

# 水平并联 TBCC 冲压喷管调节方案设计及性能研究

彭波,徐惊雷

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

**摘要:**为了研究不同冲压喷管几何调节方案对某卧式水平并联TBCC排气系统在其全飞行包线范围内一体化性能的影响规律,开展不同冲压喷管调节方案的并联TBCC排气系统的数值模拟对比研究,确定排气系统的最佳构型,获得典型工况下排气系统一体化性能参数的变化规律和其内外耦合流场结构。结果表明:能一定程度控制出口面积的冲压喷管调节方案对应的排气系统一体化性能最好;采用最佳调节方案的排气系统在冲压喷管单独工作阶段的一体化推力系数保持在0.97左右;水平并联TBCC排气系统膨胀面的法向力能够相互抵消,从而有效地解决了上、下并联TBCC排气系统升力突变而引起的飞行控制难题。

**关键词:**水平并联TBCC;冲压喷管;调节方案;飞行包线;一体化;内外流耦合

**中图分类号:**V236 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2022)06-0202-06

## Design and Performance Research of Adjustable Mechanism of Horizontal Layout Parallel TBCC Exhaust System

PENG Bo, XU Jinglei

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to explore the influence of different ramjet nozzle geometric regulation schemes on the integrated performance of horizontal parallel TBCC exhaust system in the whole flight envelope range, a comparative numerical simulation study of parallel TBCC exhaust system with different ramjet nozzle regulation schemes was carried out. The optimal configuration and aerodynamic scheme of the exhaust system were determined, and the variation rule of integrated performance parameters and the structure of internal and external coupling flow field of the parallel TBCC exhaust system under typical working conditions were obtained. The results show that the ramjet nozzle regulation scheme with controlling outlet area corresponding exhaust system has the best integrated performance, and the integrated thrust coefficient of the exhaust system of the best solution can be maintained at about 0.97 in the single working stage of the ramjet nozzle, and the normal forces on the expansion surface of the horizontal parallel TBCC exhaust system cancel each other out, which effectively solves the flight control problem caused by the sudden change of lift force of the up and under parallel TBCC exhaust system.

**Keywords:** horizontal layout parallel TBCC; ramjet nozzle; adjustable mechanism; flight envelope; integration; internal and external coupling

## 0 引言

随着高超声速推进技术的发展,适配于水平起降高超声速飞行器的涡轮基组合循环(turbine based combined cycle, TBCC)发动机,因其飞行速度宽、比冲大、耐久性强而备受重视<sup>[1]</sup>。而排气系统是TBCC发动机的主要推力来源,有涡轮、冲压两个流道和多种工作模式,需要精细设计调节机构,以满足排气系统模式转换过程中性能的平稳过渡,而冲压发动机是飞行器高速巡航时的独立动力,其调节方案设计尤为关键。

国内外已开展了许多相关研究:DEERE K等<sup>[2]</sup>采用“移动”喉道、分级调节方案,改变喉道面积以适应不同的飞行状态,改善了非设计点时欠膨胀或过膨胀状态下的气

动性能;KOJIMA T等<sup>[3]</sup>提出采用凸轮结构调节喉道面积;张留欢等<sup>[4]</sup>采用绕下唇板前缘点旋转方案调节冲压喷管,在喉道处设置转轴环对出口面积进行精确调节;花文达等<sup>[5]</sup>对TBCC排气系统的三维变截面喷管,设计“转动+滑动”方式来调节喷管喉道面积;王占学等<sup>[6]</sup>提出超超声速飞行器的外流和排气射流间强烈的干扰,使得飞/发一体化的设计尤为重要。

根据上述研究背景和现状,本文针对某卧式水平并联TBCC排气系统与后体的一体化基准构型,开展不同冲压喷管调节方案的对比研究,并数值模拟其全包线范围典型工况的流场特性,探究不同冲压喷管调节方案对排气系统气动性能的影响规律,最终确定了排气系统的最佳构型。

## 1 冲压喷管调节方案设计

本文采用基于最大推力理论和特征线理论设计的二元非对称喷管<sup>[7]</sup>型面作为喷管扩张段基准型面,在满足几何约束的条件下,经过优化设计,得到排气系统基准构型。图1为排气系统二维俯视图,图中从上至下4个通道分别为左发冲压通道、左发涡轮通道、右发涡轮通道和右发冲压通道。为了便于图片展示和减少数值模拟的计算量,本文后面关于排气系统几何构型以及流场结构的图片均以飞行器中轴线为对称面的1/2俯视图。

本文设计了3种冲压喷管调节方案进行对比研究,如图2所示。

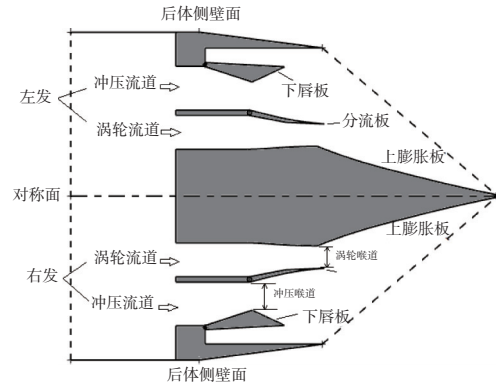


图1 排气系统二维基准构型俯视图

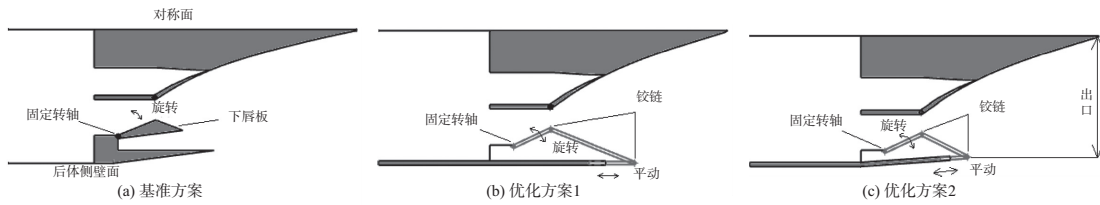


图2 冲压喷管调节方案对比设计

方案一(基准方案):冲压喷管下唇板绕前缘固定转轴旋转,精确控制其喉道面积,从而调节流量;由于整个下唇板同步旋转,喷管出口面积随喉道面积改变而同步改变;受到飞行器后体几何约束的限制,需要对冲压喷管下膨胀面进行截短;飞行器处于涡轮发动机单独工作模式时,冲压发动机燃烧室不点火,而此时冲压喷管应选择完全关闭还是保留一定开度进行冷态通流,后面需要进行数值模拟研究。

方案二(优化方案1):该调节机构为“铰链支杆+支杆嵌套”的组合,下唇板绕前缘固定转轴旋转以调节冲压喷管喉道面积,喉道和出口处均设置铰链,扩张段支杆受后体支杆约束只能前后移动,喷管出口面积始终保持最大值;而此方案的喷管下唇板较长。

方案三(优化方案2):与方案二类似,不同的是,后体支杆向内偏斜一定角度,在调节冲压喷管喉道面积时,出口面积也能进行一定程度控制,当冲压喷管喉道面积减小时出口面积增大,冲压喷管喉道面积增大时出口面积减小。

## 2 性能参数定义

评价与后体一体化设计的排气系统工作性能参数是一体化推力系数和升力。喷管的推力定义为出口富裕冲量的轴向分量,如果将整个喷管内流道视为一个控制体,根据开口系流体动量守恒定律,可以将出口轴向冲量表达为进口轴向冲量减去作用在内流道表面轴向合力的形式。式(1)为排气系统轴向推力 $F_x$ ;式(2)为喷管等熵推力 $F_s$ ;式(3)为排气系统一体化推力系数 $C_{ix}$ ;式(4)为排气系统阻力系数 $C_d$ ,用来衡量外部阻力与喷管推力的相对大小。

$$F_x = (P_m - P_b)A_m + mV_{in} - F_p - F_d \quad (1)$$

式中: $P_m$ 和 $P_b$ 分别为喷管进口静压和出口背压; $A_m$ 和 $\dot{m}$ 分别为喷管进口截面垂直于 $x$ 轴的投影面积和喷管质量流量; $V_{in}$ 为喷管进口截面质量平均的 $x$ 方向速度分量; $F_p$ 为喷管内壁面气动合力的轴向分量; $F_d$ 为喷管外壁及后体壁面气动合力的轴向分量,即外部阻力。

$$F_s = \dot{m} \sqrt{\frac{2k}{k-1} R T^* \left[ 1 - \left( \frac{1}{N_{PR}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (2)$$

式中: $T^*$ 为喷管气体总温; $N_{PR}$ 为落压比, $N_{PR} = \frac{P^*}{P_b}$ , $P^*$ 为喷管进口气体总压。

$$C_{ix} = \frac{F_{ix} + F_{ix} - F_d}{F_{is} + F_{is}} \quad (3)$$

式中 $F_{ix}$ 、 $F_{ix}$ 、 $F_{is}$ 、 $F_{is}$ 分别为涡轮通道和冲压通道的实际推力和等熵推力。

$$C_d = \frac{F_d}{F_{ix} + F_{ix}} \quad (4)$$

## 3 数值模拟结果及分析

### 3.1 网格模型及边界条件

本节开展水平并联 TBCC 排气系统在飞行包线内典型工况下的数值模拟,湍流模型选择 SST  $k-e$ ,对壁面网格进行加密处理使得  $y^+$  在 30~60 之间,选择基于密度的隐式格式求解 Navier-Stokes 方程,对流项使用 Roe 二阶迎风格式进行离散,气体性质选择理想气体,动力黏性系数由 Sutherland 公式进行拟合,壁面区域流场设置为绝热无滑移条件。排气系统三维网格和边界条件如图3所示。为了节约计算耗时,数值模拟的流场为卧式水平并联 TBCC 排气系统的 1/4 流场。

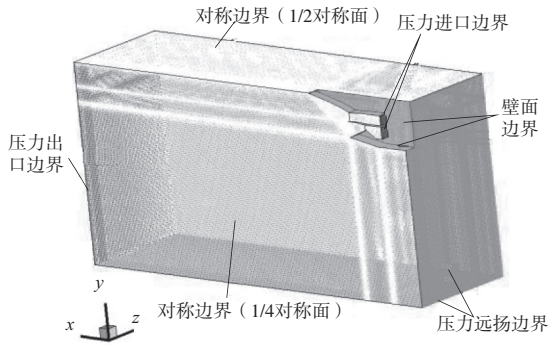


图3 TBCC排气系统三维网格及边界条件

表1为水平并联TBCC排气系统在飞行马赫数 $Ma=0\sim 4.00$ 的12个典型工况下,对应的喷管进口气流参数以及落压比条件。

表1 TBCC排气系统典型工况的进口气流条件

马赫数 $Ma$	涡轮总温 $T^*/K$	涡轮压比 $N_{PR}$	冲压总温 $T^*/K$	冲压压比 $N_{PR}$
0.20	2 050.7	2.88	关闭	关闭
0.60	2 042.6	3.58	关闭	关闭
0.85	2 057.8	4.28	关闭	关闭
1.20	2 073.3	5.50	323.96	3.19
1.50	2 030.7	7.32	335.09	5.11
2.00	2 043.5	12.25	389.97	7.33
2.00	2 043.6	12.26	1 364.90	5.80
2.50	2 066.5	19.05	1 439.50	12.27
3.00	2 076.4	20.66	1 592.30	19.99
3.00	关闭	关闭	1 929.10	23.55
3.50	关闭	关闭	2 028.30	47.75
4.00	关闭	关闭	2 146.10	89.24

1) 飞行马赫数 $Ma=0.20, 0.60, 0.85$ 的3个工作点,涡轮发动机单独工作,而冲压发动机不工作,冲压喷管处于完全关闭状态;

2) 飞行马赫数 $Ma=1.20, 1.50, 2.00$ 的3个工作点,涡轮发动机工作,同时冲压发动机的流路打开,但其燃烧室不点火,冲压喷管为冷态通流状态;

3) 飞行马赫数 $Ma=3.00, 3.50, 4.00$ 的3个工作点,冲压发动机单独工作,涡轮喷管完全关闭,喷管的设计马赫数为4.00。

当冲压喷管为冷态通流状态时,其进口参数采用下式计算:

$$T_r^* = T_0 \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \quad (5)$$

$$P_r^* = P_0 \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \cdot \sigma \quad (6)$$

式中: $T_r^*$ 和 $P_r^*$ 分别为冲压喷管进口气流的总温和总压; $T_0$ 和 $P_0$ 分别为环境静温和静压; $\sigma$ 为冲压发动机进气道至喷管进口的总压恢复系数。根据美国发布的《航空发动机和涡轮风扇发动机通用规范》中的MIL-E-5008D规范,给出了不同飞行马赫数下总压恢复系数的计算公式:

$$\begin{cases} \sigma = 1 & 0 \leq Ma < 1 \\ \sigma = 1 - 0.075 (Ma - 1)^{1.35} & 1 \leq Ma < 5 \\ \sigma = \frac{800}{935 + Ma^4} & Ma \geq 5 \end{cases} \quad (7)$$

### 3.2 冲压喷管调节方案对比结果

图4为3组不同冲压喷管调节方案的排气系统一体化性能随飞行马赫数的变化曲线。如前所述,基准方案为整个下唇板同步旋转,优化方案1为控制出口面积最大,优化方案2为出口面积被动可调。由图可见:基准方案排气系统因下唇板被截短,在高马赫数阶段气流逐渐处于欠膨胀状态,性能不佳;优化方案1排气系统阻力系数最低,这是因为其后体型面与外流速度方向平行,消除了由压差阻力带来的后体外壁面阻力,但该方案冲压喷管下膨胀面过长,在低马赫数阶段,冲压喷管内气流过膨胀严重,排气系统性能恶化;优化方案2排气系统由于下唇板没有被截短,也没有过长,其在全包线内的一体化性能相比于另外两方案均较好,在冲压喷管单独工作阶段排气系统一体化推力系数保持在0.97左右。

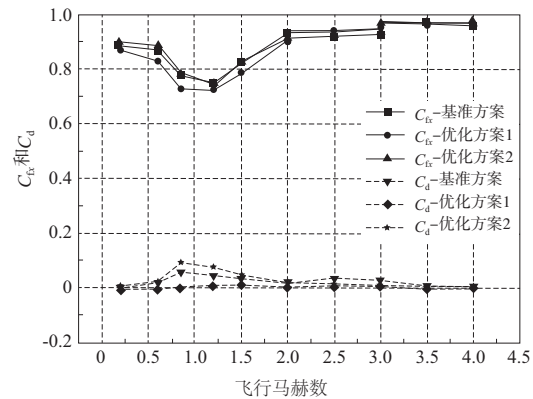


图4 不同冲压调节方案的性能对比

图5为优化方案1、优化方案2在马赫数 $Ma=1.20$ 时的排气系统流场马赫云图。由图可见,该工况下涡轮和冲压喷管仍处于过膨胀状态,喷管内有激波串和大量分离区,性能不理想。

对优化方案2,后体外壁面向内偏转,外部气流绕其流动膨胀加速,产生一定的压差阻力,但是其冲压喷管下板长度相比优化方案1来说更短,一定程度上可以缓解冲压喷管气流的过膨胀程度。由此可见,优化方案2虽然增加了一定后体阻力,但排气系统的一体化推力系数仍然更高。总之,优化方案2将冲压喷管下板与后体相容,消除了基准方案里的下板与后体内壁间空腔形成的大面积回流区,同时又能一定程度控制喷管出口面积,使气流更接近于理想膨胀,因此是最佳的冲压喷管调节方案。

### 3.3 全飞行包线性能分析

图6为经过对涡轮、冲压喷管调节方案对比研究后得到的最佳水平并联TBCC排气系统二维构型俯视图。采用转分流板调节涡轮喷管喉道面积,采用优化方案2调节冲压喷管喉道面积,本节对排气系统在全包线范围内的典型工况下的数值模拟结果进行详细的分析。



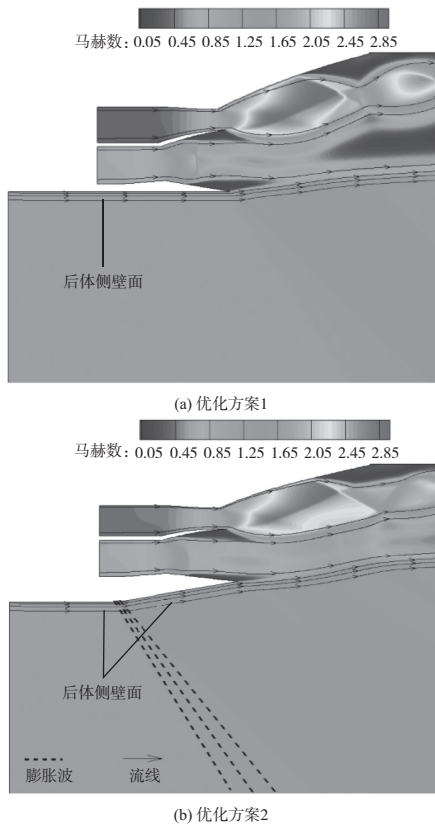


图 5  $Ma = 1.20$  时不同冲压调节方案的流场马赫云图

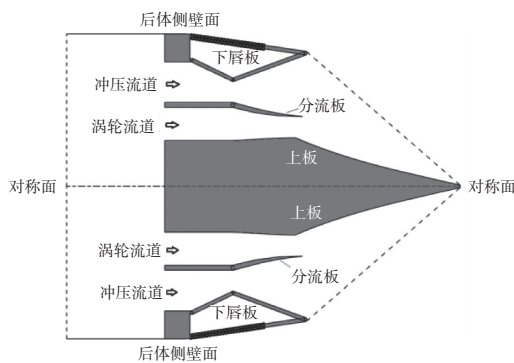


图 6 水平并联 TBCC 排气系统最佳构型二维俯视图

图 7 为涡轮喷管单独工作、飞行马赫数  $Ma = 0.85$ 、 $2.00$ 、涡轮喷管工作压比  $N_{PRt} = 4.3$ 、 $12.3$ 、冲压喷管工作压比  $N_{PRr} = 1.5$ 、 $2.7$  时,排气系统的三维流场对称面马赫云图。

$Ma = 0.85$  时,涡轮、冲压喷管工作压比均远低于排气系统的设计压比,气流在喷管内迅速膨胀,压力低至背压以下,受下游背压较高的逆压力梯度扰动,涡轮喷管上膨胀面、冲压喷管上下膨胀面均产生大面积分离;涡轮喷管喉道处的膨胀波扇相交反射后,气流由于压力过低而产生斜激波,两道斜激波发生马赫反射形成马赫盘,波后气流在上膨胀面分离区边界和冲压喷管低速射流边界之间不断膨胀—压缩—膨胀,形成“波节”结构;而冲压喷管内两道较强的分离激波同样相交形成正激波,使得冲压喷管排气射流速度很低,排气系统出口富裕冲量较低,一体化性能不佳。

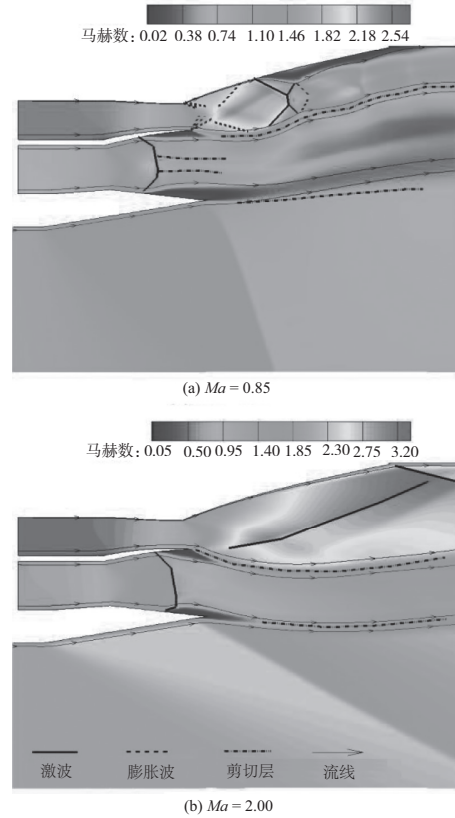


图 7 涡轮喷管单独工作阶段典型工况马赫云图

随着飞行马赫数增加至  $Ma = 2.00$ ,涡轮喷管工作压比迅速提升,其流道内气流过膨胀程度大大缓解,上膨胀面的分离区已经消失;此时涡轮喷管下膨胀面处于欠膨胀状态,而冲压喷管仍处于过膨胀状态,冲压喷管上膨胀面出口气流受涡轮喷管出口气流挤压,使得双通道排气射流的剪切层向下偏斜,同时因逆压力梯度,在分流板尾缘下游附近产生一道斜激波;此时由涡轮喷管上膨胀面出口的尾缘激波判断,其上膨胀面仍处于略微过膨胀状态。

图 8 为涡轮、冲压喷管共同工作阶段、飞行马赫数  $Ma = 2.00$ 、 $3.00$ 、涡轮工作压比  $N_{PRt} = 12.3$ 、 $20.7$ 、冲压工作压比  $N_{PRr} = 5.8$ 、 $20.0$  时,排气系统的三维流场对称面马赫云图。

马赫数  $Ma = 2.00$ ,此时为冲压喷管冷/热模态的转级点,冲压喷管开始点火工作,其工作压比迅速提升,过膨胀程度迅速缓解,其上下膨胀面分离区基本消失,且在其尾缘产生的两道斜激波强度较小,它们相交产生两道反射斜激波,分别与两侧的剪切层相互作用,其中一道反射激波向上穿过双通道剪切层与涡轮喷管上膨胀面尾缘激波相交。

飞行马赫数提升至  $Ma = 3.00$ ,为匹配流量的变化,冲压喷管喉道面积逐渐减小,其扩张段初始膨胀角逐渐增大,气流迅速膨胀加速,出口仍旧产生两道斜激波,同时在喉道附近由于几何调节使得喷管型面导数不连续,而产生一道内激波;涡轮喷管此时已经很接近完全膨胀,其出口斜激波波角减小,强度减弱,并逐渐向下游移动;由于调节结构的运动,使得冲压喷管出口气流向下折转,整个排气系统射流也向下偏转,此时涡轮、冲压以及外部气流三股射流之间相互干扰明显,这对模态转换阶段排气系统性能平稳过渡有较大影响。

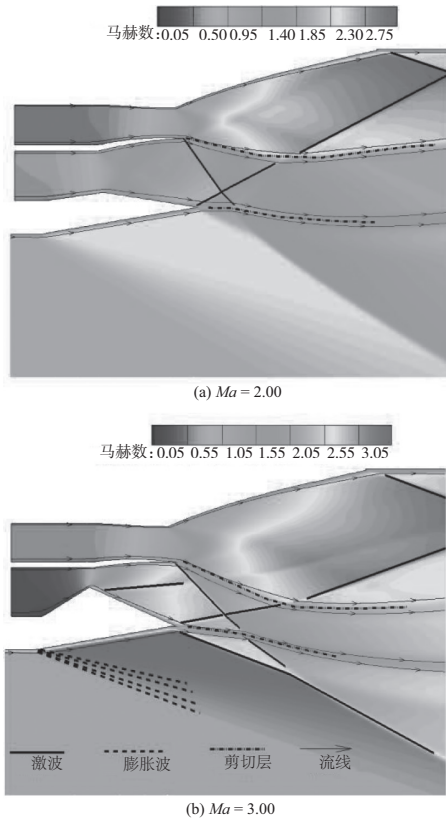


图 8 共同工作阶段典型工况马赫云图

图 9 为冲压喷管单独工作、马赫数  $Ma = 3.00, 4.00$ 、工作压比  $N_{PR} = 23.5, 89.2$  时,排气系统的三维流场对称面马赫云图。

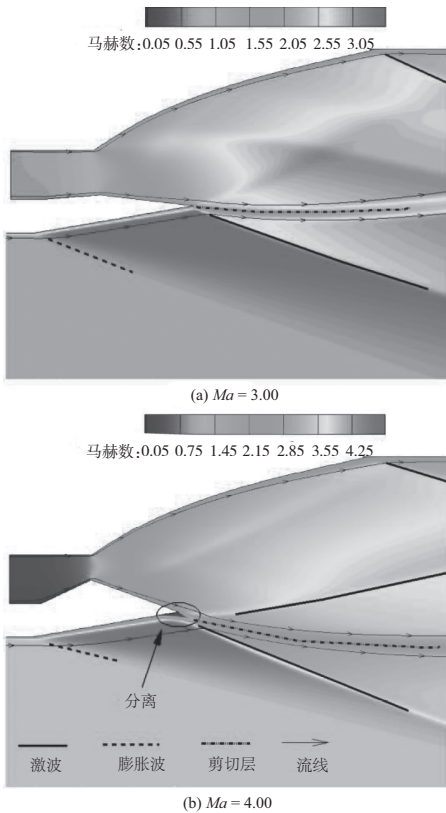


图 9 冲压喷管单独工作阶段典型工况马赫云图

飞行马赫数  $Ma = 3.00$  时,涡轮喷管由打开至完全关闭状态,此时喷管接近于理想膨胀,其上膨胀面出口气流受到对称面气流的压缩而产生斜激波,喷管内没有明显的激波结构。当飞行马赫数提升至设计/巡航马赫数  $Ma = 4.00$  时,由于几何调节,喷管喉道面积减小,出口气流向下偏转,对外部气流产生强烈的阻滞作用,排气系统在下唇板与后体尾缘交界处存在强烈的内外流耦合,形成了上下两道斜激波和中间剪切层;同时,下侧尾缘激波诱导后体外壁面的边界层产生分离,小范围的分离区使得壁面压力有所提升,能够减小后体阻力从而提升排气系统一体化性能。

图 10 为全飞行包线范围内典型工况点排气系统的喷管内推力系数、一体化推力系数以及各气动壁面所受轴向力以及法向力随飞行马赫数变化曲线。其中,喷管内推力系数  $C'_{ix}$  定义为仅考虑了喷管内壁面气动力  $F_p$  的喷管轴向推力与等熵推力的比值,用来评价排气系统的内推力性能,如下式所示。

$$F'_x = (P_{in} - P_b) A_{in} + m V_{in} - F_p \quad (8)$$

$$C'_{ix} = \frac{F'_{ix} + F'_{ix}}{F_{is} + F_{rs}} \quad (9)$$

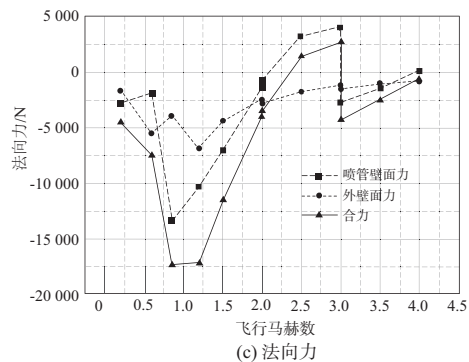
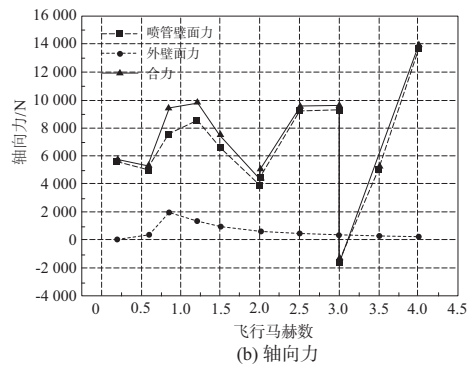
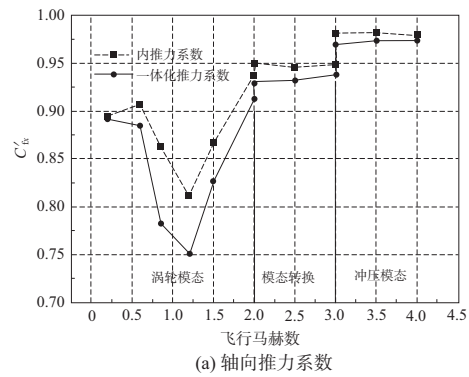


图 10 全包线排气系统性能变化曲线

由一体化推力系数变化曲线图(图 10(a))可以看到,整个排气系统的一体化/内推力系数变化曲线呈“√”型,其对飞行工况的变化十分敏感;在涡轮喷管单独工作模式,飞行器起飞至亚/跨声速阶段,排气系统一体化推力系数先减小后增加,在马赫数  $Ma=1.20$  时达最低值 0.75,喷管处于严重过膨胀状态,性能很差;随着马赫数提高,喷管工作压比提升,排气系统推力系数迅速增加,马赫数  $Ma=2.00$ (模态转换起点)时,冲压喷管由冷态通流变为热态点火工作,双通道流量前后差异很小,几何调节变化范围不大,推力性能平稳上升,在共同工作阶段的一体化性能也很稳定;马赫数  $Ma=3.00$ (模态转换终点)时,涡轮喷管关闭,排气系统进入冲压模式,推力系数继续提升,因此整个模态转换过程排气系统的性能很高且稳定过渡,完全满足飞行器的流畅飞行和稳定操控的要求;在冲压喷管单独工作阶段,排气系统的一体化推力系数能够保持在 0.97 左右,内推力系数更是在 0.98 左右,性能极佳。

轴向力方面(图 10(b)):外部阻力在全飞行包线内变化平缓,且占总阻力的比值不大,其占比范围 7%~20%,排气系统阻力变化受喷管内壁面阻力变化主导;在涡轮喷管单独工作阶段,阻力先增后减,亚/跨声速阶段的阻力峰值导致排气系统的“推力陷阱”现象;模态转换和冲压喷管单独工作阶段,随着冲压喷管压比的迅速提升,冲压喷管的轴向力逐渐占据主导地位,基本影响着排气系统的总阻力变化;飞行马赫数为 3.00 时,冲压喷管喉道面积为最大值,冲压喷管收缩段型面较为平缓,因此喷管内壁面前后的压差力为正推力,排气系统总阻力 $<0$ ,这也是全包线内唯一一次阻力转变为推力的情况。随后冲压喷管由于喉道面积减小,收缩段产生大量阻力,排气系统阻力迅速增加。由此可见,调节机构的运动,深刻影响着排气系统的推阻特性。

法向力方面(图 10(c)):排气系统所受法向力受飞行工况改变而出现很大的变化,在亚/跨声速阶段存在很大的负升力,在模态转换结束点( $Ma=3.00$ )存在明显的升力突降,这对排气系统乃至飞行器的平稳运行有很不利的影响。但由于本文的并联 TBCC 排气系统为左右对称的卧式水平布局,将法向力转为水平力而相互抵消,有效避免了飞行器在飞行过程中由于升力的突变而引起的飞行控制难题。

## 4 结语

本文对某卧式水平并联 TBCC 排气系统的冲压喷管调节方案设计及全飞行包线性能进行了研究,得到以下结论:

1) 优化方案 2 冲压喷管调节方案,将下唇板与后体相容,避免了基准方案存在的空腔内大面积回流区,又能较好地控制喷管出口面积,使气流更接近于理想膨胀,在全包线内的一体化性能更好,在冲压喷管单独工作阶段的一体化推力系数保持在 0.97 左右,内推力系数更是保持在 0.98 左右;

2) 排气系统全包线范围的推力系数变化曲线呈“√”型,在亚/跨声速阶段气流过膨胀,性能恶化,出现“推力陷阱”现象,此阶段的排气系统性能有待进一步优化研究;

3) 卧式水平并联 TBCC 排气系统相比于传统立式布局,突出优点体现在喷管法向力的相互抵消,有效解决了飞行器在飞行过程中由于升力突变引起的飞行控制难题。

### 参考文献:

- [1] 王占学,刘增文,蔡元虎. 涡轮基组合循环发动机技术发展趋势和应用前景[C]. 延吉:中国航空学会,2007.
- [2] DEERE K, ASBURY S. An experimental and computational investigation of a translating throat single expansion - ramp nozzle[C]//32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Lake Buena Vista, FL. Reston, Virginia: AIAA, 1996: 2540.
- [3] KOJIMA T, TAGUCHI H, KOBAYASHI H, et al. Design and fabrication of variable nozzle for precooled turbojet engine[C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Bremen, Germany. Reston, Virginia: AIAA, 2009: 7312.
- [4] 张留欢,徐惊雷,莫建伟. 二元非对称喷管可调方案试验研究[J]. 航空学报,2013,34(4):772-778.
- [5] 花文达,徐惊雷. 三维并联式 TBCC 发动机排气系统设计与实验[J]. 航空动力学报,2018,33(9):2268-2277.
- [6] 王占学,屠秋野,陈玉春,等. 空天飞机吸气式推进系统/飞行器一体化分析[J]. 推进技术,1997,18(6):10-13.
- [7] EGGERS T, NOVELLI P, HAUPT M. Design studies of the JAPHAR experimental vehicle for dual mode ramjet demonstration [C]//10th AIAA/NAL - NASDA - ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Kyoto, Japan. Reston, Virginia: AIAA, 2001: 1921.

收稿日期:2021-06-03