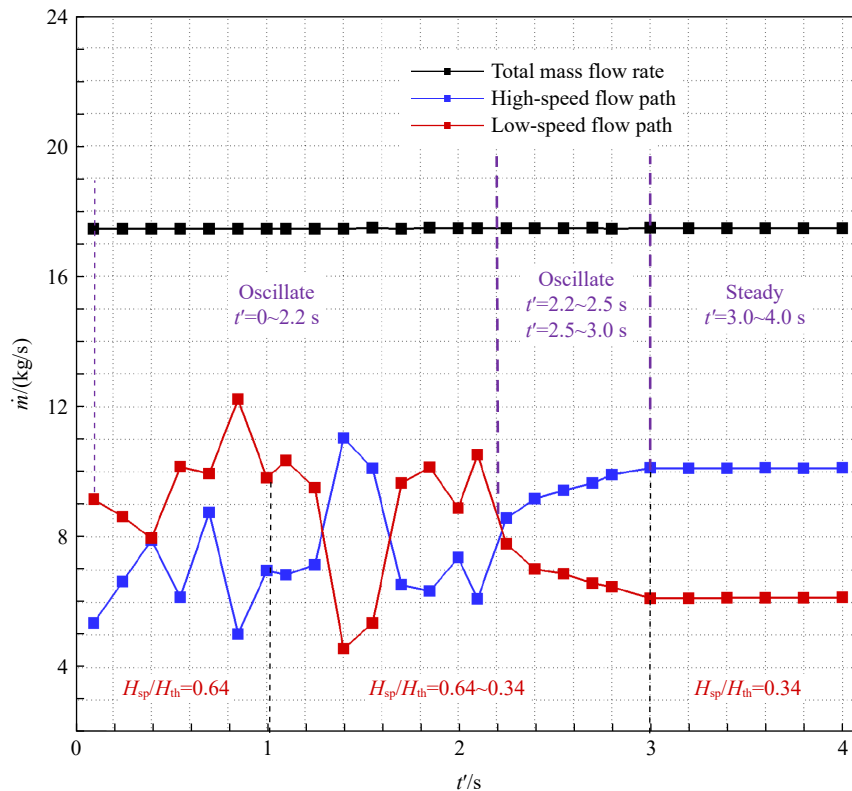


图16 流量随分流板高度 H_{sp}/H_{th} 变化

Fig. 16 Mass flow changing with height of splitter plate H_{sp}/H_{th}

动网格数值计算的模态转换过程流场变化特性以及高/低速通道流量分配规律与采用定常计算得到的结论一致,证明定常计算得到的低速通道工作边界曲线是可行的。

3 结论

本文利用数值计算对一种双通道内并联式进气道模态转换过程的流场特性与流量分配规律进

行了深入分析,主要结论如下:

- 1) 通过定常计算,得到模态转换过程中低速通道的工作边界曲线图。图中存在两条压力边界,当低速通道出口反压低于压力边界下限,结尾激波在低速通道内部;当反压在两个压力边界之间,结尾激波进入进气道喉道内振荡;当反压高于压力边界上限,结尾激波扰出进气道,进气道不起动。
- 2) 当分流板位置固定,低速通道出口反压在

两个压力边界之间, 结尾激波均能在喉道内周期性振荡, 反压在此范围内增加, 结尾激波在喉道内运动范围增大, 振荡频率降低。

3) 结尾激波位于低速通道内部时, 流入低速通道流量不会随出口反压增加而产生明显变动; 当结尾激波进入喉道内并出现流动分离后, 高/低速通道流量耦合, 流入高/低速通道内流量分配变化, 两通道变化呈相反趋势。

4) 低速通道工作边界曲线表明, 随着低速通道关闭程度增加, 低速通道的抗反压能力会减弱, 对比定常计算与动网格计算得到的抗反压特性, 两者具有较好的一致性。

参考文献:

- [1] 向先宏, 钱战森, 张铁军. TBCC进气道模态转换气动技术研究现状及发展分析[J]. 航空科学技术, 2017, 28(1): 10-18.
XIANG Xianhong, QIAN Zhansen, ZHANG Tiejun. An overview of turbine-based combined cycle (TBCC) inlet mode transition aerodynamic technology[J]. Aeronautical Science and Technology, 2017, 28(1): 10-18. (in Chinese)
- [2] JAMES C M, HARSHA C, CHRISTOPHER P G, et al. US national center for hypersonic combined cycle propulsion: an overview[R]. AIAA-2009-7280, 2009.
- [3] 彭小波. 组合循环动力在天地往返领域的发展与应用[J]. 导弹与航天运载技术, 2013(3): 78-82.
PENG Xiaobo. Development of combined cycle propulsion technology in reusable launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2013(3): 78-82. (in Chinese)
- [4] AUSLENDER A H, SUDER K L. An overview of the NASA FAP hypersonics project airbreathing propulsion research[R]. AIAA-2009-7277, 2009.
- [5] 张航, 孙姝, 黄河峡, 等. 高超声速双模块内转式进气道的流动特性研究: Part I设计状态[J]. 推进技术, 2022, 43(7): 101-109.
ZHANG Hang, SUN Shu, HUANG Hexia, et al. Flowfield of hypersonic bimodule inward turning inlet: Part I design point[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7): 101-109. (in Chinese)
- [6] 黄河峡, 谭慧俊, 庄逸, 等. 高超声速进气道/隔离段内流特性研究进展[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2252-2273.
HUANG Hexia, TAN Huijun, ZHUANG Yi, et al. Progress in internal flow characteristics of hypersonic inlet/isolator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2252-2273. (in Chinese)
- [7] 李茜, 桂丰. 国外TBCC发动机进气道设计和试验研究综述[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(3): 58-62.
LI Qian, GUI Feng. Design and experimental development overview of foreign TBCC inlet technology[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(3): 58-62. (in Chinese)
- [8] 汤华, 刘汉斌, 张雅凤, 等. NASA组合发动机模态转换技术研究[J]. 战术导弹研究, 2015(1): 58-63.
TANG Hua, LIU Hanbin, ZHANG Yafeng, et al. Research on NASA combined cycle engine mode transition[J]. Tactical Missile Technology, 2015(1): 58-63. (in Chinese)
- [9] ALBERTSON C W, SAIED E, TREXLER C A. Mach 4 test results of a dual-flowpath, turbine based combined cycle inlet[R]. Canberra, Australia: 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2006.
- [10] SANDERS B W, WEIR L J. Aerodynamic design of a dual-flow Mach 7 hypersonic inlet system for a turbine-based combined-cycle hypersonic propulsion system[R]. NASA/CR-2008-215214, 2008.
- [11] STUEBER T J, THOMAS R, VRNAK D R, et al. Dynamic testing of the NASA hypersonic project combined cycle engine testbed for mode transition experiments[R]. NASA/TM-2011-217133, 2011.
- [12] SAUNDERS J D, STUEBER T J, THOMAS S R. Testing of the NASA hypersonic project combined cycle engine large scale inlet mode transition experiment (CELMIX)[R]. NASA/TM-2012-217217, 2012.
- [13] SLATER J W, SAUNDERS J D. CFD simulation of hypersonic TBCC inlet mode transition[R]. Bremen, Germany: 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2009.
- [14] FOSTER L E, SAUNDERS J D, SANDERS B W, et al. Highlights from a Mach 4 experimental demonstration of inlet mode transition for turbine-based combined cycle hypersonic propulsion [R]. NASA/TM-2012-217724, 2012.
- [15] SNYDER C A, ESPINOSA A M. Lessons learned during TBCC design for the NASA AFRL joint system study[R]. NASA/TM-2013-218100, 2013.
- [16] 王超, 张悦, 谭慧俊, 等. 内并联型进气道模态转换过程中流道间干扰特性研究[J]. 推进技术, 2022, 43(7): 136-145.
WANG Chao, ZHANG Yue, TAN Huijun, et al. Interference characteristics between flowpaths during over-under type inlet mode transition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7): 136-145. (in Chinese)
- [17] 曹石彬. 外并联型TBCC进气道模态转换特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
CAO Shibin. Investigation of over/under TBCC inlet mode transition characteristics[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [18] LYU Ganlin, GAO Zhenxun, QIAN Zhansen, et al. Studies on unsteady mode transition of a turbine based combined cycle (TBCC) inlet with multiple movable panels[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 111: 1-15.
- [19] 唐琳, 孙波. 模态转换时间对模态转换过程的影响[J]. 兵器装备工程学报, 2019, 40(7): 40-45.
TANG Lin, SUN Bo. Analysis of TBCC dual inlet starting characteristic during mode transition[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40(7): 40-45. (in Chinese)
- [20] 母忠强, 杨顺华, 王铁军, 等. 双气路内并联进气系统模态转换过程数值研究及验证[J]. 推进技术, 2022, 43(6): 110-121.
MU Zhongqiang, YANG Shunhua, WANG Tiejun, et al. Numerical study and experimental verification on mode transition course of inner over/under inlet system with double flow path[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(6): 110-121. (in Chinese)
- [21] 刘君, 袁化成, 郭荣伟. 内并联式TBCC进气道模态转换过程流动特性分析[J]. 宇航学报, 2016, 37(4): 95-103.
LIU Jun, YUAN Huacheng, GUO Rongwei. Analysis of over/under TBCC inlet mode transition flow characteristic[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(4): 95-103. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)