

并联 TBCC 可调进气道并联方案

孙 波¹, 邵庆龄¹, 倪凯捷², 卓长飞¹, 张堃元³

(1. 南京理工大学 航空宇航系, 南京 210094;

2. 中国航天科工集团公司 南京电子设备研究所, 南京 210016;

3. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对并联涡轮基组合循环(TBCC)可调进气道并联方案进行了归纳分析,提出了一种分类方法和两种并联方案。对 4 种典型并联方案在马赫数为 2.5 的模式转换工况进行了稳态仿真分析。结果表明:后开纯内并联方案在模式转换过程中总流量变化很小,其余 3 种的总流量系数随着涡轮通道的关闭都是逐渐减小的,涡轮通道流量系数逐渐降低,冲压通道升高。4 种方案冲压通道流量系数在模式转换过程中均是逐渐升高的,后开纯内并联方案具有最低的冲压通道平均流量系数,变化幅度最大,其余 3 种方案变化幅度均较小。前开纯外并联和混合式内并联两种方案的涡轮通道出口总压恢复在模式转换过程中呈减小趋势,另外两种方案的总压恢复呈略微增大趋势,其中前开纯外并联平均总压恢复最低,而混合式内并联方案的平均总压恢复最高。

关 键 词: 涡轮基组合循环 (TBCC); 可调进气道; 并联方案; 模式转换; 涡轮通道

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Parallel plans for TBCC variable geometry inlet

SUN Bo¹, SHAO Qingling², NI Kaijie²,

ZHUO Changfei¹, ZHANG Kunyuan³

(1. Department of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. Nanjing Electronic Equipment Research Institute,

China Aerospace Science and Industry Corporation, Nanjing 210016, China;

3. School of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: With analysis on parallel plan for parallel turbine based combined cycle (TBCC) inlets, a method for classification and a type of parallel plan were proposed. Numerical simulations were conducted for four types of parallel plan inlet during the mode transition at Mach number of 2.5. Results showed that total mass flow rate kept nearly constant for pure internal parallel plan, contributing to stable thrust during mode transition; total mass flow rate decreased for other three plans. Pure external-parallel inlet with back door had the lowest mass flow rate of ramjet channel with a large change, other three plans had a small change. Total pressure recovery at turbine channel exit increased from a lower initial level

收稿日期: 2017-04-07

基金项目: 江苏省自然科学基金(BK20150781)

作者简介: 孙波(1980—),男,讲师,博士,研究方向为内流气体动力学。E-mail: hypersun@126.com

引用格式: 孙波,邵庆龄,倪凯捷,等. 并联 TBCC 可调进气道并联方案[J]. 航空动力学报, 2017, 32(12): 2988-2996. SUN Bo, SHAO Qingling, NI Kaijie, et al. Parallel plans for TBCC variable geometry inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(12): 2988-2996.

during mode transition for pure internal plan; it decreased evidently from a high initial level for external parallel plan, but decreased within a narrow range for mixed internal plan.

Key words: turbine based combined cycle (TBCC); variable geometry inlet; parallel scheme; mode transition; turbine channel

可调进气道是组合循环发动机的重要组成部分,可调进气道技术被公认为是发展组合循环推进系统的关键技术之一。组合循环发动机要求进气道在非常宽广的飞行范围内($Ma=0\sim6$ 的全速域)以及飞行工况多变的条件下向组合循环发动机提供满足多个发动机工作要求的空气流^[1],这对进气道的设计提出了很高的要求。

组合循环发动机进气道可分为单通道共轴型布局(也称串联型)和双通道上下型(亦称并联型)。而并联型布局又可分为外并联型和内并联型^[2-3]。已有的研究表明并联型较串联型有更短的长度,因此在高超声速热防护方面具有较明显的优势^[4]。目前并联型 TBCC 进气道是全速域发动机进气道研究的主流方向。

外并联进气道研究方面,比较有代表性的是美国 X43-B 的 TBCC 方案。X43-B 的进气道采用上/下型的外并联布局方式,美国研究机构已对该方案进行了大量的数值和实验研究^[5-6]。曹石彬等^[7]对设计马赫数 4 的 TBCC 外并联可调进气道模态转换过程中(模态转换马赫数为 2.0、2.2、2.4)涡轮/冲压进气道的不起动特性进行了数值模拟。王德鹏等^[8-9]提出了一种外并联型变几何 TBCC 进气道方案($Ma=0\sim4$),仿真分析了该进气道模态转换过程和亚燃通道加速过程中的流动性能。孙波等对全速域外并联型二元进气道^[10]和内转进气道^[11]进行了气动设计和数值仿真研究。

内并联进气道研究方面,张华军等^[12-13]提出了带泄流腔的分流板式内并联二元可调进气道方案。采用泄流腔的目的是提高进气道的气动和起动性能,数值模拟证实该方案具有较高的总压恢复以及宽范围($Ma=1.5\sim4.5$)稳定工作的能力。刘君等^[14-15]对内并联式 TBCC 二元进气道的模态转换过程进行了数值模拟。左逢源等^[16]对分流板式内并联内转进气道进行了数值模拟。美国 Aerojet 公司对设计点为 $Ma=7$ 的内并联可调内转进气道进行了风洞实验^[17],结果表明该进气道在高速($Ma=2.3\sim4.6$)和低速($Ma=0.5\sim2.0$)时均显示了强大的气流分配能力。 $Ma=2.9$ 的实验数据表明当涡轮进气门开度为 $40\%\sim80\%$

时总捕获流量保持不变。李龙等^[18]对一种内并联式 TBCC 进气道进行了数值模拟,发现两流道之间存在气动耦合效应。

可见目前国内外已对外并联型和内并联型两种 TBCC 可调进气道分别开展了较深入的研究,但对两种并联方案的气动特性的差异缺少对比分析,本文着重于对这两种并联方案进行较深入地对比归纳分析,希望获得不同并联方案的典型气动特性以及并联方案设计方法。

1 并联方案分类

本文根据调节板位置以及开口方向不同将外并联、内并联又分别细分成前开、后开和混合式 3 类,具体分类关系如表 1。

表 1 并联式 TBCC 进气道的分类
Table 1 Classification of parallel TBCC inlet

分类	几何特性	子类	分流板位置
外 并 联	两通道	前开纯	分流板完全在冲压通道唇口外部,前端打开形成涡轮通道进口
		外并联	
	共用部分外压段	后开纯	分流板完全在冲压通道唇口外部,后端打开形成涡轮通道进口
		外并联	
内 并 联	两通道	混合式	分流板前开,部分在冲压通道唇口外
		外并联	
	共用部分内压段	前开纯	分流板完全在冲压通道唇口内部,前端打开形成涡轮通道进口
		内并联	
		后开纯	分流板完全在冲压通道唇口内部,后端打开形成涡轮通道进口
		内并联	
		混合式	分流板后开,部分在冲压通道唇口外
		内并联	

外并联的典型几何特征是高低速两通道共用部分外压段,即低速涡轮通道的入口位置安排在高速冲压通道的外部。其中前开纯外并联方案国内外研究较多,这种方案通常以高速冲压通道的最后一级压缩楔板作为调节板,调节板转轴点位于唇口截面前方位置。调节板绕转轴顺时针旋转

打开涡轮通道;在模态转换过程中,调节板绕转轴逆时针旋转则逐渐关闭涡轮通道,直至最终达到关闭状态形成高速通道单通道工作模式,一直工作到设计点。3 种外并联方案如图 1 所示。

前开纯内并联方案(图 2(a))以冲压通道的分流板作为分流装置实现涡轮通道与冲压通道的流量分配。

后开纯内并联方案(图 2(b))的调节板通常是冲压通道内通道起始段的下壁面,转轴通常位于唇口以内。典型的工作模式是:低速时调节板

向下完全打开涡轮通道,涡轮发动机工作;模态转换过程中调节板逆时针旋转逐渐关闭涡轮通道。这种方案在内通道形成了一个膨胀区域,可能会对性能产生不利的影响。

混合式内并联(图 2(c))以第 3 级压缩楔板和部分内通道下壁面作为调节板,即调节板前一部分在外压段,后一部分在内压段,而调节板转轴点位于第 3 级压缩楔板的起始端。该并联方案的调节模式与后开纯内并联方案类似。

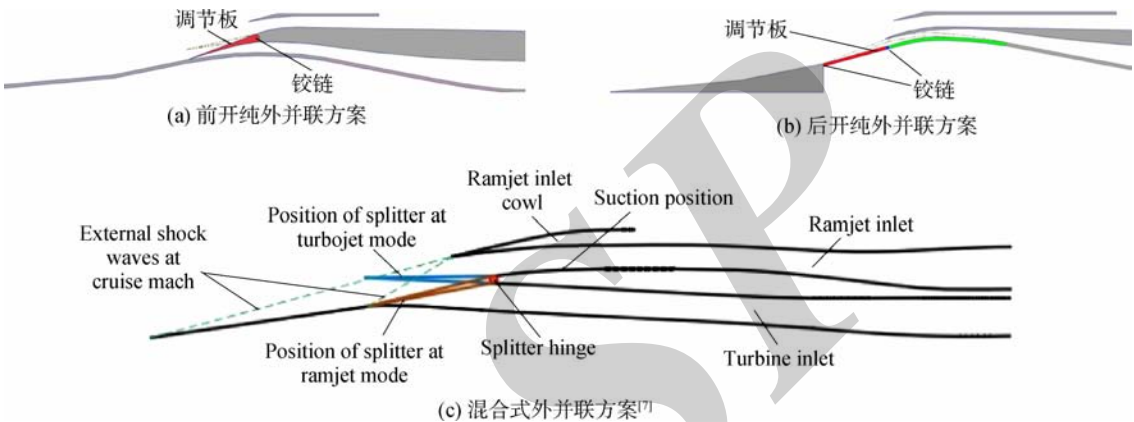


图 1 3 种外并联进气道构型

Fig. 1 Geometries for three external-parallel inlets

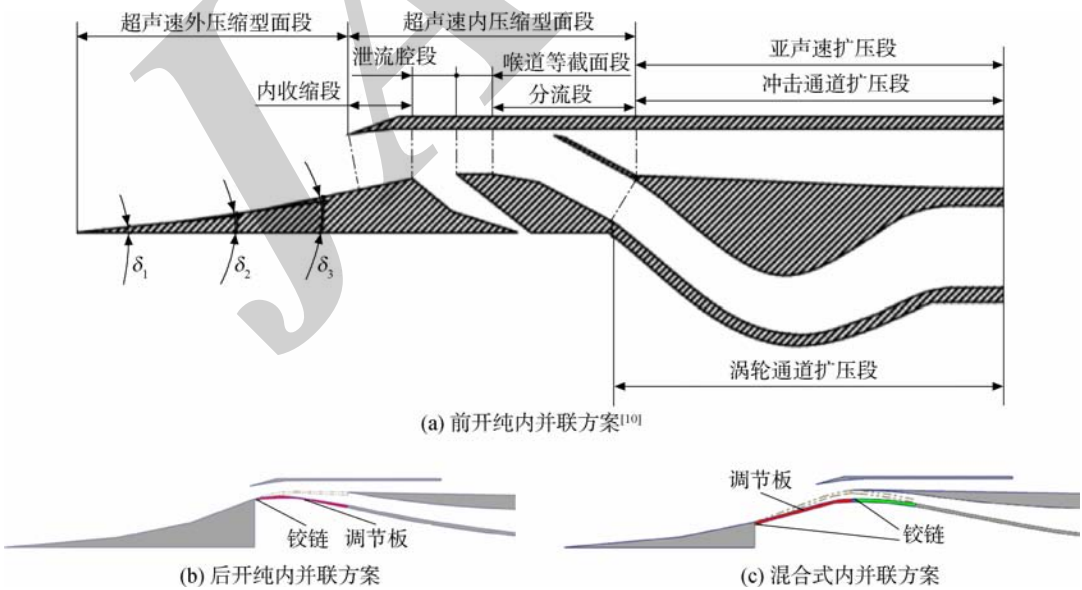


图 2 3 种内并联进气道构型

Fig. 2 Geometries for three internal-parallel inlets

2 进气道几何模型和数值模拟方法

本文设计的所有并联可调进气道方案均具有相同的冲压通道(图 3),冲压通道设计马赫数

$Ma_d=6.0$,模态转换马赫数 $Ma_t=2.5$,工作范围马赫数为 $2.5\sim6.0$ 。冲压通道不可调,总收缩比为 5.7 ,内收缩比为 1.3 ,三级压缩楔角分别为 5.05° 、 6.35° 、 8.93° 。

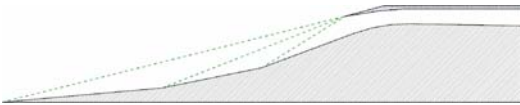


图 3 进气道冲压通道几何模型
Fig. 3 Geometry for ramjet channel of inlet

本文对不同并联方案在 $Ma_t=2.5$ 的定马赫数模态转换过程进行了二维数值仿真。计算中采用的湍流模型为 RNG (re-normalization group) $k-\epsilon$ 模型,近壁面处采用标准壁面函数法进行模拟。分子黏度采用 Surtherland 公式计算,对壁面取绝热无滑移固体边界条件。

图 4 给出了定几何冲压通道(图 3)在设计点 $Ma_d=6.0$ 和 $Ma_t=2.5$ 数值仿真结果。可以看出冲压通道在 $Ma_t=2.5$ 时处于起动状态, $Ma_d=6.0$ 时激波封口,具有较好的流量捕获特性。

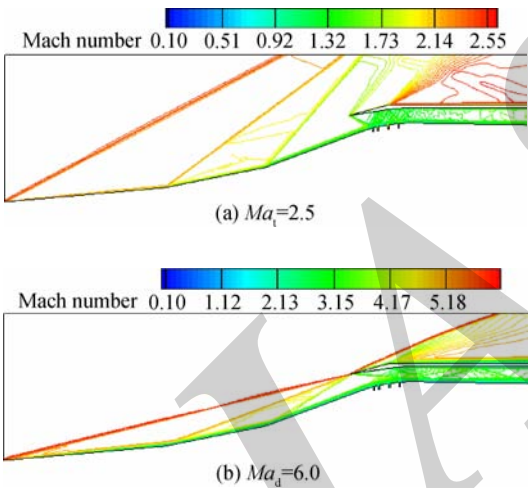


图 4 冲压通道等马赫线图
Fig. 4 Mach number contours for ramjet channel

3 不同并联方案模态转换性能分析

由于文献[7]对混合式外并联方案,文献[11-12]对前开纯内并联方案的模态转换特性已进行了较深入的研究,因此本文重点对其他 4 种并联方案的模态转换特性进行仿真分析。

3.1 前开纯外并联方案模态转换分析

在模态转换过程中,前开纯外并联方案的调节板围绕后端的转轴逆时针旋转逐渐关闭涡轮通道。以调节板的转动角度作为变量,分别进行了 0° 、 2° 、 4° 、 6° 、 8° 稳态定点数值模拟。其中 0° 对应涡轮通道全开状态, 8° 对应涡轮通道全关状态。

表 2 所示为模态转换过程中调节板不同旋转角度下的几何参数。可以看出,前开纯外并联方

案在模态转换过程中涡轮通道的进口高度逐渐减小,第 3 级压缩楔板的角

案在模态转换过程中涡轮通道的进口高度逐渐减小,第 3 级压缩楔板的角

转动角度/($^\circ$)	第 3 级楔板 压缩角/($^\circ$)	涡轮通道 关闭程度/%
0	0.93	0
2	2.93	23.7
4	4.93	47.3
6	6.93	70.7
8	8.93	100

调节板分别转动到 0° 、 2° 、 4° 、 6° 的位置时的马赫数等值线如图 5 所示。可以看出,在模态转换过程中冲压通道流场变化不明显,涡轮通道进

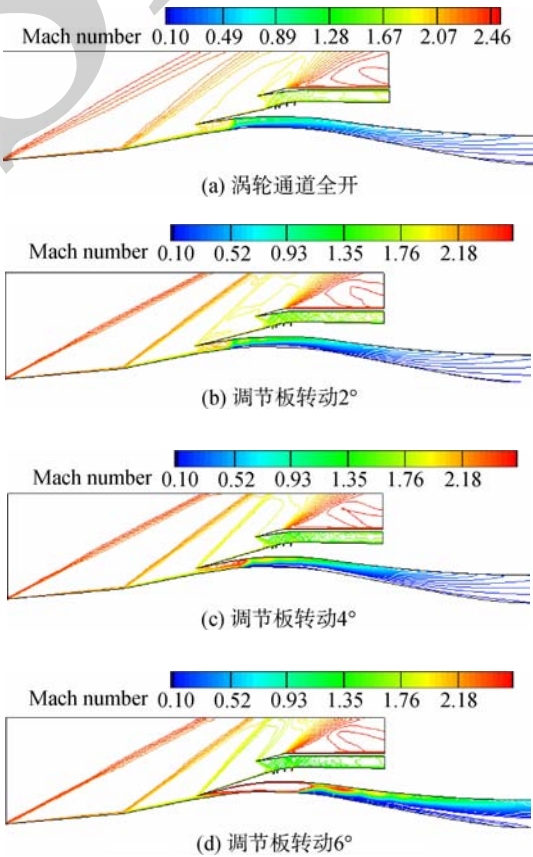


图 5 前开纯外并联进气道模态转换过程马赫数等值线图
Fig. 5 Mach number contours of different operations for pure external-parallel inlet with front door during mode transition

口段在调节板关闭过程中形成扩张通道,导致喉道马赫数逐渐升高,结尾激波强度逐渐增大。

模态转换过程中的流量系数和总压恢复变化如图 6 所示。可见在模态转换过程中总流量系数、涡轮通道流量系数逐渐减小,冲压通道流量系数小幅升高。涡轮通道总压恢复快速减小,冲压通道总压恢复基本不变。

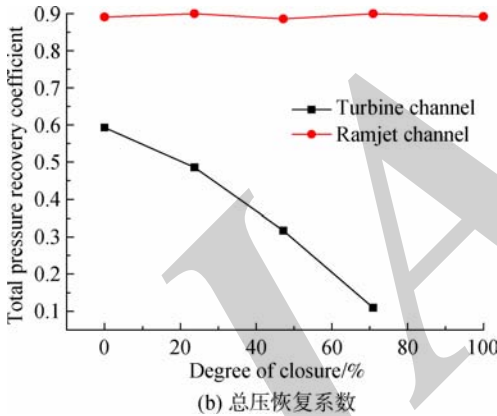
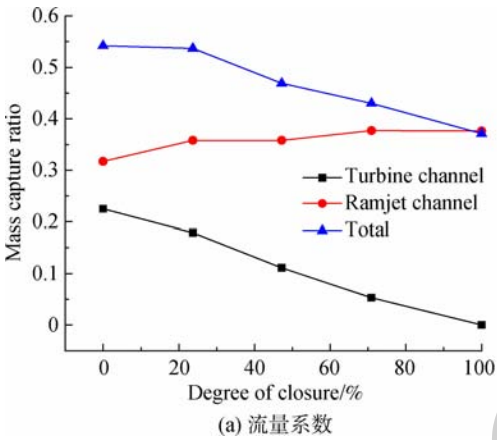


图 6 前开纯外并联进气道模态转换性能变化
Fig. 6 Performance change for pure external-parallel inlet with front door during mode transition

3.2 后开纯外并联方案模态转换分析

在模态转换过程中,后开纯外并联方案的调节板(第 3 级楔板)围绕前端的转轴逆时针旋转逐渐关闭涡轮通道,以调节板转动角度作为变量,分别进行了 0°、2°、4°、6° 的稳态定点数值模拟。

模态转换过程中各个状态下的几何参数见表 3。可见随着调节板的转动,第 3 级压缩楔板的角

度逐渐增大,但增大幅度要小于前开纯外并联方案。

调节板分别转动到 0°、2°、4°、6° 的位置时的马赫数等值线如图 7 所示。可以看出,在模态转换过程中随着调节板的向上转动,第 3 级楔板的

激波从无到有,逐渐变强;冲压通道流场变化不明显,涡轮通道进口段在调节板关闭过程中均匀减小,并未形成扩张通道,结尾激波强度变化不明显。

表 3 后开纯外并联进气道模态转换过程的几何参数
Table 3 Geometry parameters for pure external-parallel inlet with back door during mode transition

转动角度/(°)	第 3 级楔板 压缩角/(°)	涡轮通道 关闭程度/%
0	— 1.07	0
2	0.93	19.85
4	2.93	39.8
6	4.93	59.83

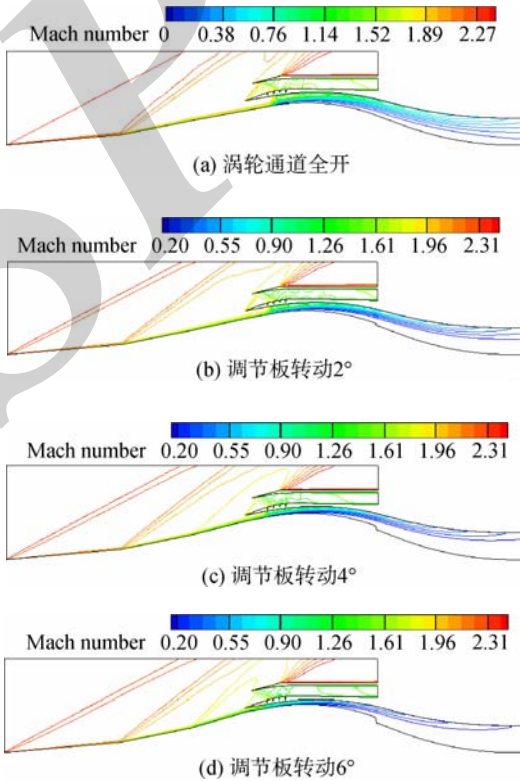


图 7 后开纯外并联进气道模态转换过程马赫数等值线图
Fig. 7 Mach number contours of different operations for pure external-parallel inlet with back door during mode transition

从图 8 可见模态转换过程中两个通道及总的流量系数的变化趋势与前开方案类似。而涡轮通道的总压恢复在模态转换过程中呈略微升高的趋势,这与前开方案的变化趋势明显不同。造成这一趋势的主要原因是

在模态转换过程中涡轮通道近似均匀减小(图 7),进口附近马赫数变化不大,同时由于第 3 道压缩激波的增强,导致涡轮通道进口附近马赫数略微减小,从而导致出口总压恢

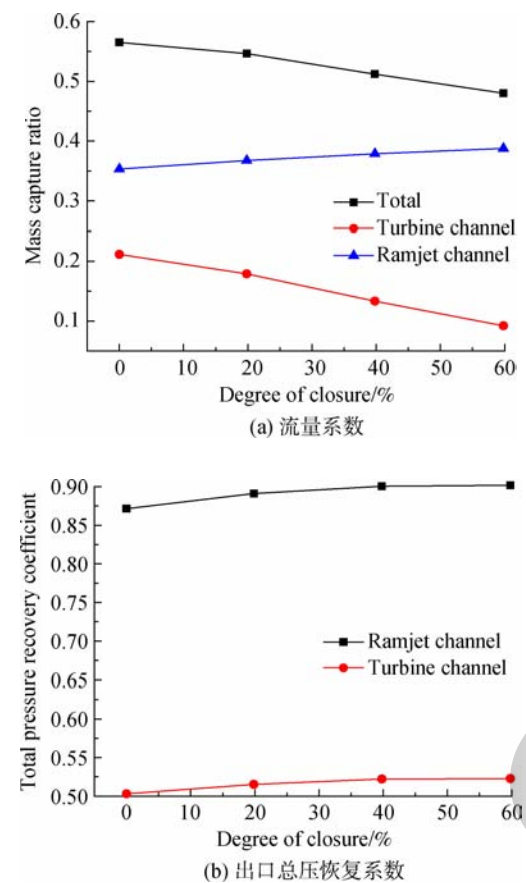


图 8 后开纯外并联进气道模态转换性能变化
Fig. 8 Performance change for pure external-parallel inlet with back door during mode transition

复略微升高。

3.3 后开纯内并联方案模态转换分析

在模态转换过程中,后开纯内并联方案的调节板围绕前端的转轴逆时针旋转逐渐关闭涡轮通道,分别进行了 0°、4°、7°的稳态定点数值模拟。3 个角度对应的涡轮通道的关闭程度分别为 0、39.55%、69.64%。图 9 所示为不同调节板旋转角度进气道流场图。可见当涡轮通道完全打开时(图 9(a)),在内通道内形成了一个膨胀区域,导致气流加速。随着模态转换的进行,调节板形成的膨胀角度减小,涡轮进口马赫数逐渐减小,导致涡轮出口总压恢复逐渐升高。

图 10 所示为模态转换过程中流量系数和总压恢复变化。可见该方案涡轮通道流量系数逐渐下降,冲压通道流量系数逐渐升高,而总流量系数变化很小(总流量系数的微小降低是由于抽吸孔泄流量的不同导致的)。

3.4 混合式内并联模态转换分析

混合式内并联方案(图 11)在模态转换过程中外唇口截面面积逐渐减小,这意味着总流量系

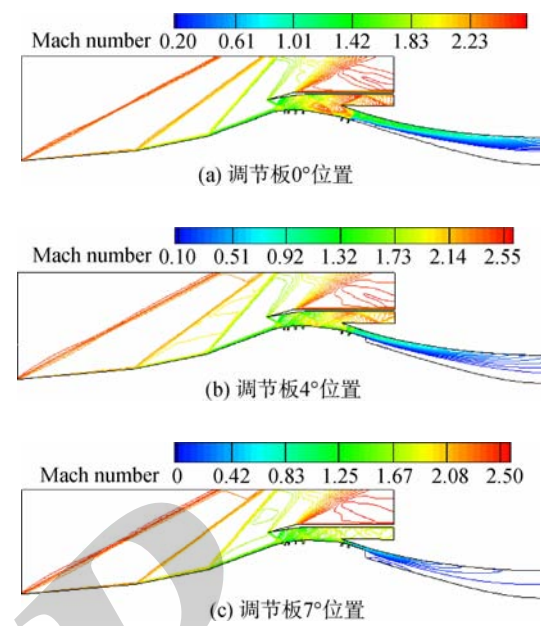


图 9 后开纯内并联进气道模态转换马赫数等值线图
Fig. 9 Mach number contours of different operations for pure internal-parallel inlet with back door during mode transition

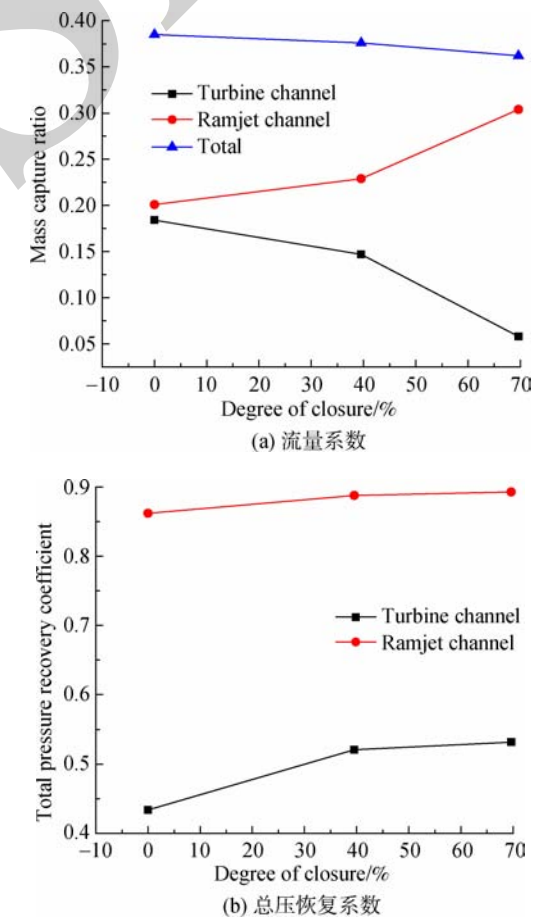


图 10 后开纯内并联进气道模态转换性能变化
Fig. 10 Performance change for pure internal-parallel inlet with back door during mode transition



图 11 混合式内并联进气道几何型面(涡轮通道全开)
Fig. 11 Geometry for mixed internal-parallel inlet
(turbine channel open fully)

数逐渐降低。随着调节板的向上旋转,第 3 级压缩楔板的压缩角也逐渐变大,对第 3 道斜激波的角度和强度也会产生影响,从而影响整个内通道的性能。

混合式内并联模态转换过程中,对调节板分别转动到 0°、1°、2°、4° 的位置进行了数值模拟,各个位置的几何参数见表 4,仿真结果的马赫数等值线图见图 12。可见在模态转换过程中第 3 道压缩激波逐渐增强,导致唇口截面马赫数逐渐降低,冲压通道与涡轮通道进口马赫数也逐渐减小。

从图 13 中可以看出,涡轮通道流量系数逐渐下降,而冲压通道流量系数逐渐提高;冲压通道总压恢复方面变化很小,涡轮通道则逐渐下降。

表 4 混合式内并联进气道模态转换中的几何参数
Table 4 Geometry parameters for mixed internal-parallel inlet during mode transition

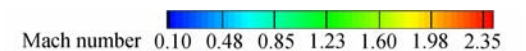
转动角度/(°)	涡轮通道 关闭程度/%	内收缩比
0	0	1.064
1	19.8	1.090
2	39.8	1.113
4	79.1	1.195



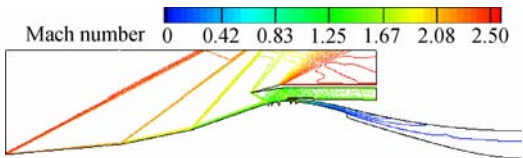
(a) 调节板转动0°



(b) 调节板转动1°

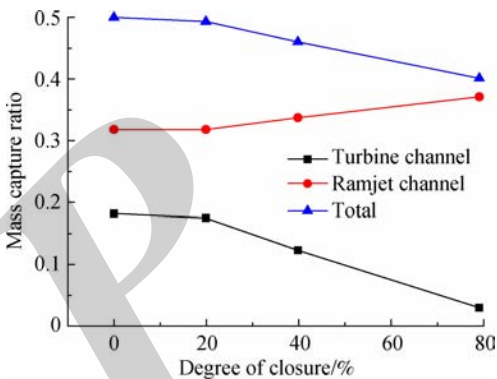


(c) 调节板转动2°

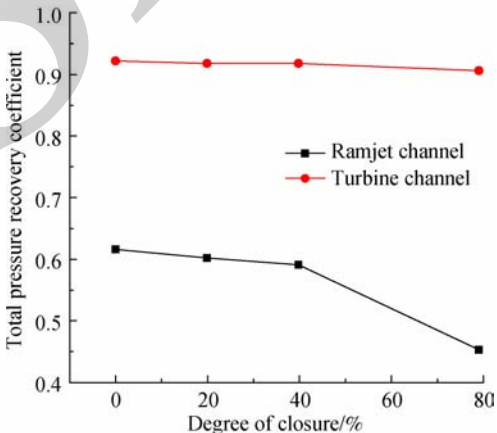


(d) 调节板转动4°

图 12 混合式内并联进气道模态转换过程马赫数等值线图
Fig. 12 Mach number contours for mixed internal-parallel inlet during mode transition



(a) 流量系数



(b) 总压恢复系数

图 13 混合式内并联-模态转换过程性能变化
Fig. 13 Performance change for mixed internal-parallel inlet during mode transition

3.5 4 种并联方案性能比较

为了对 4 种并联方案进行定量对比,对各方案在整个模态转换过程中各个开度的性能进行算术平均,得到各方案的平均性能如表 5 所示。可见,后开纯外并联方案的冲压通道平均流量系数在 4 种方案中最低,其他 3 种方案相差不大;4 种方案的冲压通道平均总压恢复相差很小;混合式内并联方案涡轮通道平均总压恢复(模态转换过程各个开度总压恢复的算术平均)较前 3 种并联方案(纯外并联、纯内并联)分别高 50%、9.7%和 14%。

表 5 4 种并联方案模态转换性能

Table 5 Performance for four inlet schemes during mode transition

方案	冲压通道平均 流量系数	冲压通道平均 总压恢复系数	涡轮通道平均 总压恢复系数
前开纯 外并联	0.357	0.894	0.376
后开纯 外并联	0.372	0.891	0.516
后开纯 内并联	0.245	0.881	0.496
混合式 内并联	0.336	0.916	0.566

4 种并联方案的总流量系数、冲压通道流量系数和涡轮通道出口总压恢复在模态转换过程中的变化趋势示于图 14 中。可见,后开纯内并联方案的总流量系数变化很小,其余 3 种的总流量系数都是随着涡轮通道的关闭逐渐减小的,减小速度主要取决于涡轮通道全开时的流量系数,按后开纯外并联、前开纯外并联、混合式内并联的顺序依次降低;4 种方案冲压通道流量系数在模态转换过程中均是逐渐升高的(图 14(b)),后开纯内并联方案的变化幅度最大,其余 3 种方案均较小。对于涡轮通道出口总压恢复比较发现(图 14(c)),前开纯外并联和混合式内并联两种方案呈减小趋势,另外两种方案的总压恢复呈略微增大趋势,其中前开纯外并联减小幅度很大,导致其涡轮通道平均总压恢复是 4 种方案中最低的,而混合式内并联方案由于全开时总压恢复最高,在模态转换过程中下降幅度也不大,因此该方案涡轮出口平均总压恢复是 4 种方案中最高的。

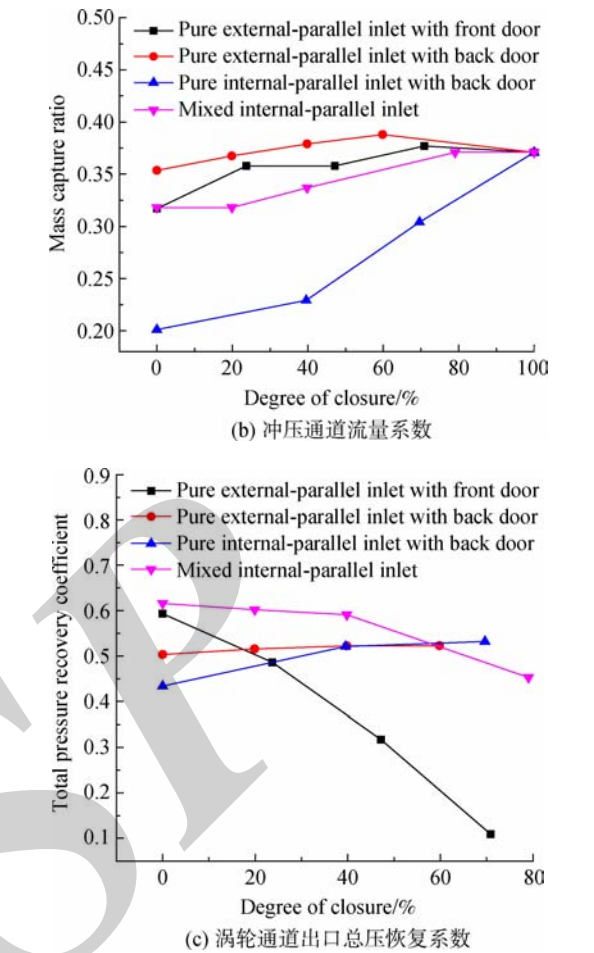
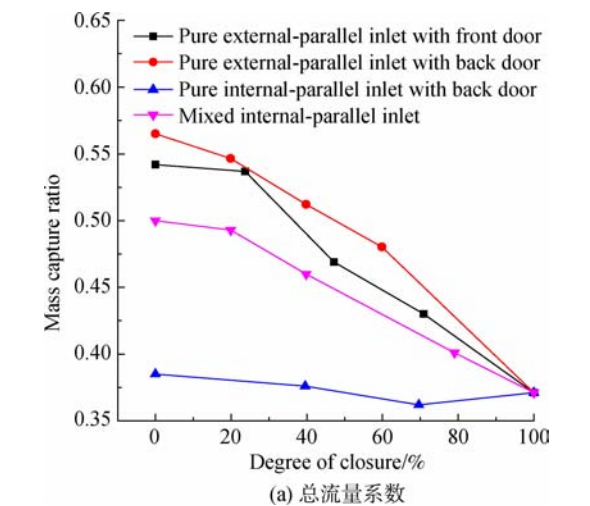


图 14 4 种进气道方案模态转换过程性能比较

Fig. 14 Performance comparison for four inlet schemes during mode transition

4 结 论

本文基于对现有并联可调进气道的归纳分析,提出了一种并联可调进气道并联方案分类方法,基于该分类方法提出了后开纯外并联和混合式内并联两种并联方案。对前开纯外并联、后开纯外并联、后开纯内并联和混合式内并联 4 种并联方案的模态转换过程进行了稳态仿真,通过对比 4 种方案的数值模拟结果,得出以下结论:

- 1) 后开纯内并联方案的总流量系数变化很小,其余 3 种的总流量系数都是随着涡轮通道的关闭都是逐渐减小的,减小速度主要取决于涡轮通道全开时的流量系数,按后开纯外并联、前开纯外并联、混合式内并联的顺序依次降低;
- 2) 4 种方案冲压通道流量系数在模态转换过程中均是逐渐升高的,后开纯内并联方案具有最低的冲压通道平均流量系数,变化幅度最大,其余 3 种方案变化幅度均较小。
- 3) 前开纯外并联和混合式内并联两种方案

的涡轮通道出口总压恢复在模态转换过程中呈减小趋势,另外两种方案的总压恢复呈略微增大趋势,其中前开绝外并联平均总压恢复是 4 种方案中最低的,而混合式内并联方案的平均总压恢复最高。

参考文献:

- [1] BULMAN M J, SIEBENHAAR A. Combined cycle propulsion; aerojet innovations for practical hypersonic vehicles[R]. AIAA-2011-2397, 2011.
- [2] 张华军,郭荣伟,李博. TBCC 进气道研究现状及其关键技术[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(5): 613-620.
ZHANG Huajun, GUO Rongwei, LI Bo. Research status of TBCC inlet and its key technologies[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(5): 613-620. (in Chinese)
- [3] 向先宏,钱森森,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)
- [4] WEIDNER J P. Conceptual study of a turbojet ramjet inlet [R]. NASA-TM-80141, 1979.
- [5] SLATER J W, SAUNDERS J D. Computational fluid dynamics (CFD) simulation of hypersonic turbine-based combined-cycle (TBCC) inlet mode transition[R]. AIAA-2009-7349, 2009.
- [6] ALBERTSON C W, EMANI S, TREXLER C. A. Mach 4 test results of a dual-flowpath turbine based combined cycle inlet[R]. AIAA-2006-8138, 2006.
- [7] 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)
- [8] 王德鹏, 庄逸, 谭慧俊. 一种组合发动机变几何进气道的流动及工作特性研究[R]. 北京: 第 2 届组合动力学术交流会, 2013.
- [9] 王德鹏, 庄逸, 谭慧俊, 等. 一种双流路变几何涡轮基组合循环进气道的设计与仿真[J]. 航空动力学报, 2015, 30(11): 2695-2704.
WANG Depeng, ZHUANG Yi, TAN Huijun, et al. Design and simulation of a dual-channel variable geometry turbine based combined cycle inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(11): 2695-2704. (in Chinese)
- [10] 倪凯捷, 孙波, 骆晓臣, 等. TBCC 内并联可调二元进气道数值模拟[R]. 哈尔滨: 第 8 届全国高超声速科学会议, 2015.
- [11] 闵浩, 郭枫林, 孙波, 等. 外并联式 TBCC 可调内转进气道数值模拟[R]. 杭州: 第 18 届全国高超声速气动力热学术交流会, 2016.
- [12] 张华军, 郭荣伟, 谢旅荣. 内并联型 TBCC 进气道方案设计及验证[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2475-2483.
ZHANG Huajun, GUO Rongwei, XIE Lürong. Design and validation of scheme of over/under TBCC inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2475-2483. (in Chinese)
- [13] 张华军, 郭荣伟, 谢旅荣. TBCC 进气道变几何泄流腔研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(12): 2714-2723.
ZHANG Huajun, GUO Rongwei, XIE Lürong. Study of variable geometry bleed cavity of TBCC inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(12): 2714-2723. (in Chinese)
- [14] 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): 461-469.
LIU Jun, YUAN Huacheng, GUO Rongwei. Analysis of over/under TBCC inlet mode transition flow characteristic [J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(4): 461-469. (in Chinese)
- [15] 袁化成, 章欣涛, 童泽润, 等. 外并联涡轮基组合循环进气道模态转换技术研究[J]. 航空科学技术, 2015, 26(11): 37-42.
YUAN Huacheng, ZHANG Xintao, TONG Zerun, et al. Research of over/under type TBCC inlet model transition technology [J]. Aeronautical Science and Technology, 2015, 26(11): 37-42. (in Chinese)
- [16] 左逢源, 黄国平, 陈杰等. 基于内乘波概念的 TBCC 进气道过渡模态研究[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(2): 274-278.
ZUO Fengyuan, HUANG Guoping, CHEN Jie, et al. Based on the concept of waverider TBCC inlet mode transition study[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(2): 274-278. (in Chinese)
- [17] O'BRIEN T F, DAVIS D O, COLVILLE J R. The advanced combined-cycle integrated inlet test program : test results[R]. AIAA-2008-2637, 2008.
- [18] 李龙, 李博, 梁德旺, 等. 涡轮基组合循环发动机并联式进气道的气动特性[J]. 推进技术, 2008, 29(6): 667-672.
LI Long, LI Bo, LIANG Dewang, et al. Aerodynamic characteristics of over/under inlet for turbine based combined cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(6): 667-672. (in Chinese)

(编辑: 王碧琨)