

基于二次流喷射的并联式TBCC 排气系统性能提升技术研究*

王占学^{1,2}, 祁少波¹, 周莉¹, 史经纬¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129;
2. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘要: 基于CFD数值模拟方法, 分析了并联式涡轮基组合循环发动机 (Turbine Based Combined Cycle, TBCC) 排气系统的内外流场特性, 提出了在涡轮喷管下壁面处喷入高压二次流以提升排气系统性能的方式, 研究了不同飞行状态下二次流喷射对排气系统性能 (推力系数、推力矢量角) 的影响规律。计算结果表明: 二次流喷射会产生弓形激波, 与喷管上膨胀壁面附面层作用产生新的分离区, 提升涡轮喷管和冲压喷管内的整体压力, 从而改善并联式TBCC排气系统的推力及推力矢量性能, 且对亚声速和跨声速飞行状态下的并联式TBCC排气系统性能改善比较明显, 可使轴向推力系数最大提升7.34%, 推力矢量角提升12.76°。

关键词: 涡轮基组合循环发动机; 排气系统; 二次流喷射; 推力系数; 推力矢量角

中图分类号: V236 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2018) 04-0760-08

DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2018. 04. 005

Performance Improvement Study of Over-Under TBCC Exhaust System by Secondary Flow Injection

WANG Zhan-xue^{1,2}, QI Shao-bo¹, ZHOU Li¹, SHI Jing-wei¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;
2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, Hypervelocity Aerodynamics Institute of CARDC,
Mianyang 621000, China)

Abstract: Base on CFD, the flow characteristics of over-under TBCC (Turbine Based Combined Cycle, TBCC) exhaust system was analyzed. A method to enhance the exhaust system performance by injecting high pressure secondary flow into the down wall of turbo-engine nozzle was proposed. And the effects of secondary injection on the performance, e.g, thrust coefficient and thrust vector angle were investigated in different flight Mach number. Results show that secondary injection produces bow shock, which can generate new flow separation region interaction with ramp of nozzle. Bow shock improve turbo-engine nozzle and ramjet nozzle pressure distributions, thus improve nozzle thrust and thrust vector performance, and obviously improve over-under TBCC nozzle performance at subsonic and transonic condition, which makes the axial thrust coefficient increase by 7.34% and thrust vector angle increase by 12.76°.

Key words: TBCC; Exhaust system; Secondary injection; Thrust coefficient; Thrust vector angle

* 收稿日期: 2016-12-20; 修订日期: 2017-03-01。

基金项目: 国家自然科学基金 (51576163; 51236006)。

作者简介: 王占学, 男, 博士, 研究领域为航空发动机气动热力学及新概念喷气推进技术。E-mail: wangzx@nwpu.edu.cn

1 引言

涡轮基组合循环发动机具有高比冲、宽飞行包线、可重复使用等优点^[1],受到了国内外航空大国广泛的重视^[2~5]。单膨胀斜面喷管(Single Expansion Ramp Nozzle, SERN)作为TBCC发动机产生推力的关键部件也因此成为了高超声速推进系统领域的研究热点。SERN的构型特点是,其外型面可与飞行器下表面较好的融合,这不仅使SERN实现非常高的落压比,而且还能在宽广飞行包线内获得较好的推力性能^[6]。与串联式TBCC用SERN不同,并联式TBCC排气系统要满足两台不同设计状态发动机(涡轮发动机和冲压发动机)的需求,其结构通常具有上下通道和双喉道^[7]。该类SERN在高马赫数时具有良好的推力性能,但在跨声速飞行阶段时,其实际工作状态远离设计点,气流深度过膨胀导致严重流动分离,会使SERN喷管推力性能大幅恶化。这类流动问题既与串联式TBCC用SERN类似,又有所不同,其关键差别在于冲压通道中气流会对涡轮通道的深度过膨胀产生影响。

近年来国内外学者针对串联式TBCC用SERN跨声速性能恶化问题,先后开展了一些探索研究,并提出了相对应的机械和气动方法来改善喷管在过膨胀工作状态下的性能。NASA兰利研究中心的Karen和Scott提出利用机械结构,调节喷管的喉部位置及面积比,来实现喷管性能的改善^[8],这种机械结构法虽然能实现性能的改善,但是其冷却和可靠性还存在较多的问题。南航的张少勇和单勇提出一种通风引射法,利用过膨胀工作状态下喷管内外存在的压力差来引射自由流,进而改善喷管的性能^[9],但是其在结构上需要对SERN的膨胀边进行穿孔处理,这对体积巨大的高超声速飞行器来说比较困难。NASA刘易斯研究中心的Yungster和Trefny提出一种外部燃烧法^[10],通过在喷管下壁面注入燃料并在外部燃烧的方法来减小喷管的阻力,这种方法改善喷管性能的效果显著,但对供油规律和燃烧组织有较高的要求,同时还增加了喷管的冷却负担。Gamble和Haid提出采用二次流喷射的方法来改善串联式TBCC排气系统在跨声速时推力性能下降的问题^[11],通过数值模拟的方法发现能够获得比较好的效果,并且给出了二次流引气的方案。西北工业大学刘爱华数值分析了二次流喷射流量、喷射总压、喷射角度等对SERN流场结构和性能的影响^[12]。上述研究表明二次流喷射的方法可有效地解决SERN跨声速时推力

性能下降的问题,但其均是针对串联式TBCC用SERN展开的研究。由于并联式TBCC排气系统的冲压通道中气流会对涡轮通道的深度过膨胀及流动特性产生影响,因而将能改善串联式TBCC用SERN推力性能的二次流喷射方法应用到并联式TBCC排气系统的可行性,以及对TBCC排气系统的整体性能改善效果还需进一步探讨。

本文基于CFD技术,主要研究了不同飞行状态下,中间隔板处二次流喷射对并联式TBCC排气系统流动机理、推力及推力矢量性能的影响;讨论了该流动控制方法改善并联式TBCC排气系统性能的可行性。

2 数值计算方法

2.1 几何模型

本文所研究的并联式TBCC排气系统源于NASA两级入轨飞行器BetaII发动机^[13~16],该发动机从起飞到巡航的工作过程大致如下: $Ma_x=0\sim 0.5$ 时涡轮发动机单独工作,为减小阻力,此过程中冲压发动机流路是流通状态,如图1(a)所示; $Ma_x=0.5\sim 0.9$ 时冲压喷管逐渐打开; $Ma_x=0.9$ 时冲压喷管完全打开,冲压发动机开始点火并实现部分加力,如图1(b)所示; $Ma_x=3$ 时实现涡轮发动机工作向冲压发动机工作模式的转换,涡轮发动机关闭,冲压发动机实现全加力; $Ma_x=3\sim 6.5$ 时冲压发动机单独工作,如图1(c)所示。

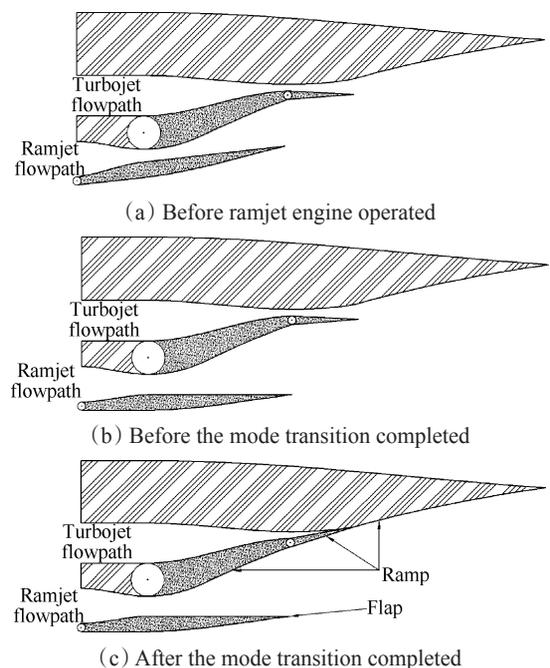


Fig. 1 Two-dimensional geometry of over-under TBCC exhaust system

为了探索改善并联式TBCC排气系统推力性能的方法,本文在平面二维并联式TBCC排气系统的中间隔板处开设二维收敛形二次流喷射口,如图2所示,在图中对中间隔板尾缘处进行了局部放大。

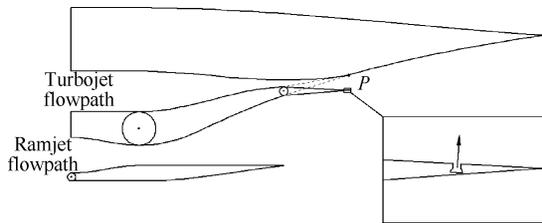


Fig. 2 Configuration of over-under TBCC exhaust system

2.2 数值求解方法

采用商用Fluent软件对并联式TBCC排气系统的流场进行了数值模拟,通过有限体积法求解二维雷诺平均Navier-Stokes方程获得喷管内外流场特性,其中无粘项采用二阶迎风格式进行离散,粘性项采用中心差分格式。基于量热完全气体假设,分子粘性系数采用Sutherland公式计算。湍流模型为RNG $\kappa-\varepsilon$ 两方程湍流模型^[17,18],壁面函数为增强壁面处理。

模型的计算域及计算网格如图3所示,计算域包括并联式TBCC的涡轮发动机和冲压发动机排气系统的内、外流场,外流场轴向长度取冲压发动机喉部高度的80倍,外流上下边界与排气系统外壁面的距离取喉部高度的35倍。计算时采用分区生成的结构化网格,在涡轮发动机和冲压发动机喉道、壁面、出现激波和剪切层等的流动区域进行了网格加密,网格数目约为9.2万。计算中喷管进口(A,B)、出口(C)以及外流边界(E,F)的边界条件分别为压力进口、压力出口及压力远场。

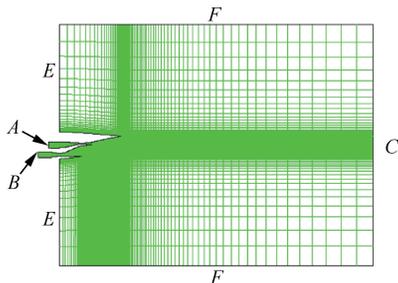


Fig. 3 Computational domain and mesh of over-under TBCC exhaust system

3 性能参数定义

并联式TBCC排气系统由两套非对称喷管并列组成,在有二次流喷射的状态下,轴向推力系数定

义为

$$C_{\text{fix}} = (F_{\text{TJ}} + F_{\text{RJ}}) / (F_{\text{TJ}} + F_{\text{SI}} + F_{\text{RJ}}) \quad (1)$$

式中 F_j 为喷管的实际轴向推力, F_l 为喷管的理想推力,下标T,R和S分别代表涡轮喷管通道、冲压发动机喷管通道和二次流通道。

理想推力计算公式如下

$$F_l = m \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_i \left[1 - \left(\frac{p_\infty}{p_i} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (2)$$

式中 m 为流过喷管的实际流量, γ 为比热比, R 为气体常数, T_i 为喷管进口总温, p_∞ 为环境压力, p_i 为喷管进口总压。

实际轴向推力计算公式如下

$$F_j = \int_{A_1} \rho V_x^2 dA + \int_{A_1} (p - p_\infty) dA + \int_{A_2} (p - p_\infty) dA_x - X_{fx} \quad (3)$$

式中右端第一项为 A_1 面排出气流产生的轴向动量力,右端第二项为 A_1 面处的压力差产生的轴向压差力,右端第三项为 A_2 面处的压力差产生的轴向压差力, X_{fx} 为 A_2 面处摩擦力在轴向的投影, A_1 和 A_2 的定义如图4所示。

喷管竖直方向力的计算公式如下

$$F_N = \int_{A_1} \rho V_y V_x dA + \int_{A_2} (p - p_\infty) dA_y - X_{fy} \quad (4)$$

式中右端第一项为 A_1 面排出气流产生的竖直方向的动量力,右端第二项为面 A_2 处压力差产生的竖直方向的压差力, X_{fy} 为面 A_2 处的摩擦力在竖直方向的投影。

推力矢量角的定义为

$$\delta_p = \arctan[(F_{\text{TN}} + F_{\text{RN}}) / (F_{\text{TJ}} + F_{\text{RJ}})] \quad (5)$$

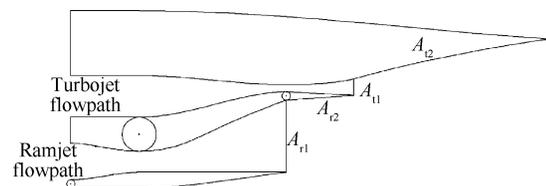


Fig. 4 Geometry of over-under TBCC exhaust system

4 计算结果及分析

4.1 数值计算方法的验证

为了验证本文所采用数值计算方法的准确性和合理性,基于特征线法设计出落压比 $NPR=177$ 的SERN,对该喷管在非设计状态下(落压比 $NPR=15$,外流马赫数 $Ma=0$)进行了数值模拟和试验。喷管试验件喉道高度为8mm,宽高比为5.5,喷管上膨胀面长度为160mm,下壁面长度为60mm。

数值计算结果与试验数据对比如图5所示,其中纵坐标为上膨胀面的无量纲压力,横坐标为距喷管

喉部位置的横向长度。由于喷管内存在分离区以及激波等复杂结构,数值模拟与试验结果略有差别,但总体上还是吻合较好。图6为计算流场 Ma 等值线图与试验纹影图的对比,流场预测出的激波位置及分离区位置与纹影图测量结果基本一致。因而,本文采用的数值离散格式、湍流模型及网格划分方法是合理的,能准确预测出SERN内部细致的流场细节。

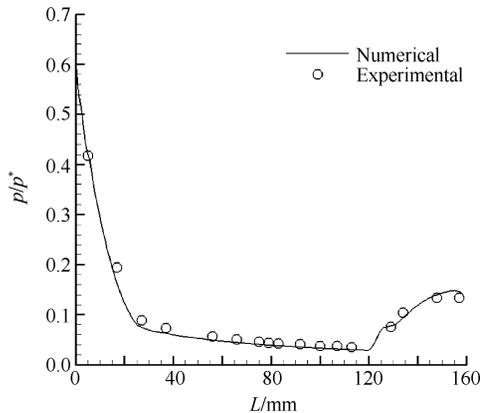


Fig. 5 Comparison of numerical and experimental data

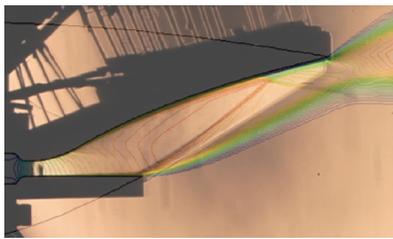


Fig. 6 Schlieren photograph and CFD Ma contours of the SERN model for validation

4.2 不同飞行状态下喷管性能对比

本文分别对并联式TBCC典型工作点 $Ma_{\infty}=0.5$ (冲压喷管逐渐打开)、 $Ma_{\infty}=0.9$ (冲压发动机开始点火)、 $Ma_{\infty}=1.3$ 、 $Ma_{\infty}=2$ 和 $Ma_{\infty}=3$ (TBCC排气系统转级点)时的并联式TBCC排气系统进行了数值模拟,不同飞行状态下的马赫数分布如图7所示。图7(a)为 $Ma_{\infty}=0.5$ 时并联式TBCC排气系统马赫数云图,在此状态下,涡轮喷管的落压比 $NPR_T=6.08$,涡轮喷管为过膨胀工作状态,喷管中产生激波,与上膨胀斜面附面层作用产生分离区,严重影响了喷管的性能。与此同时,冲压发动机并未点火,为减小阻力,冲压喷管处于打开状态,此时冲压喷管的落压比 $NPR_R=1.09$ 。由于涡轮喷管气流的引射作用,在冲压喷管出口处造成低压环境,导致冲压喷管内出现了超声速流动现象;图7(b)为 $Ma_{\infty}=0.9$ 时并联式TBCC排气系统马赫数分布云图,与7(a)图一致,涡轮喷管处于过膨胀工作状态($NPR_T=8.36$),喷管上膨胀斜面

出现附面层分离,但由于落压比的增大,喷管内气流的过膨胀程度相对减小,附面层分离区域向后移动。此时,冲压发动机开始点火,冲压喷管完全打开($NPR_R=1.43$),冲压喷管上膨胀面出现大面积的分离区域;图7(c)为 $Ma_{\infty}=1.3$ 时并联式TBCC排气系统马赫数流场分布图,由于落压比的升高($NPR_T=13.74$, $NPR_R=2.28$),涡轮喷管内气流的过膨胀程度继续减小,激波继续向下游移动,分离区消失。此时,冲压发动机处于工作状态,冲压喷管处于过膨胀工作状态,冲压喷管上膨胀斜面出现较大面积的分离区域,严重影响了喷管的整体性能;图7(d)为 $Ma_{\infty}=2$ 时并联式TBCC排气系统马赫数流场云图,由于落压比的升高($NPR_T=23.71$, $NPR_R=5.81$),冲压喷管内气流的过膨胀程度减小,冲压喷管上膨胀斜面的分离区消失;图7(e)为 $Ma_{\infty}=3$ 时并联式TBCC排气系统马赫数流场云图,可以看出,整个流场无明显分离($NPR_T=30.30$, $NPR_R=20.82$)。冲压通道内部有明显的激波产生,这是型面突变的结果,因此中间隔板处构型还需进一步优化设计。

不同飞行状态下的轴向推力系数 C_{ax} 以及推力矢量角 δ_p 如图8所示。随着飞行马赫数的增加,轴向推力系数以及推力矢量角先减小后增大。结合图7可知,飞行马赫数由0.5增加至0.9时,冲压发动机开始工作,冲压喷管逐渐打开,冲压喷管上膨胀面的分离区逐渐增大,故使得喷管轴向推力系数由0.808降至0.668,推力矢量角由 -18.57° 变为 -46.85° ;飞行马赫数增加至1.3时,虽然喷管内分离区明显减小,但外流马赫数(在跨声速区域)的增大,使喷管的阻力大幅度上升,进而影响喷管的总体性能;飞行马赫数由1.3增加至3时,喷管的落压比增加,喷管内气流的过膨胀程度逐渐减小,分离区消失,喷管的性能逐渐递增,喷管轴向推力系数由0.589增加至0.934,推力矢量角由 -58.82° 变为 -7.79° 。

由上述分析可知,并联式TBCC排气系统在跨声速飞行状态下性能急剧恶化,因此其性能急需进一步提升。

4.3 带二次流喷射的TBCC排气系统流场特性

在跨声速状态下,如图7(b)所示,涡轮喷管处于过膨胀工作状态,上壁面有明显的气流分离,冲压喷管由于壁面的扩张角过大,其上壁面出现大面积的分离区,喷管性能急剧下降。

为了改善跨声速状态下喷管的性能,本文采用了二次流喷射的方法,在并联式TBCC排气系统的中间隔板处开设收敛形二次流喷射口,图9给出了

$Ma_\infty=0.9$ 时带二次流喷射的并联式 TBCC 排气系统马赫数分布云图。可以发现,由于二次流的阻碍作用,在涡轮喷管内二次流上游的超声速流场中形成一道弓形激波,激波与中间隔板上壁面的附面层相互作用,引起附面层分离,分离区之前诱导产生分离激波,两道激波相交形成了图 9 所示的“ λ ”激波。激波穿过流场与涡轮喷管上膨胀面相交,并引起上膨

胀面的附面层分离。此时涡轮喷管上膨胀面存在两处分离区,上游由于激波诱导产生的分离区,和下游由于气流过膨胀产生的分离区。但是对比图 7(b),可以发现,涡轮喷管上膨胀面下游的分离区明显减小,而冲压喷管内流场变化不明显。

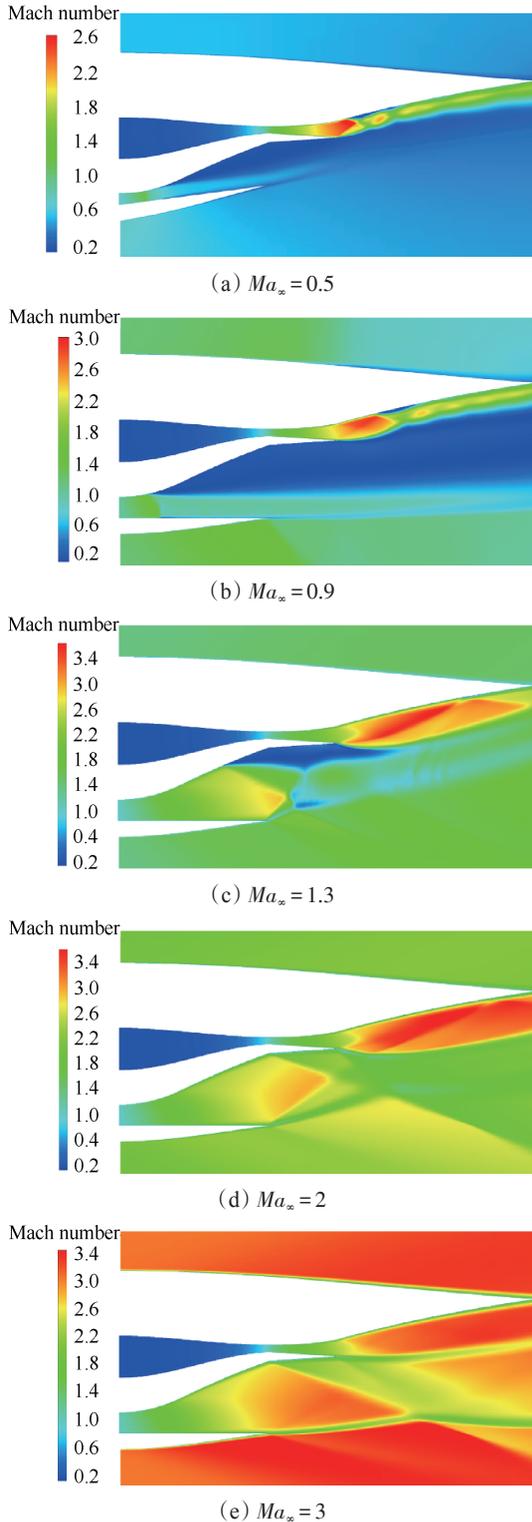


Fig. 7 Mach contour of TBCC nozzle

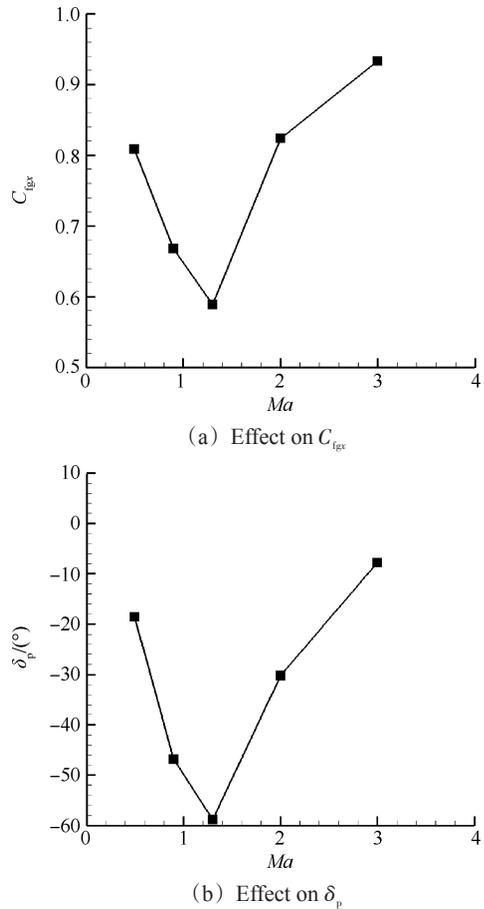


Fig. 8 Effects of flight Ma on C_{fgr} and δ_p

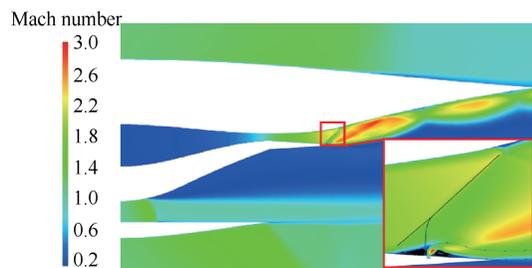
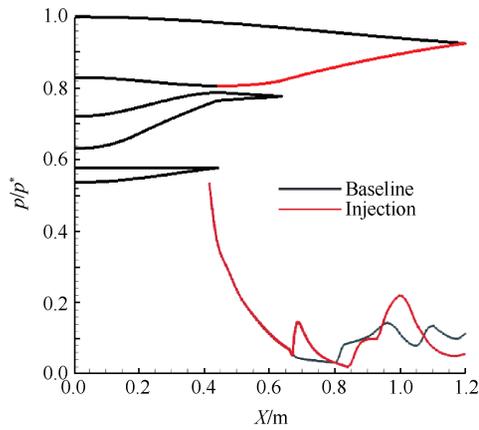


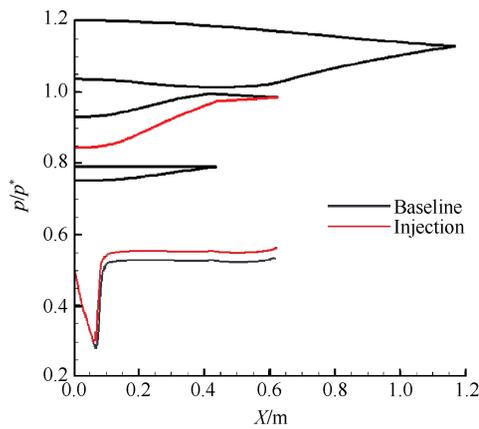
Fig. 9 Mach contour of TBCC nozzle in injection on $Ma_\infty=0.9$

图 10 给出了 $Ma_\infty=0.9$ 时二次流喷射前后涡轮喷管和冲压喷管上膨胀面压力的变化,其中横坐标 X 为上膨胀面各点到冲压发动机喉部的轴向距离,纵坐标分别为涡轮喷管和冲压喷管上壁面的无量纲压力。二次流喷射产生的弓形激波,与涡轮喷管上膨胀壁面附面层作用产生新的分离区,使得该区域压

力升高,从而改善了下游的分离区,提高了涡轮喷管下游的压力。涡轮喷管下游压力的提升改善了冲压通道由于气流引射所致的低压环境。二次流喷射后涡轮喷管和冲压喷管上膨胀面压力的增大是喷管性能提高的主要原因。计算可知带有二次流喷射的喷管轴向推力系数由0.668提升至0.717,推力矢量角由 -46.85° 改善至 -34.09° 。



(a) Turbojet nozzle ramp pressure distributions



(b) Ramjet nozzle ramp pressure distributions

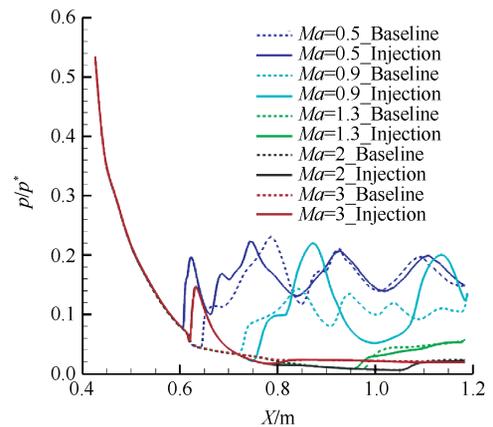
Fig. 10 Effects of injection on nozzle pressure distributions on $Ma_\infty = 0.9$

4.4 二次流喷射适用的飞行状态

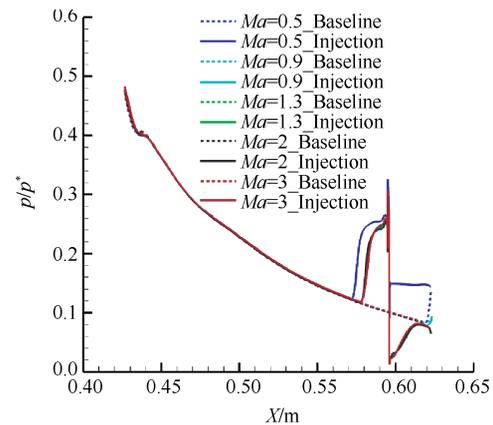
为了得到二次流喷射适用的飞行状态,本文在进行二次流喷射时,保持二次流总压与涡轮发动机进口总压一致,二次流喷射方向与喷口上游壁面垂直,二次流喷射流量比(二次流流量与涡轮发动机流量的比值)为4.80%不变,二次流喷射口位置(喷射口距喷管喉部位置的横向长度与中间隔板横向长度的比值)为0.8591不变,研究二次流喷射对不同飞行状态下并联式TBCC排气系统性能的影响,其中飞行马赫数分别为0.5,0.9,1.3,2,3。

图11给出了涡轮喷管上膨胀面、下壁面和冲压发动机上膨胀面的压力分布,其中横坐标分别为涡轮

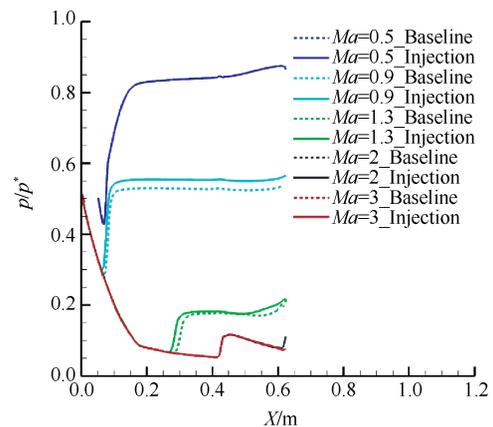
喷管上下壁面和冲压喷管上壁面各点到冲压发动机喉部的轴向距离,纵坐标分别为涡轮喷管上下壁面和冲压喷管上壁面的无量纲压力。从图11(a)和图11(b)中可以发现, $Ma_\infty = 0.9$, $Ma_\infty = 1.3$, $Ma_\infty = 2$ 和 $Ma_\infty = 3$ 时二次流喷射所产生的激波位置与激波强度基本一致,而 $Ma_\infty = 0.5$ 时二次流喷射所产生的激波位置相对提前,激波强度相对增强。从图11(a)和图11(c)可以看出,二次流喷射使涡轮喷管和冲压喷管上膨胀面下游的压力分布发生明显的变化,其中



(a) Turbojet nozzle ramp pressure distributions



(b) Turbojet nozzle flap pressure distributions



(c) Ramjet nozzle ramp pressure distributions

Fig. 11 Nozzle pressure distributions on different flight Mach number

Mach number

$Ma_x=0.5$, $Ma_x=0.9$ 和 $Ma_x=1.3$ 时二次流喷射使涡轮喷管和冲压喷管内压力整体提高。

当 $Ma_x=0.9$, $Ma_x=1.3$, $Ma_x=2$ 和 $Ma_x=3$ 时,二次喷射流的气动参数与二次流喷射口周围环境的气动参数基本一致,二次流对主流的干扰程度相同,故激波产生位置及强度基本一致。随着飞行马赫数的降低,涡轮喷管的落压比逐步降低,喷管内气流过膨胀程度越来越严重。当 $Ma_x=0.5$ 时,涡轮喷管的二次流喷射受到过膨胀产生激波的影响,二次流对主流的干扰程度加强,诱导产生的激波强度增强,二次流喷射口上游的楔形分离区扩大,二次流喷射口下游发生了开式分离,如图 11(a)和图 11(b)所示。当 $Ma_x=0.5$, $Ma_x=0.9$ 和 $Ma_x=1.3$ 时涡轮喷管和冲压喷管内气流均处于过膨胀状态,二次流喷射改善了喷管内气流的过膨胀状态,减小了分离区域,提高了涡轮喷管和冲压喷管的整体压力。因此,如图 12 所示,当 $Ma_x=0.5$, $Ma_x=0.9$ 和 $Ma_x=1.3$ 时喷管性能明显得到提升。当 $Ma_x=2$ 和 $Ma_x=3$ 时,由于落压比的升高,涡轮喷管和冲压喷管内气流的过膨胀程度减小,整个流场无明显分离区,此时二次流喷射仅改变喷

射口附近的流动,对并联式 TBCC 排气系统的性能几乎没有影响。

5 结论

通过本文研究,得出如下结论:

(1)并联式 TBCC 排气系统在亚声速和跨声速飞行状态下,涡轮喷管和冲压喷管为过膨胀工作状态,喷管上膨胀斜面出现较大面积的分离区,喷管性能急剧恶化。

(2)在并联式 TBCC 排气系统中间隔板处进行二次流喷射会产生弓形激波,与涡轮喷管上膨胀壁面附面层作用产生新的分离区,使得该区域压力升高,从而改善了下游的分离区,提高了涡轮喷管下游的压力。涡轮喷管下游压力的提升改善了冲压通道由于气流引射所致的低压环境,提升了涡轮喷管和冲压喷管内的整体压力,改善了排气系统的推力及推力矢量性能。

(3)在并联式 TBCC 排气系统中间隔板处进行二次流喷射时,随着喷管内气流过膨胀程度的增加,二次流喷射口下游的闭式分离会转化为开式分离。二次流喷射对亚声速和跨声速飞行状态下的并联式 TBCC 排气系统性能改善比较明显,可使轴向推力系数最大提升 7.34%,推力矢量角提升 12.76° 。

参考文献:

- [1] Watanabe Y, Miyagi H, Sekido H, et al. Conceptual Design Study on Combined-Cycle Engine for Hypersonic Transport[R]. ISABE 93-7018.
- [2] Snyder C, Maldonado J. The Design and Performance Estimates for the Propulsion Module for the Booster of a TSTO Vehicle[R]. AIAA 91-3136.
- [3] Hendrick P, Saint-Mard M. ACES Snger-Type T.S.T.O. Family with Common First Stage[R]. AIAA 98-3229.
- [4] Sebastien Defoort, Marc Ferrier. LAPCAT-II: Conceptual Design of a Mach 8 TBCC Civil Aircraft, Enforced by Full Navier-Stokes 3D Nose-to-Tail Computation [R]. AIAA 2011-2317.
- [5] Miyagi H, Miyagawa H. Combined Cycle Engine Research in Japanese HYPR Project[R]. AIAA 95-2751.
- [6] Granland T, Berens T. Nozzle/Afterbody Integration for Hypersonic Vehicles by Means of Secondary Air Injection[R]. AIAA 95-6050.
- [7] Edwards C L Q, Small W J, Widner J P, et al. Studies of Scramjet/Airframe Integration Techniques for Hypersonic Aircraft[R]. AIAA 75-58.

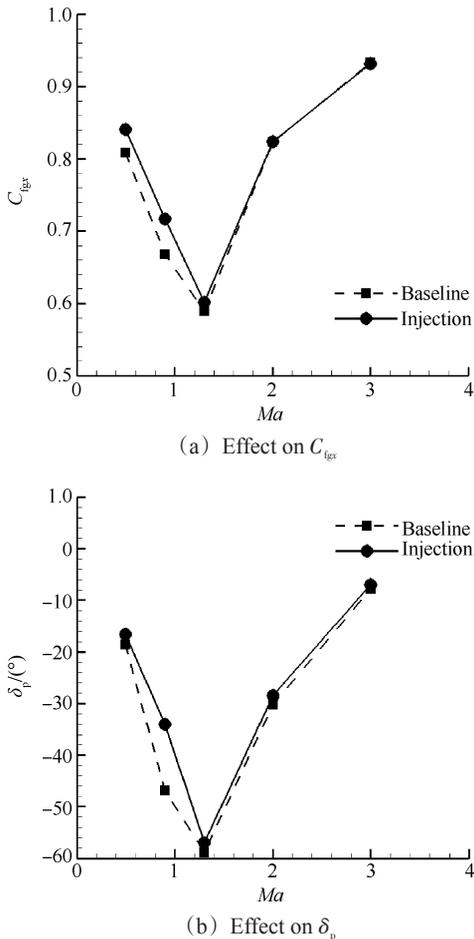


Fig. 12 Effects of injection on C_{fx} and δ_p

- [8] Karen A D, Scott C A. An Experimental and Computational Investigation of a Translating Throat Single Expansion-Ramp Nozzle[R]. *AIAA* 96-2540.
- [9] 张少丽, 单 勇, 张 勇, 等. 膨胀边开槽对单边膨胀喷管性能影响的数值研究[J]. 推进技术, 2012, 33(3). (ZHANG Shao-li, SHAN Yong, ZHANG Yong, et al. Numerical Studies on the Performances of the Single Expansion Ramp Nozzle with Slots on the Ramp[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(3).)
- [10] Yungster S, Trefny C J. Computational Study of Single-Expansion-Ramp Nozzles with External Burning [R]. *AIAA* 94-0024.
- [11] Gamble Eric J, Haid Dan. Improving off-Design Nozzle Performance Using Fluidic Injection [R]. *AIAA* 2004-1206.
- [12] 刘爱华. 单膨胀斜面喷管型面设计及其流动控制研究[D]. 西安:西北工业大学, 2007.
- [13] 孙得川. 二次射流干扰流场及其控制参数研究[D]. 西安:西北工业大学, 2000.
- [14] Robert M Plencner. Overview of the Beta II Two-Stage-to-Orbit Vehicle Design[R]. *AIAA* 91-3175.
- [15] Davic J, Midea A. Propulsion and Aerodynamic Analysis of the Beta II Two-Stage-to-Orbit Vehicle [R]. *AIAA* 92-4245.
- [16] Burkardt L, Norris R. The Design and Evolution of the Beta Two-Stage-to-Orbit Horizontal Takeoff and Landing Launch System[R]. *AIAA* 92-5080.
- [17] 莫建伟. TBCC 排气系统设计方法及流场特性研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
- [18] 李 念, 张堃元, 徐惊雷, 等. 二维非对称喷管数值模拟与验证[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6).

(编辑:张荣莉)