

面向推力优化的并联 TBCC 组合喷管设计方法

缪俊杰¹, 蔡伊雯¹, 汪东¹, 尹超¹, 李宪开¹, 徐倩楠²

(1. 中国航空工业集团有限公司 沈阳飞机设计研究所

扬州协同创新研究院有限公司, 江苏 扬州 225111;

2. 中国航发四川燃气涡轮研究院 高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621700)

摘 要: 针对宽速域飞机机体/推进的强耦合, 提出一种在给定几何尺寸约束下面向推力优化的并联涡轮冲压组合发动机(TBCC)组合喷管设计方法。通过理论分析和数值模拟相结合的手段, 实现了宽速域组合喷管在欠膨胀和过膨胀流动状态下涡轮/冲压流道面积膨胀比的优化分配。在研究的涡轮/冲压落压比范围内, 相比基准组合喷管, 面向推力优化设计得到的组合喷管均能具有更高的推力性能, 两者综合推力系数的差异在涡轮单独工作的过膨胀流动状态尤为明显, 通过推力优化可使得马赫数为 0.2 和 3 时的推力系数分别提高 4.89% 和 4.14%。推力优化喷管的升力和俯仰力矩随飞行马赫数的变化幅度相比基准喷管分别减小了 33% 和 47.3%, 这可以有效减小机体/推进耦合下全机气动焦点的变化范围, 有利于减小宽速域飞机配平阻力并降低飞行器操稳控制难度。

关 键 词: 并联 TBCC 发动机; 组合喷管; 推力优化; 设计方法; 流场分布; 气动特性

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Optimum design method oriented thrust for over-under TBCC combined nozzle

MIAO Junjie¹, CAI Yiwen¹, WANG Dong¹, YIN Chao¹, LI Xiankai¹, XU Qiannan²

(1. Yangzhou Collaborative Innovation Research Institute Company, Limited,

Shenyang Aircraft Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Limited, Yangzhou Jiangsu 225111, China;

2. Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory, Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621700, China)

Abstract: Considering the requirements on integration of aircraft/engines, a design method of over-under turbine based combined cycle engine (TBCC) nozzle oriented thrust optimization under a given geometric constraint was proposed. The optimal allocation of the area expansion ratio of the turbo-engine/ramjet nozzle at under-expansion and over-expansion state was realized by means of theoretical analysis and numerical simulation. Within the range of turbo-engine/ramjet pressure-drop-ratio, the TBCC nozzle designed for thrust optimization can achieve higher thrust performance than the baseline nozzle, and the difference in composite thrust coefficient was particularly obvious under the over-expansion state, where the thrust coefficients at Mach number of 0.2 and 3 can be increased by 4.89% and 4.14%, respectively, through thrust optimization. Furthermore, the lift force and pitching moment of thrust optimization nozzle changing with the Mach number were 33% and 47.3% smaller than those of the

收稿日期: 2022-11-19

作者简介: 缪俊杰(1994—), 男, 工程师, 博士, 主要从事组合动力推进系统研究。E-mail: miaojunjie1031@nuaa.edu.cn

引用格式: 缪俊杰, 蔡伊雯, 汪东, 等. 面向推力优化的并联 TBCC 组合喷管设计方法[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1367-1377. MIAO Junjie, CAI Yiwen, WANG Dong, et al. Optimum design method oriented thrust for over-under TBCC combined nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1367-1377.

baseline nozzle, which can effectively reduce the range of aerodynamic focus of the whole aircraft, helping to reduce the trim resistance of wide-speed-range aircraft and the difficulty of flight control.

Keywords: over-under TBCC engine; combined nozzle; thrust optimization; design method; flow-field distribution; aerodynamic characteristics

涡轮冲压组合发动机(turbine based combined cycle engine, TBCC)具有宽速域^[1]、远航程^[2-3]、可重复使用、能随时召回等优势,成为下一代宽速域飞机重点发展的动力装置之一。由于 TBCC 发动机作为宽速域飞行器动力和两级入轨飞行器第一级动力上的良好应用前景,各国都相继开展了 TBCC 的相关研究计划,如美国的国家空天飞机计划(NASP)计划^[4]、日本的超声速/高超声速运输推进系统(HYPR)计划^[5]和欧洲的长期先进推进概念与技术(LAPCAT)计划^[6]等。根据涡扇发动机和亚燃冲压发动机的匹配关系,TBCC 发动机分成共轴串联和上下并联两种类型。其中上下并联式 TBCC 发动机共用部件少,模态转换间的相互干扰较小,技术上易于实现,同时作为宽速域动力方案具有相比串联式方案在高超声速飞行时内流道型面简单、内流阻力损失小的优势^[7]。

并联式 TBCC 在跨声速区间飞行时,只能由涡轮发动机提供飞行所需动力,而冲压发动机处于冷通流状态,无法提供足够的推力来克服机体和进气系统所承受的阻力^[8]。宽速域飞机宽速域工作的设计需求,要求飞机前体/进气道、飞机后体/尾喷管高度融合以提高工作能力,相关研究表明^[9],如果采用并联式 TBCC 形式,在跨声速区域冲压流道的冷通气内阻占到了全机零阻的 20%,导致飞机爬升阶段的耗油率大幅增加、航程减少。此外,并联 TBCC 发动机模态转换时还存在由于涡轮发动机推力过小而无法实现涡轮模态向冲压模态平稳过渡的问题^[10-11]。因此,为有效缓解跨声速飞行时的“推阻矛盾”和模态转换时的“推力陷阱”问题,需提高机体/推进强耦合下的发动机安装推力。

针对基于前体/进气道和后体/喷管一体化设计的宽速域飞行器,有关研究表明在飞行马赫数为 6.0 时,非对称膨胀喷管产生的推力占到推进系统总推力的 70%^[12],而 Lederer 等^[13]指出尾喷管的推力系数下降 1%,对基于冲压动力的高超声速飞行器在飞行马赫数为 7.0 时造成安装净推力损失,达到燃烧效率提高 1% 所带来收益的 4 倍以上。Werner 等^[14]特别强调了低马赫数下尾喷

管排气所面临的高度过膨胀问题是飞行马赫数为 0~7 的组合循环动力系统所面临的一大挑战,而莫建伟等^[15-16]指出要保证 TBCC 排气系统在整个飞行包线内的有效飞行,需要采取措施提高亚、跨声速飞行条件下排气系统的气动性能。因此,针对机体/推进强耦合下的宽速域飞行器,如何在飞行器外形固定几何约束下通过喷管设计实现组合喷管推力最大化是亟需解决的问题。

本文针对机体/推进强耦合下的固定几何尺寸约束,提出一种面向推力优化的并联式 TBCC 组合喷管设计方法,通过理论分析和数值仿真相结合的手段,实现涡轮喷管和冲压喷管的面积膨胀比的优化分配,进而提升组合喷管在涡轮单独工作状态和共同工作状态综合推力性能,并减小俯仰力矩变化范围以降低飞行器俯仰力矩配平阻力和操稳难度。本文研究成果可以为机体/推进强耦合下的并联 TBCC 发动机组合喷管推力性能的优化设计提供理论依据和技术基础。

1 研究方法

1.1 并联 TBCC 可调组合喷管设计

在给定的燃烧室出口位置和飞机后体位置的约束下,面向推力优化的并联 TBCC 组合喷管冲压高速流道型面设计,采用基于罗氏喷管(Rao nozzle)发展得到的在一定喷管长度和面积比下能产生最大推力的喷管型面设计理论,具体设计流程见文献^[17]。在冲压发动机喷管出口面积 $A_{out}=H$ 、喉道面积 $A_{th,cy}=0.25H$ 和长度 $L_{cy}=2.5H$ 给定的情况下(H 是组合喷管出口高度),依据最大推力喷管型面设计理论,选择飞行马赫数为 3.5 时冲压发动机燃烧室出口参数作为冲压通道喷管设计参数,开展冲压喷管气动型面设计,得到并联 TBCC 组合喷管中冲压发动机喷管的上膨胀面型线(如图 1 中蓝线所示,图中 $A_{out,wt}$ 为涡轮通道的出口面积)。

基于最大推力喷管型面设计理论得到的冲压喷管型面,采用涡轮关闭后调节板绕飞机后体端点旋转的方式实现涡轮发动机和冲压发动机工作模态的转换。为保证后调节板完全打开时与涡轮

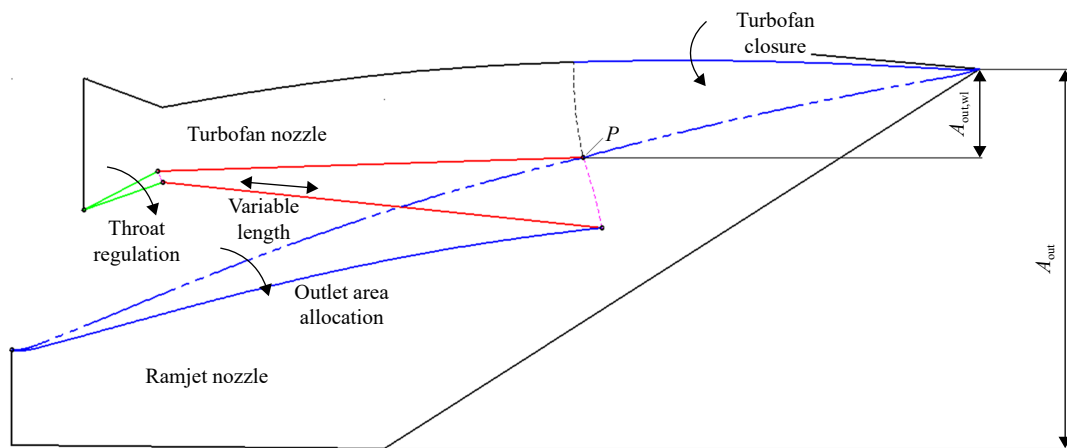


图1 并联TBCC组合喷管示意图

Fig. 1 Schematic diagram of over-under TBCC combined nozzle

流道间的光滑过渡, 本文涡轮喷管上膨胀面型面设计采用截取冲压喷管上膨胀面的方式, 截取长度根据后体端点和涡轮喷管喉道位置确定。其中, 涡轮单独工作和共同工作模态下组合喷管双通道型面如图1中实线所示, 而冲压单独工作模态下喷管单通道型面则为图1中的双点划线。为使得给定几何约束下的组合喷管推力最大化, 本文设计了三连板联动调节方案, 能实现在涡轮喷管喉道调节的同时进行涡轮喷管出口面积占比调节的功能。其中涡轮喉道调节板和出口面积调节板绕喷管前缘铰链转动, 而涡轮喷管下膨胀面采用伸缩平动方式以补偿喉道调节和面积调节带来的位移差。其中涡轮喷管下膨胀面出口 P 在冲压喷管上膨胀面处的位置选取根据涡轮喷管低飞行马赫数条件下理想出口面积确定(在涡轮设计落压比为3时, 涡轮喷管面积膨胀比为1.05)。

1.2 数值方法

本文采用商用计算流体动力学(CFD)软件对模型进行数值计算, 选取基于密度的隐式求解器, 选择的计算模型为SST(shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型, 并采用定比热的理想气体模型, 分子动力黏度采用Sutherland公式计算。整个流场采用结构化网格划分, 为保证计算准确性, 在喷管喉道、壁面附近、出现激波和剪切层等流动区域内进行了网格加密, 如图2所示。其中壁面边界层进行壁面网格加密, 并保证第1层网格 $y^+ < 5$, 总网格数量约为20万, 外场条件设置为压力远场条件, 给定远场气流的压力、速度、密度, 涡轮发动机喷管和冲压发动机喷管进口均设置为压力进口, 给定总温和总压, 出口条件设置为压力出口, 给定远场的压力, 壁面均采用无滑移绝热壁。

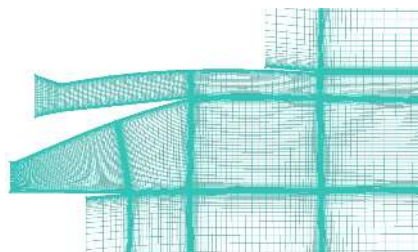


图2 组合喷管网格划分示意图

Fig. 2 Schematic diagram of grid division of combined nozzle

并联TBCC组合喷管三连板联动调节采用动网格技术, 其中涡轮出口面积调节板设置为刚体转动, 涡轮喷管下膨胀面在涡轮喉道调节板和出口面积调节板几何约束下随动变形, 而其他壁面固定不变。动网格仿真过程中的网格更新采用Smoothing+Remeshing方法。综合考虑运动精度和计算成本, 涡轮出口面积调节板转动速率设置为 $10(^{\circ})/s$, 非定常计算的时间步长取为 $10^{-5} s$ 。

1.3 算例验证

为验证本文数值计算方法的准确性, 选择兰利研究中心^[18]针对单边膨胀喷管的实验研究作为验证算例, 模型如图3所示(图中 X 为喷管轴向位置)。喷管高度 $H_0=15.24 mm$, 计算工况如下: 喷管进口马赫数为1.665, 总压、总温分别为0.172 MPa、478 K, 外部自由来流马赫数为6, 总压、总温分别为2.52 MPa、478 K。图3给出了不同网格加密程度下喷管膨胀面的沿程压力系数 C_p 分布, 其中3套网格仅在网格量过少的稀疏网格计算结果中存在较大偏差, 而网格加密达到中等/稠密程度后的计算结果基本与网格的划分无明显关系。从图3中还可以发现3套网格模拟得到的压力分布趋势均与实验结果吻合较好, 因此

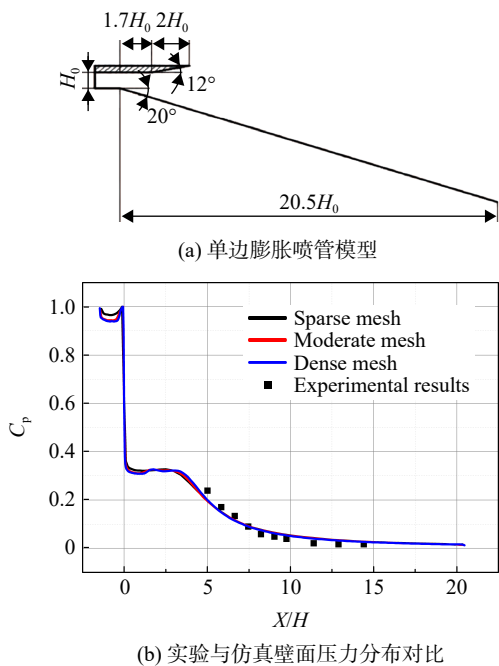


图3 算例验证

Fig. 3 Code validation

可以认为本文所采用的模拟方法是可靠的。

1.4 计算工况

冲压单独工作时组合喷管处于低速通道关闭、高速通道全开的固定几何单边膨胀喷管状态,此时冲压喷管处于最大推力喷管型面状态,已达到冲压单独工作状态下优化组合喷管推力的目的,因此本文针对组合喷管开展的推力优化仅针对涡轮单独工作状态和共同工作状态,采用的并联TBCC组合喷管计算工况如表1所示,其中WL表示涡轮喷管,CY表示冲压喷管, Ma 为飞行马赫数, h 为飞行高度, π 为落压比, T_1 为总温。

表1 组合喷管计算工况

Table 1 Calculation conditions for combined nozzle

状态	Ma	h/km	π		T_1/K	
			WL	CY	WL	CY
涡轮单独工作	0.2~3	0~18	3~25	1~20	2000	290~600
涡轮、冲压共同工作	2~3.5	12~20	10~45	15~35	2000	2000

2 组合喷管推力优化流程

对于某一确定发动机工况下的涡轮和冲压喷管,在喷管入口处落压比为 π_{wl} 和 π_{cy} 、喉道面积为 $A_{th,wl}$ 和 $A_{th,cy}$ 、喉道马赫数为 $Ma_{th,wl}$ 和 $Ma_{th,cy}$,给定的情况下,根据喷管质量流量(以下简称流量)公

式和滞止气流状态方程,可联立式(1)~式(4)得到气流完全膨胀状态下的喷管理想出口面积 $A_{out,ideal,wl}$ 和 $A_{out,ideal,cy}$,并由此得到并联TBCC组合喷管的总理想出口面积 $A_{out,ideal}$ 。

$$q_{th} = Ma_{th} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{th}^2 \right) \right]^{\frac{-(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

$$Ma_{out} = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left(\pi^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)} \quad (2)$$

$$q_{out} = Ma_{out} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{out}^2 \right) \right]^{\frac{-(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} \quad (3)$$

$$A_{out,ideal} = \frac{q_{th}}{q_{out}} A_{th} \quad (4)$$

$$A_{out,ideal} = A_{out,ideal,wl} + A_{out,ideal,cy} \quad (5)$$

式中 q 为流量函数, Ma 为马赫数, A 为面积, γ 为理想空气比热比;下标 th 表示喷管喉道截面,下标 out 表示喷管出口截面。

在给定几何约束情况下,组合喷管的真实出口面积 $A_{out,real}$ 是固定不变的,根据理想出口面积和真实出口面积的大小,存在 $A_{out,real} < A_{out,ideal}$ 的欠膨胀状态和 $A_{out,real} > A_{out,ideal}$ 的过膨胀状态两种情形,由此形成了如图4所示的并联TBCC组合喷管推力优化设计流程,下面分别对这两种状态下的推力优化方法展开叙述。

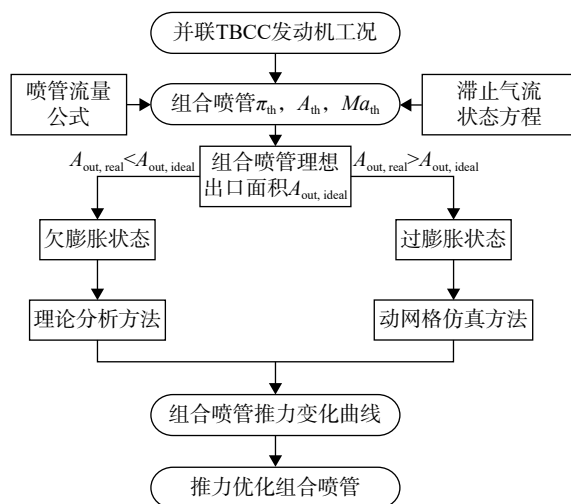


图4 推力优化设计流程

Fig. 4 Thrust optimization design flow

2.1 欠膨胀状态

如果 $A_{out,real} < A_{out,ideal}$,可推断出面向推力优化的组合喷管双通道均应处于欠膨胀状态或完全膨

胀状态, 即此时涡轮通道的最大出口面积应为 $A_{out,ideal,wl}$, 而最小出口面积为 $A_{out,real} - A_{out,ideal,cy}$ 。因为若涡轮出口面积超过完全膨胀状态的理想出口面积, 此时涡轮通道将向过膨胀状态发展, 使得涡轮通道推力性能下降; 而冲压通道的欠膨胀程度也将在出口面积的降低下加剧, 使得冲压通道推力性能降低。冲压通道出口面积可同理分析。

$$A_{out,real} - A_{out,ideal,cy} \leq A_{out,real,wl} \leq A_{out,ideal,wl} \quad (6)$$

$$A_{out,real} - A_{out,ideal,wl} \leq A_{out,real,cy} \leq A_{out,ideal,cy} \quad (7)$$

假设在上述范围内取一 $A_{out,real,wl}$, 则有

$$A_{out,real,cy} = A_{out,real} - A_{out,real,wl} \quad (8)$$

$$q_{out} = \frac{A_{out}}{A_{th}} q_{th} \quad (9)$$

根据喷管流量函数连续方程式(9), 可得 $q_{out,wl}$ 和 $q_{out,cy}$, 进一步根据喷管流量函数方程反向求解马赫数的超声速解 $Ma_{out,wl}$ 和 $Ma_{out,cy}$ 。

在喷管绝能等熵膨胀假设下, 有涡轮和冲压喷管出口总温 $T_{t,wl}$ 和 $T_{t,cy}$, 以及出口总压 $p_{t,wl}$ 和 $p_{t,cy}$, 在此基础上根据滞止气流状态方程和喷管推力公式, 联立方程(10)~式(14)可求得涡轮和冲压喷管的真实推力 $F_{n,wl}$ 和 $F_{n,cy}$, 以及组合喷管综合推力 $F_{n,TBCC}$ 。

$$T_{out} = \frac{T_t}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{out}^2} \quad (10)$$

$$p_{out} = \frac{p_t}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{out}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (11)$$

$$V_{out} = Ma_{out} \sqrt{\gamma R T_{out}} \quad (12)$$

$$\dot{m}_{out} = \frac{\sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} p_t A_{out}}}{\sqrt{T_t}} q_{th} \quad (13)$$

$$F_n = \dot{m}_{out} V_{out} + (p_{out} - p_0) A_{out} \quad (14)$$

$$F_{n,TBCC} = F_{n,wl} + F_{n,cy} \quad (15)$$

式中 T 为气体静温, V 为气流速度, R 为气体常数, $\dot{m}$ 为喷管流量, p 为气体静压, 下标 0 表示外界环境。

因此在式(6)和式(7)范围内, 通过联立方程(8)~式(15), 可以求得组合喷管推力随涡轮出

口面积的变化曲线, 由此可快速计算得到面向推力优化的组合喷管出口面积分配方案。

为了验证上述方法的可行性, 本文针对表2中的欠膨胀流动状态, 分别采用理论计算和CFD二维动网格计算的方法, 得到了如图5所示的组合喷管综合推力系数 C_{fx} 随冲压出口面积的变化曲线, 图中 min 和 max 分别表示最小值和最大值。

表2 欠膨胀状态下的计算参数

Table 2 Calculation parameters for under-expansion state

Ma	h/km	π		T_t/K		$A_{out,ideal}/H$	$A_{out,real}/H$
		WL	CY	WL	CY		
2.5	15	12	20	2 000	2 000	1.225	1

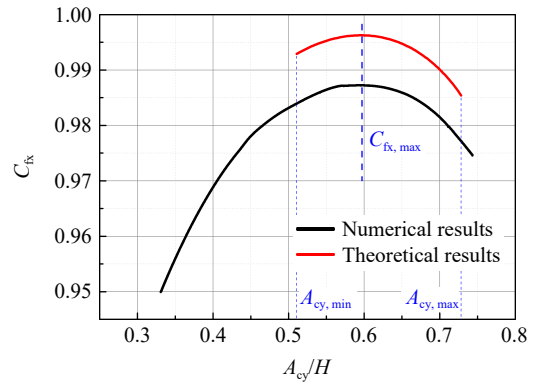


图5 欠膨胀状态下理论计算与数值仿真结果对比

Fig. 5 Comparison of theoretical results and numerical results for under-expansion state

从图5中可以看到, 与上述理论分析一致, 冲压通道出口面积 A_{cy} 不论是小于 $A_{cy,min}$ 还是大于 $A_{cy,max}$, 组合喷管的综合推力系数都是呈下降趋势, 这说明在给定几何约束下推力优化的组合喷管出口面积分配需要满足式(6)和式(7)中的面积范围。

由于理论分析不考虑流动损失, 故其计算得到的组合喷管综合推力系数相较于CFD计算结果偏高一些; 但是这两种方法得到的综合推力系数变化规律是一致的, 只是理论分析得到的最佳冲压喷管出口面积为 $A_{cy,opt}=0.595H$, 而CFD动网格计算得到的最佳冲压喷管出口面积为 $A_{cy,opt}=0.6H$, 分析认为这与转级板转动时非稳态计算带来的迟滞效应有关, 若分级板调节速率足够慢, 则两者间的一致性将进一步提高。因此, 为加速组合喷管设计迭代过程, 可采用理论分析方法设计欠膨胀状态下的组合喷管转级板位置, 作为下文组合喷管共同工作状态下的转级板计算板位。

2.2 过膨胀状态

如果 $A_{out,real} > A_{out,ideal}$, 在过膨胀流动分离模式固定的情况下, 可推断出面向推力优化的组合喷管双通道均处于过膨胀状态或完全膨胀状态, 即此时涡轮通道的最小出口面积应为 $A_{out,ideal,wl}$, 而最大出口面积为 $A_{out,ideal} - A_{out,ideal,cy}$ 。因此若涡轮通道面积小于理想出口面积而处于欠膨胀状态, 则涡轮推力性能将有所下降; 而冲压通过过膨胀程度会加剧, 导致冲压推力大幅降低。冲压通道出口面积可同理分析。

$$A_{out,ideal,wl} \leq A_{out,real,wl} \leq A_{out,real} - A_{out,ideal,cy} \quad (16)$$

$$A_{out,ideal,cy} \leq A_{out,real,cy} \leq A_{out,real} - A_{out,ideal,wl} \quad (17)$$

但由于过膨胀喷管存在自由激波分离 (free shock separation, FSS) 和受限激波分离 (restricted shock separation, RSS) 等分离模式^[19], 且过膨胀流动分离模式会在喷管落压比和外流马赫数的影响下发生转变, 使得喷管推力性能的变化并不随过膨胀程度的增加而单调变化, 因此上述分析得到的式(16)和式(17)寻优范围可能存在问题。

在转级板调节过程中喷管膨胀比的变化会带来过膨胀流动分离模式的突变, 进而可能导致组合喷管的综合推力系数出现无法提前预估的复杂变化规律。为验证上述分析, 本文针对所示的过膨胀流动状态 (计算参数见表 3), 通过 CFD 动网格仿真的方式, 研究给定几何约束的组合喷管在过膨胀流动状态下的涡轮/冲压喷管最佳出口面积分配, 结果见图 6。

表 3 过膨胀状态下的计算参数

Table 3 Calculation parameters for over-expansion state

Ma	h/km	π		T_r/K		$A_{out,ideal}/H$	$A_{out,real}/H$
		WL	CY	WL	CY		
1.5	9	8	1.5	2 000	330	0.625	1

图 6(a) 中组合喷管的综合推力系数 C_{fx} 在转级板调节的过程中, 随冲压出口面积的变化呈现出相对复杂的变化规律。为进一步说明上述现象, 图 6(b) 给出了转级板调节过程中涡轮/冲压喷管的单通道推力系数变化曲线。随着冲压出口面积减小 (即涡轮出口面积增大), 涡轮气流流动状态逐渐从欠膨胀向完全膨胀转变, 涡轮通道推力系数 $C_{fx,wl}$ 逐渐增大, 但随着涡轮出口面积大于理想出口面积后进入过膨胀状态, 涡轮气流进入过膨胀状态, 涡轮通道推力系数快速降低, 这与上述

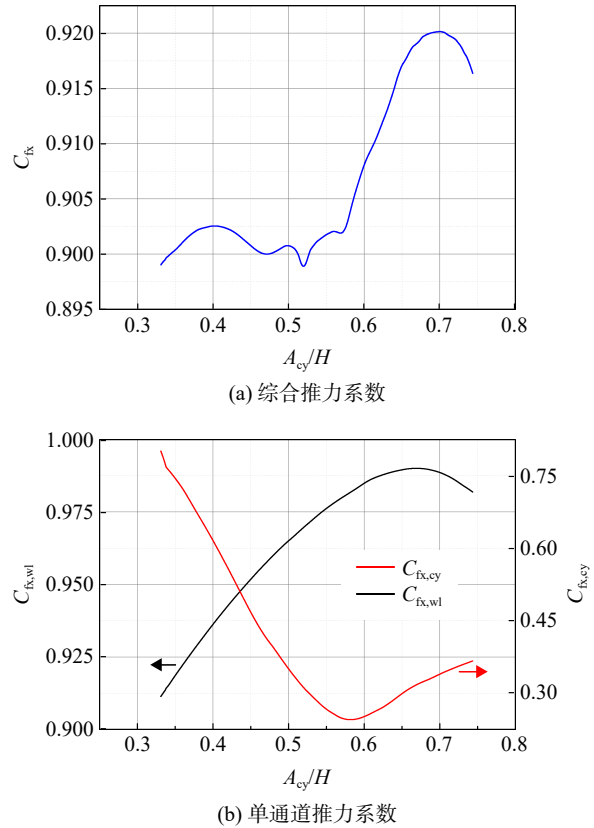


图 6 过膨胀状态下的组合喷管推力系数

Fig. 6 Thrust coefficient of combined nozzle for over-expansion state

分析相符。而对于冲压喷管而言 (整个调节范围内都处于过膨胀状态), 冲压出口面积刚开始减小时虽然喷管的过膨胀程度有所降低, 但并未带来冲压推力性能上的增益, 反而使得冲压喷管推力系数 $C_{fx,cy}$ 一定程度下降; 而在冲压出口面积降低到一定程度时, 过膨胀程度的进一步降低才带来喷管推力性能的增益, 使得冲压喷管推力系数有所提高。

为解释上述冲压出口面积减小时冲压通道推力系数的变化原因, 需结合转级板调节过程中组合喷管内的马赫数分布进行说明, 如图 7 所示, 图中 RRZ 代表 ramp recirculation zone, RSB 代表 ramp separation bubble, FRZ 代表 flat recirculation zone, FSB 代表 flat separation bubble。因为此时涡轮通道落压比较大, 随着冲压出口面积的减小, 涡轮通道内流动的过膨胀程度还不太大, 在整个转级板调节过程中涡轮通道内并未出现明显的流动分离现象, 故涡轮通道推力系数的变化趋势与预期相符。相比涡轮通道, 冲压通道内的气流运动形式随着冲压出口面积的降低发生了较明显的变化, 体现在由 $A_{cy}=0.74H$ 时冲压通道上膨胀面存

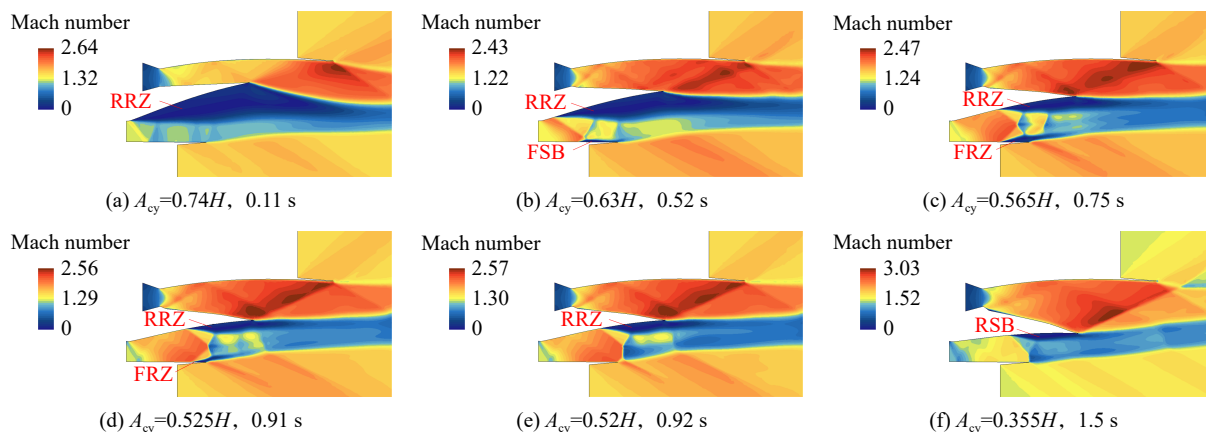


图7 过膨胀状态下转级板调节过程组合喷管马赫数分布

Fig. 7 Mach number contour of combined nozzle during regulation for over-expansion state

在分离区的 FSS 模式, 经 $A_{cy}=0.63H$ 时下板存在分离泡的 RSS(flat) 模式, 转变为 $A_{cy}=0.565H$ 时双分离区的 FSS 模式, 由此带来更大的流动损失和更低的推力系数; 再随着喷管面积膨胀比的降低, 在 $A_{cy}=0.52H$ 时重新转变回上膨胀面存在分离区的 FSS 模式和 $A_{cy}=0.355H$ 时由上膨胀面分离泡主导的 RSS(ramp) 模式。在上述过膨胀流动分离模式变化过程中, 冲压通道的推力系数先下降后上升, 并在进入 FSS 模式时达到最小值, 即冲压推力系数的降低主要是冲压喷管下膨胀面出现分离所致(由单个分离区转变为两个分离区带来额外的流动损失), 这说明 FSS 模式会带来相比 RSS 模式更高的推力损失, 在面向推力优化的过膨胀喷管设计过程需格外注意这点。

面对过膨胀喷管由于分离模式突变带来的推力性能分析难题, 虽然无法直接通过理论分析得到组合喷管面积分配, 但可采用 CFD 动网格仿真技术, 基于二维模型的快速迭代优势, 得到组合喷管推力随转级板调节的变化曲线, 从而评估出推力优化的转级板板位作为该状态下的组合喷管工作点。

3 组合喷管特性分析

由于动网格中的随动变形并不能完全按照预设方式进行, 涡轮下调节板存在一定的变形, 因此动网格计算仅用于寻找优化面积分配, 组合喷管的特性分析在确定转级板位置的基础上采用定常计算。为了说明本文设计的可调组合喷管在推力优化上的优势, 将推力优化组合喷管特性与基准组合喷管进行比较分析。其中基准组合喷管中的冲压通道型面与推力优化组合喷管的一致, 均

采用了最大推力喷管理论(Rao nozzle), 两种组合喷管间的区别在于: 推力优化组合喷管涡轮通道出口面积可通过其下膨胀面的伸缩平动方式而适应性调整, 而基准组合喷管由于涡轮通道出口面积固定而保持其下膨胀面不变。为权衡涡轮通道的宽落压比工作范围($Ma=0\sim 3.5$), 基准组合喷管涡轮通道出口面积的选取以 $Ma=1.5$ 时的涡轮发动机性能最优为原则, 此时的涡轮喷管设计落压比为 8, 设计面积膨胀比为 1.71。

3.1 推力特性

图 8 对比了基准组合喷管(出口面积固定)和推力优化组合喷管在涡轮单独工作和共同工作状态下的综合推力系数。从图 8 中可以看到, 在本文研究的涡轮/冲压落压比范围内, 相比基准组合喷管, 面向推力优化设计得到的组合喷管均能具有更高的推力性能, 两者综合推力系数的差异在涡轮单独工作的过膨胀流动状态尤为明显。如图 8(a) 所示, 在涡轮单独工作状态下, 由于 $Ma=1.5$ 时涡轮喷管落压比接近其设计值, 故基准喷管与推力优化喷管间综合推力系数的差异最小; 而随着喷管工作状态逐渐偏离基准喷管设计值, 推力优化喷管通过涡轮/冲压通道出口面积的合理分配能取得更高的推力收益, 并能在 $Ma=0.2$ 和 $Ma=3$ 时相比基准喷管分别提升综合推力系数达 4.89% 和 4.14%。而在图 8(b) 中涡轮/冲压均处于欠膨胀流动状态的共同工作状态下, 推力优化喷管通过出口面积分配能更好地适应涡轮/冲压通道的流量差异, 从而更大化组合喷管的综合推力系数($Ma=2\sim 3.5$ 范围内相对提高 1.36%~2.15%)。

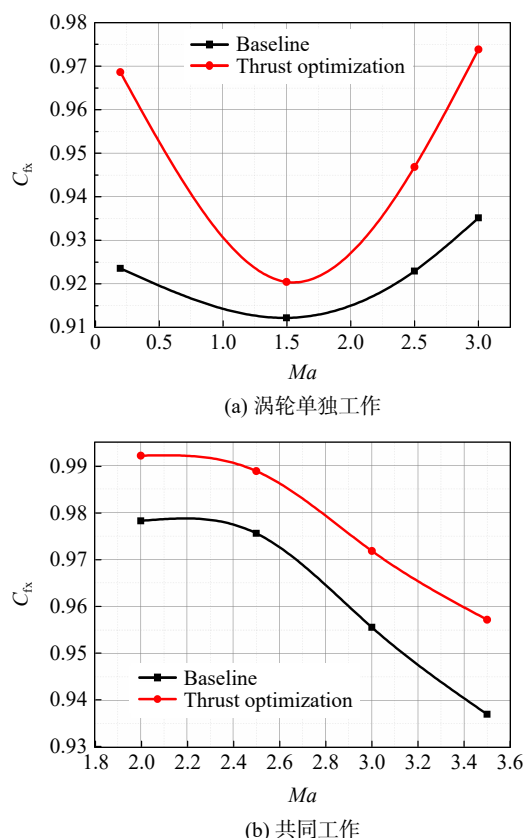


图8 组合喷管综合推力系数对比

Fig. 8 Comparison of comprehensive thrust coefficient of combined nozzle

为进一步解释基准喷管和推力优化喷管在综合推力系数上的差异,图9和图10分别给出了涡轮单独工作和共同工作状态下组合喷管的马赫数

分布云图对比。如图9所示,基准喷管在 $Ma=0.2$ 时涡轮/冲压通道均具有较大的过膨胀程度,分别在涡轮喷管的上膨胀面和下膨胀面处诱导形成了分离泡和低速回流区,涡轮喉道膨胀波在自由边界分离区上反射,进一步形成激波串运动形式;而推力优化喷管通过减小涡轮出口面积的方式,使得涡轮喉道膨胀波以壁面规则反射的方式向下游传播,虽然此时增大的冲压喷管过膨胀程度会降低冲压喷管推力性能,但在涡轮喷管推力占主导时大幅缩小的上分离泡和被抑制的下分离区及减弱的反射激波/膨胀波强度均有利于提高组合喷管的综合推力性能。不同于低飞行马赫数状态,高飞行马赫数($Ma=3$)时基准喷管参数极大地偏离设计点,流动形式转变为涡轮欠膨胀+冲压过膨胀状态,此时冲压喷管上膨胀面存在较大的分离区且涡轮/冲压通道较大的压差形成了一道较强的膨胀波;而推力优化喷管通过出口面积分配,使涡轮/冲压均工作在较小的过膨胀状态,抑制了冲压通道内的大范围分离区并降低了涡轮/冲压气流汇合时的波系强度,从而能大幅增大组合喷管的综合推力系数。

在图10所示的共同工作状态下, Ma 为2和3.5时基准喷管和推力优化喷管涡轮/冲压通道均处于欠膨胀状态,且涡轮/冲压气流在转级板尾缘会合时形成两道斜激波+滑移层的流动形式。而比较基准喷管和推力优化喷管的马赫数分布可知,

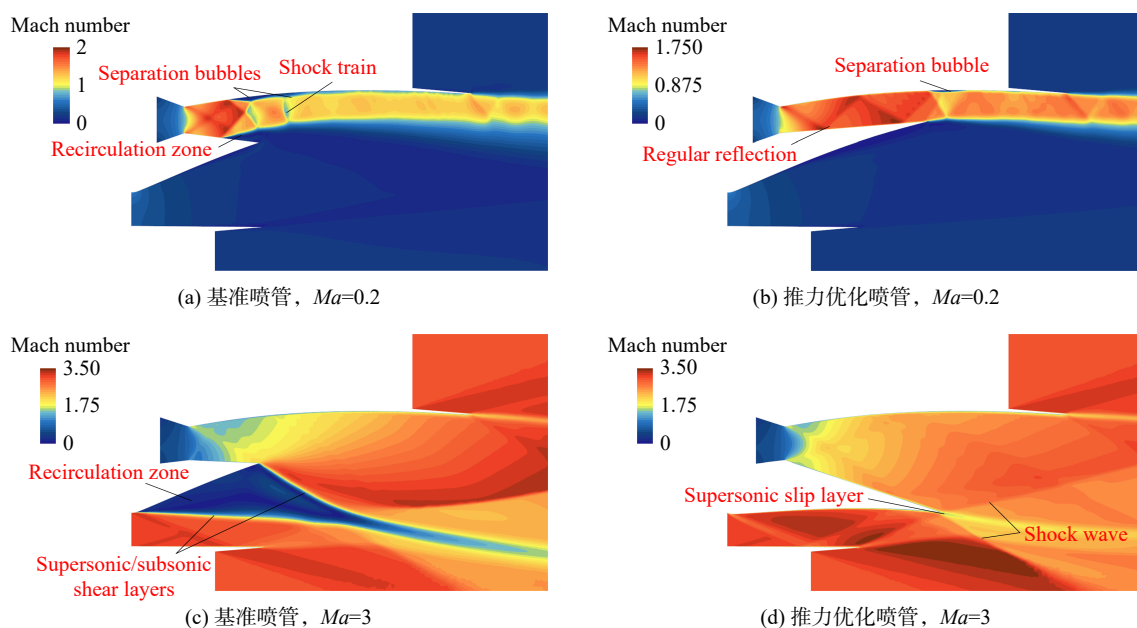


图9 组合喷管涡轮单独工作状态马赫数分布对比

Fig. 9 Comparison of Mach number contour of combined nozzle under turbofan-only conditions

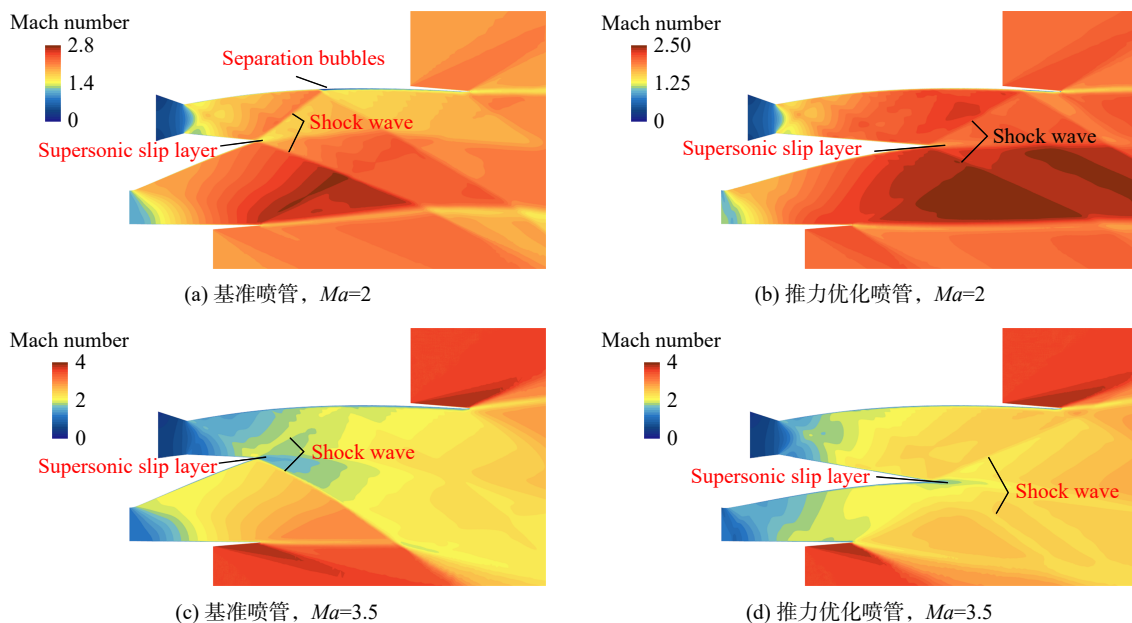


图 10 组合喷管共同工作状态马赫数分布对比

Fig. 10 Comparison of Mach number contour of combined nozzle under turbofan-ramjet conditions

推力优化喷管的涡轮/冲压出口气流马赫数更加接近、气流压强和流向也更为相似, 涡轮/冲压气流会合时转向更小, 故使其转向的激波角度和强度也更小, 这有利于组合喷管综合推力性能的提升。同时针对 $Ma=3.5$ 时涡轮通道流量更大的情形, 推力优化喷管通过分配涡轮通道更大出口面积, 以增加高流量占比通道的推力系数的方式, 能更有效地提高组合喷管的综合推力系数。

3.2 升力、力矩特性

在组合喷管推力特性研究的基础上, 图 11 和图 12 进一步给出了基准喷管和推力优化喷管在涡轮单独工作和共同工作状态下的升力 F_y 和俯仰力矩 M_z 特性, 其中组合喷管俯仰力矩计算的中心点取在冲压喷管入口上端点处(正值为低头力矩)。在涡轮单独工作状态下, 得益于基准模型中涡轮喷管上膨胀面分离泡抑制所带来的壁面压力增大, $Ma < 2$ 时推力优化喷管在增大组合喷管推力性能的同时还能增大升力并减小俯仰力矩; 但在 $Ma > 2$ 时, 推力优化喷管在综合推力性能上的收益需付出降低升力和增大俯仰力矩的代价。共同工作状态下升力和俯仰力矩的变化与 $Ma > 2$ 涡轮单独工作相似, 面向推力优化的喷管设计会带来升力的减小和俯仰力矩的增加(抬头力矩减小), 这是由于喷管面积优化使得涡轮通道由欠膨胀转为过膨胀, 壁面压力的大幅降低带来涡轮上膨胀面升力方向作用力的减小。

比较图 11 和图 12 中组合喷管升力和俯仰力

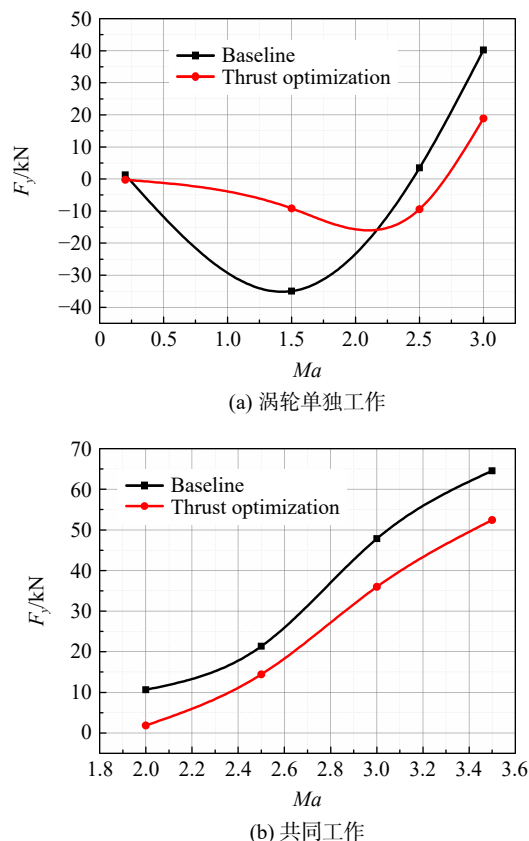


图 11 组合喷管的升力特性对比

Fig. 11 Comparison of lift characteristics of combined nozzle

矩随马赫数的变化还能发现, 在本文研究的涡轮单独工作 ($Ma=0.2 \sim 3$) 和共同工作 ($Ma=2 \sim 3.5$) 范围内, 相比基准喷管, 推力优化喷管的升力和俯仰力矩随飞行马赫数的变化幅度均较小(推力

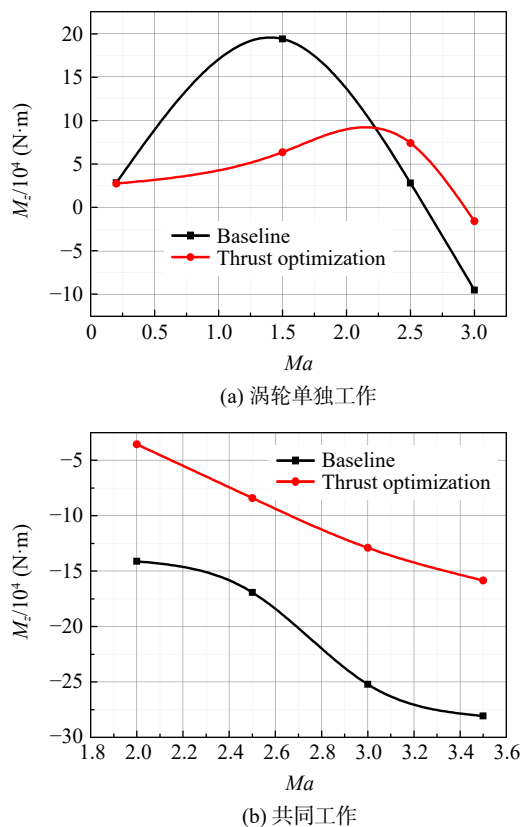


图12 组合喷管的俯仰力矩特性对比

Fig. 12 Comparison of pitching moment characteristics of combined nozzle

优化喷管升力和俯仰力矩的变化范围分别减小了33%和47.3%),这可以有效减小机体/推进耦合下全机气动焦点的变化范围,有利于减小宽速域飞机配平阻力并降低飞行器操稳控制难度。

4 结 论

本文针对机体/推进的强耦合,提出一种在给定几何尺寸约束下面向推力优化的并联TBCC组合喷管设计方法。针对宽速域组合喷管中存在的欠膨胀和过膨胀流动状态,通过理论分析和数值模拟相结合的手段,实现了组合喷管涡轮/冲压流道面积膨胀比的优化分配,并分析了涡轮单独工作和共同工作状态下基于面向推力优化的组合喷管设计方法得到的推力优化喷管相比基准喷管在推力、升力和俯仰力矩等气动特性上的差异,主要研究结论如下:

1) 对于欠膨胀状态下的组合喷管,可直接采用理论分析方法设计获得欠膨胀状态下的组合喷管面积优化分配对应的转级板位置;而针对过膨胀状态下组合喷管内RSS与FSS流动分离模式间转变带来的理论分析困难,可基于二维动网格

仿真的快速迭代优势,通过组合喷管推力随转级板调节的变化曲线得到推力优化的转级板板位。

2) 相比基准组合喷管,在涡轮单独工作状态下,推力优化喷管能在低飞行马赫数下通过削弱涡轮喷管壁面分离泡/分离区和在高飞行马赫数下通过抑制冲压喷管大范围分离区的方式提升组合喷管性能,使得 $Ma=0.2$ 和 $Ma=3$ 时的推力系数提高4.89%和4.14%;而在共同工作状态下,推力优化喷管通过降低涡轮/冲压气流会合激波损失和增加高流量占比通道的推力系数的方式使得组合喷管的综合推力系数有效提高1.36%~2.15%。

3) 推力优化喷管可以在亚、跨声速飞行条件下增大组合喷管推力性能的同时增大升力并减小俯仰力矩,但在高速飞行时推力优化喷管在综合推力性能上的收益需付出降低升力和增大俯仰力矩的代价。推力优化喷管的升力和俯仰力矩随飞行马赫数的变化幅度相比基准喷管分别减小了33%和47.3%,这可以有效减小机体/推进耦合下全机气动焦点的变化范围,有利于减小宽速域飞机配平阻力并降低飞行器操稳控制难度。

致 谢

感谢1912项目资助,感谢中国航发四川燃气涡轮研究院外委课题对于本文研究的支持与帮助。

参考文献:

- [1] COCKRELL C, AUSLENDER A, GUY R, et al. Technology roadmap for dual-mode scramjet propulsion to support space-access vision vehicle development[R]. Orleans, US: AIAA/AAAF 11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2002.
- [2] SNYDER L E, ESCHER D W. Turbine based combination cycle (TBCC) propulsion subsystem integration[R]. AIAA 2004-3649, 2004.
- [3] MICHAEL K, RONALD M, JOHN O. What's cheaper to fly: rocket or TBCC? Why?[R]. AIAA 2010-2326, 2010.
- [4] BARTOLOTTA P A, MCNELIS N B, SHAFER D G. High speed turbines: development of a turbine accelerator (RTA) for space access[R]. Norfolk, US: 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 2011.
- [5] MAKOTO O, KAZUO M, KAZUHIKO I. Engineering research for super/hyper-sonic transport propulsion system[R]. ISABE 99-7004, 1999.
- [6] STEELANT J. LAPCAT: high-speed propulsion technology[R]. Educational Notes RTO-EN-AVT-150, 2008.
- [7] 陈博, 桂丰, 李茜, 等. 国外并联式涡轮基组合循环发动机技术发展途径浅析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(1): 57-62.
CHEN Bo, GUI feng, LI Qian, et al. Study on the development approach of foreign over/under TBCC engine technology[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(1): 57-62. (in Chinese)

- [8] 马松, 林鹏, 左林玄, 等. 并联TBCC动力对高超声速飞行器性能的影响[J]. 国防科技大学学报, 2019, 41(2): 1-7.
MA Song, LIN Peng, ZUO Linxuan, et al. Influence of over-under TBCC on the performance of hypersonic aircraft[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2019, 41(2): 1-7. (in Chinese)
- [9] 左林玄, 张辰琳, 王霄, 等. 高超声速飞机动力需求探讨[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 77-93.
ZUO Linxuan, ZHANG Chenlin, WANG Xiao, et al. Requirement of hypersonic aircraft power[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(8): 77-93. (in Chinese)
- [10] 郑日恒, 陈操斌. 涡轮基组合循环发动机推力陷阱问题解决方案[J]. 火箭推进, 2021, 47(6): 21-32.
ZHENG Riheng, CHEN Caobin. Overview of solutions to TBCC engine thrust trap problem[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2021, 47(6): 21-32. (in Chinese)
- [11] 凌文辉, 侯金丽, 韦宝禧, 等. 空天组合动力技术挑战及解决途径的思考[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2171-2176.
LING Wenhui, HOU Jinli, WEI Baoxi, et al. Technical challenge and potential solution for aerospace combined cycle engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 2171-2176. (in Chinese)
- [12] EDWARDS C, SMALL W, WEIDNER J, et al. Studies of scram-jet/airframe integration techniques for hypersonic aircraft[R]. Pasadena, US: 13th Aerospace Sciences Meeting, 1975.
- [13] LEDERER R, KRUGER W. Nozzle development as a key element for hypersonics[R]. Munich, Germany: 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference, 1993.
- [14] WERNER W H, JONATHAN M K. Aeropropulsion design challenges for Mach 7 reusable combined-cycle flight demonstrator[J]. *Technology Review Journal*, 2006(1): 14-28.
- [15] 莫建伟, 徐惊雷, 乔松松. 并联式TBCC发动机排气系统性能数值模拟[J]. 推进技术, 2013, 34(4): 463-469.
MO Jianwei, XU Jinglei, QIAO Songsong. Numerical study of the over-under TBCC exhaust system[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(4): 463-469. (in Chinese)
- [16] MO J, XU J, ZHANG L. Design and experimental study of an over-under TBCC exhaust system[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2014, 136(1): 014501.1-014501.8.
- [17] 丁煜朔. 液体火箭发动机喷管型面设计与传热仿真分析研究[D]. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 2019.
DING Yusu. Study on contour design and heat transfer simulation of liquid rocket engine nozzle[D]. Beijing: China Academy of Launch Vehicle Technology, 2019. (in Chinese)
- [18] SPAID F W, KEENER E R. Hypersonic nozzle-afterbody CFD code validation: Part I experimental measurements[R]. AIAA 1993-0607, 1993.
- [19] 于洋. RBCC单边膨胀喷管过膨胀流动分离现象及机理研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
YU Yang. Research on the separation phenomena and mechanism of over-expanded single expansion ramp nozzle for RBCC engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)