

一种带中心体的 TBCC 可调喷管的设计与仿真

黄河峡 谭慧俊 周唯阳 田方超 庄逸

(南京航空航天大学能源与动力学院,南京,210016)

摘要:针对涡轮冲压组合发动机(Turbine-based combined cycle engine, TBCC)喷管工作范围宽广、需同时实现喉道面积与出口面积调节这一特点,提出了一种带中心体的 TBCC 可调喷管设计方案,并对其静特性和带外流特性进行了仿真分析。结果表明,该喷管方案具有较好的静特性,其典型状态下的推力系数分别为 0.90,0.97 和 0.98。在引入外流干扰后,低马赫数情况下($Ma=0.8$)外流对可调喷管的过膨胀现象有较好的抑制作用,故其推力系数较静特性提高了 6.7%。而高马赫数情况下($Ma=2.8,4.0$)外流虽然可显著改变喷口下游的流动结构,但对喷管内流道及中心体的壁面压力分布影响甚微,故推力系数没有变化,仍分别为 0.97 和 0.98。

关键词:涡轮冲压组合发动机;可调喷管;外流干扰;仿真

中图分类号:V211.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2013)05-0658-07

Design and Computational Study of TBCC Variable Nozzle with Central Body

Huang Hexia, Tan Huijun, Zhou Weiyang, Tian Fangchao, Zhuang Yi

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

Abstract: In order to operate efficiently in various operating conditions, a turbine-based combined cycle engine (TBCC) variable nozzle is proposed to adjust the area of the nozzle throat and the exit simultaneously. The performances of the nozzle at static condition and at different freestream Mach numbers are analyzed. Results show that the design has a preferable static performance and the thrust ratios are 0.90, 0.97 and 0.98 in typical states. After the introduction of the external flow, the freestream can suppress the overexpansion of the exhaust flow effectively at the low Mach number condition ($Ma=0.8$), so the thrust coefficient is enhanced by 6.7%. In the high Mach number conditions ($Ma=2.8,4.0$), though the flow pattern of the nozzle downstream is apparently affected by the external flow, the pressure distribution of the central body and the internal flow path is hardly affected. Therefore, there is no change in the thrust ratios which stay at 0.97 and 0.98, respectively.

Key words: turbine-based combined cycle engine; variable nozzle; influence of external flow; simulation

在各类燃气涡轮喷气发动机以及冲压发动机中,尾喷管的主要功用是使发动机出口的燃气在尾喷管中继续膨胀,将其携带的热能和压力能转变为动能,以增大发动机出口气流的冲量,从而增大发动机的推力。由于涡轮冲压组合发动机(Turbine-

based combined cycle engine, TBCC)尾喷管在很大的落压比范围内工作,且通过的质量流量变化幅度也较大,故要求其能根据飞行状态及发动机工作状态的变化进行有效调节。

目前主要有美国、德国、日本、中国等对 TBCC

基金项目:教育部新世纪优秀人才支持计划(NCET-11-0831)资助项目。

收稿日期:2013-01-17;**修订日期:**2013-07-12

通信作者:谭慧俊,男,教授,博士生导师,E-mail:tanhuijun@nuaa.edu.cn。

的可调排气系统开展了一些探索性的研究工作。美国在20世纪末开始了马赫数0~5的TBCC乘波飞行器设计^[1],其尾喷管采用了多铰链可调结构,但由于转动部件较多,其可靠性较低,且密封和热防护问题比较突出。最近美国又启动了涡轮冲压组合发动机/新一代涡轮加速器(Revolutionary turbine accelerator, RTA)和超高效发动机技术(Ultra efficient engine technology, UEET)计划^[2-3],出于后机身一体化的需要,其采用了单边膨胀形式的非对称喷管,并尝试通过在喷管尾部注入射流来进一步提高喷管的性能参数,结果表明其净推力较无射流状态提高了3个百分点^[4]。在德国的Sänger计划^[5-8]中,也曾考虑过单边膨胀可调喷管,并采用了中心体前后平移的结构调节形式。然而由于单边膨胀喷管在低落压比工作时存在严重的过膨胀推力损失,不能满足TBCC宽广的工况需求,而中心体平移所需的驱动力比较大,实现困难,且冷却问题较为突出,因而这两种喷管方案均具有较大的局限性。另外,在日本的膨胀循环空气涡轮冲压发动机(Air-turbo ram expander-cycle, ATREX)^[9-10]、高超声速运输推进系统研究项目(Hypersonic transport propulsion system research project, HYPR)^[11-12]和TBCC二级入轨飞行器^[13-14]等计划中,曾对外筒壁平移和中心体转动这两种喷管调节方案进行了研究,但均存在喉道面积调节幅度有限和调节对象单一等缺陷。国内,各高校与科研单位也在TBCC喷管技术领域开展了较多的设计、分析和实验研究工作,如北京航空航天大学针对TBCC进行了喷管的一体化设计^[15]、南京航空航天大学对基于并联布局的单边膨胀喷管进行了深入研究^[16-17],均获得了一些有价值的结果。

针对共轴串联型TBCC的研究需求,本文提出了一种带中心体的可调喷管方案,并对其分别进行了静特性与外流条件下的流动仿真研究。

1 设计需求与方案介绍

1.1 设计需求分析

参照文献^[18]中马赫数0~6工作的预冷涡轮喷气发动机的尾喷管进口参数,初步确定了本研究中马赫数0~4工作的TBCC喷管的设计输入条件。图1给出了文献^[18]中排气系统的参数变化需求,其中NPR为喷管落压比,其喉道面积 $A_{n,th}$ 以进气道捕获面积 A_c 进行量纲一化,表示为

$A_{n,th}/A_c$, Ma 为飞行马赫数。参考图中曲线,本文中尾喷管的设计参数为:起飞状态($Ma=0.8$), NPR为2.5,量纲一喉道面积为1.0;过渡状态($Ma=2.8$), NPR为18.0,量纲一喉道面积为1.8;巡航状态($Ma=4.0$), NPR为75.0,量纲一喉道面积为0.7。

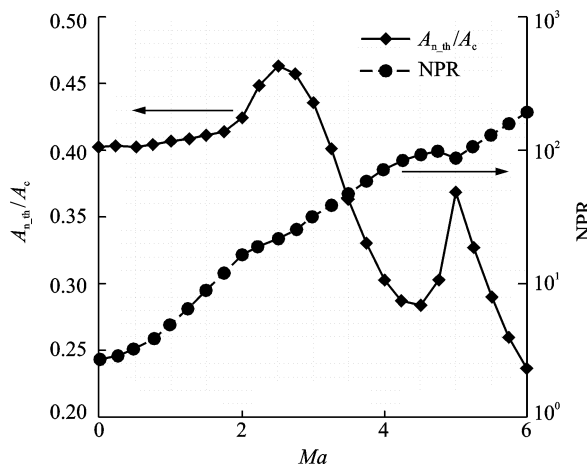


图1 日本预冷涡轮喷发动机排气系统的参数变化需求

1.2 变几何喷管方案介绍

由于气动参数变化幅度大,该TBCC尾喷管需同时实现喉道面积与出口面积可调,基于独立调节、实现简单的思想,本文提出了一种带中心体的TBCC二元可调喷管设计构想,如图2所示。该方案通过在中心体和喷管壁面上设置转动部件来独立调节喷管的喉道面积和内部面积膨胀比。转轴分别安装在中心体内部和喷管壁面尾部,并通过中心体转动件的转动来调节喉道面积,通过后缘板转动件的转动来调节出口流道面积,这样可较自由地满足TBCC发动机在不同飞行状态下喷管的流量和落压比需求。并且,在不同工作状态下,其超声速流动区间的物面型线均较为光滑,可以避免诱导强的激波系出现。

表1中列出了该方案在典型工况下的主要设计参数,其中,NPR, θ_1 , θ_2 , h_t , h_c 分别为喷管落压比、中心体转角、后缘板转角、喉道高度和出口流道高度。结合该表,可对该可调喷管的主要工作过程介绍如下:

表1 TBCC可调喷管的主要设计参数

Ma	NPR	$\theta_1/(^\circ)$	$\theta_2/(^\circ)$	h_t/mm	h_c/mm	h_c/h_t
0.8	2.5	22	13	4.94	5.53	1.12
2.8	18.0	6	1	8.98	11.62	1.29
4.0	75.0	28	2	3.23	11.12	3.44

(1) NPR=2.5(图3(a)):中心体转动部件向外转动,对发动机的流量进行限制。同时,由于喷

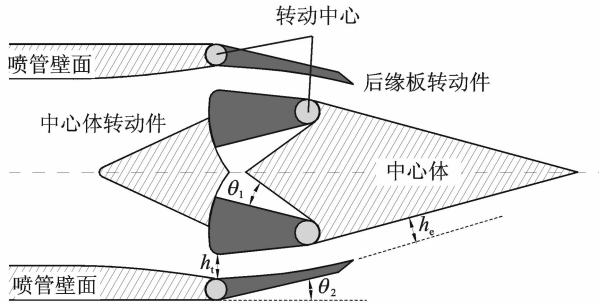


图2 TBCC可调喷管设计方案示意图

管落压比较低,故后缘板向内转过一定的角度以减小面积扩张比。在该状态下,中心体角度为 22° ,后缘板角度为 13° 。

(2) $NPR=18.0$ (图3(b)):此时发动机流量增加,故中心体转动部件向内缩回,使喷管喉道面积增加至 $NPR=2.5$ 状态的两倍。同时后缘板向外扩张以配合内通道的面积膨胀比调节。为了避免增加尾喷管的外部气动阻力,后缘板向外转平后即停止转动。此时,内通道的面积扩张比约为1.29,中心体角度为 6° ,后缘板角度为 1° 。

(3) $NPR=75.0$ (图3(c)):此时尾喷管的喉道面积需求达最小,约为 $NPR=18.0$ 时的36%,故中心体转角为最大,达 28° 。同时,该状态下内通道面积扩张比也达到最大,为3.44,对应的后缘板角度为 2° 。

2 数值仿真方法

2.1 计算方法与边界条件的设置

本文使用Fluent 6.3.26商业计算流软件进行数值模拟,其核心解算器采用基于非结构化网格的控制体积分法。在本文的计算中,采用了基于密度修正的二维N-S方程求解器,网格单元界面上的无粘对流通量采用Roe格式计算其左右态值,时间推进选用了隐式方法以加速收敛,湍流粘性的计算则选用S-A模型,流动方程组以及湍流模型方程均采用二阶迎风格式进行离散。

网格划分使用了ICEM专业网格生成软件。考虑到TBCC尾喷管几何固壁以及边界条件的对称性,本文仅选择了半场进行网格生成,如图4所示,计算域的形状为矩形,从喷管出口截面向下游延伸 $700h_t$,向上游延伸 $70h_t$,向一侧延伸 $350h_t$,总体计算网格量约为2.5万左右,在近壁区域对网格进行了一定的加密, y^+ 在20左右。

计算域前方和上方给定为压力远场边界,其静参数根据对应高度的标准大气条件给定,在静特性

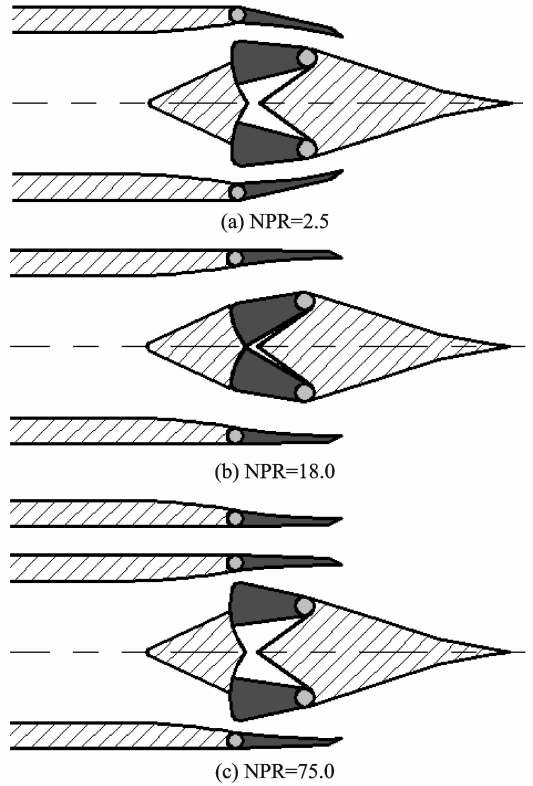


图3 带中心体可调喷管的各典型工作状态

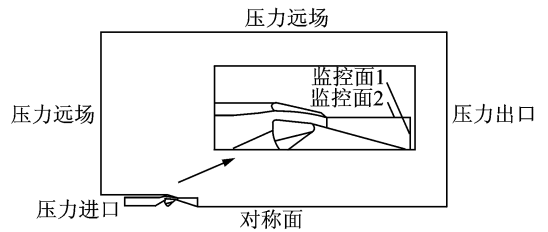


图4 计算域及局部放大图

条件下,压力远场自由来流马赫数均取0.05,以避免可能的计算刚性问题^[19];在有外流干扰条件下,其3个状态分别对应于自由来流马赫数0.8,2.8,4.0。喷管进口为滞止参数条件,其总压分别为 $2.5p_0$, $18.0p_0$, $75.0p_0$,其中 p_0 为自由来流压力,总温分别为1860K,1870K,1950K。其他边界均为无滑移绝热固壁边界。另外,在TBCC尾喷管的下游还分别设置了水平和垂直两个内部监控面,以便于积分推力系数等性能参数。

在本研究中喷管内的气流温度较高,气体的振动能被激发,为此采用变比热法来进行仿真研究。根据文献[20]可拟合得到 C_p 与温度的七次多项式

$$C_p = a_0 + a_1 T^1 + a_2 T^2 + a_3 T^3 + a_4 T^4 + a_5 T^5 + a_6 T^6 + a_7 T^7$$

其中: $a_0 = 1047.3 \frac{J}{(kg \cdot K)}$, $a_1 =$

$$-0.388 \frac{J}{(kg \cdot K^2)}, a_2 = 0.00088857 \frac{J}{(kg \cdot K^3)},$$

$$a_3 = -1.640 \times 10^{-7} \frac{J}{(kg \cdot K^4)}, a_4 =$$

$$-6.647 \times 10^{-10} \frac{J}{(kg \cdot K^5)}, a_5 = 6.028 \times 10^{-13} \cdot$$

$$\frac{J}{(kg \cdot K^6)}, a_6 = -2.068 \times 10^{-16} \frac{J}{(kg \cdot K^7)}, a_7 =$$

$$2.592 \times 10^{-20} \frac{J}{(kg \cdot K^8)}。$$

2.2 算例验证

采用上述计算方法,首先对文献[21]中带中心体的二元塞式喷管(图5)进行了仿真研究,并将仿真结果与实验数据进行了对照,以校验仿真手段的可靠性。图6给出了当落压比为4.0时,塞式喷管后缘板与中心体内流道表面沿程静压的仿真、实验结果对比情况。图中横坐标为量纲一流道位置,以中心体长度量纲一化,纵坐标为量纲一静压,以来流总压量纲一化。可以看出,仿真和实验结果无论在趋势上还是数值上均吻合良好。因此,本文所采用的数值模拟方法具有较高的可信度,可以作为TBCC可调喷管进一步研究的工具。

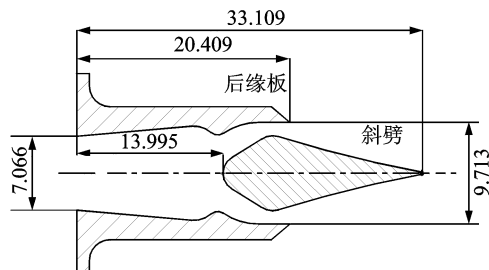
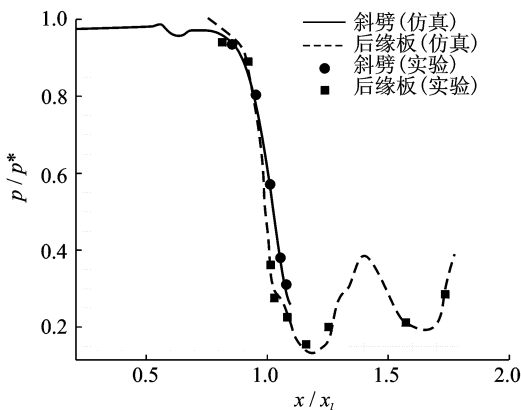


图5 NASA带中心体塞式喷管示意图



x/x_1 :流向位置/中心体长度; p/p^* :中心体静压/进口总压
图6 中心体、后缘板内流道表面沿程静压计算和实验结果的对比

3 仿真结果与分析

3.1 静特性条件下的工作特性分析

本节利用上述仿真方法对提出的串联布局

TBCC可调喷管进行了静特性(即外部来流静止)的仿真分析。

表2给出了该方案在静特性条件下各典型状态的性能参数(其中 C_{fs} 为推力系数),相应的流动结构则在图7中示出。图中,当地静压以环境压强 p_0 进行量纲一化,并在马赫数和量纲一压力为1的地方分别在图谱中以粗黑实线标出,喷管内通道流动边界以带箭头的流线标出。结合表2和图7,可以有如下分析:

表2 TBCC可调喷管在典型状态下的性能参数(静特性)

Ma	NPR	C_{fs}
0.05	2.5	0.90
0.05	18.0	0.97
0.05	75.0	0.98

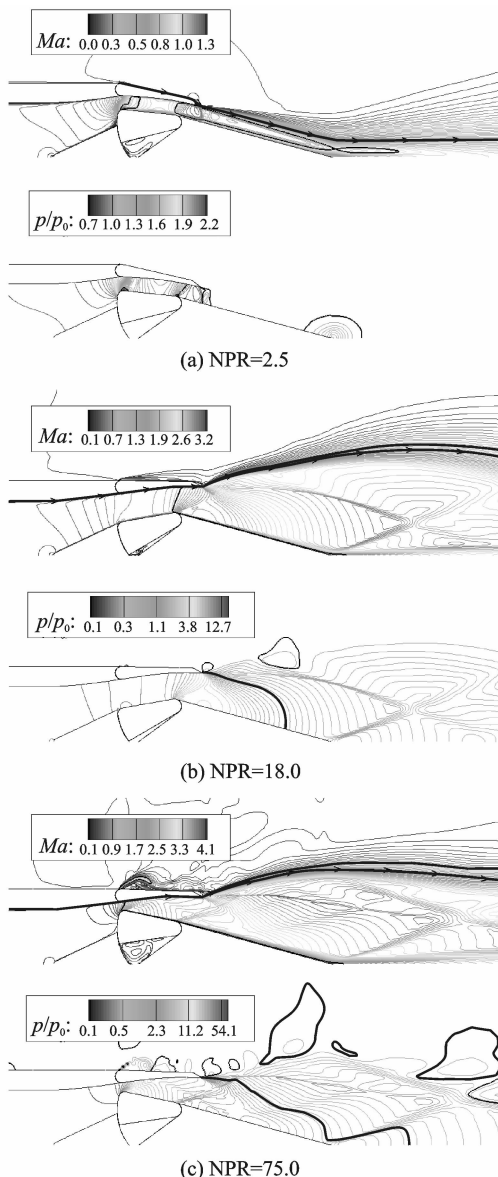


图7 静特性条件下可调喷管典型状态的马赫数与静压等值图谱

(1) $NPR=2.5$ (图7(a)): 由于气流在到达中心体凸台前处于亚声速加速过程, 且流速较低, 因此该凸起并没有导致明显的总压损失。当气流到达喉道附近时, 剧烈的气流拐弯使得当地形成了局部超声速区。此后, 随着中心体转动件上表面边界层的逐渐增厚, 形成了气动的收缩通道; 而在中心体转动件转轴下游, 中心体型线变化则导致了内通道逐渐扩张, 这样气流经过此收缩—扩张管道后, 在后缘板出口处已加速至低超声速, 其压力明显低于环境压力, 亦即喷管工作在过膨胀状态。而后, 出于压力平衡的需要, 在喷管后缘板出口截面处形成了一道贴口斜激波, 使气流重新减速增压。然而在中心体表面的大部分区间, 其当地静压仍显著低于环境压强, 故此时喷管的推力系数较低, 为0.90。

(2) $NPR=18.0$ (图7(b)): 在该状态下, 喷管喉道移至中心体转动件转轴处, 气流在当地达到声速, 此后继续加速膨胀。在后缘板尾部尖点处, 气流仍处于欠膨胀状态, 为此其下游气动边界向外凸起, 并从该尖点发出了一膨胀扇, 该膨胀扇入射在中心体上, 使得其表面的静压持续下降, 在中心体尾部甚至达到了环境压强以下。另外, 从中心体转轴附近发出的膨胀扇入射在后缘板尾部尖点下游的自由剪切层上, 其反射的压缩波束最终汇聚成了一道较强的斜激波, 该斜激波还与中心锥尾部上、下两股气流相撞形成的斜激波发生了相交, 导致当地压强明显上升。在该状态下, 喷管的推力系数为0.97, 其推力损失来源包括欠膨胀损失及发散损失。另外, 还包括漏气损失: 此时喷管落压比较高, 后缘板转轴缝隙内外压差较大, 导致了约0.35%的漏气量, 事实上在喷管外壁面可以看到较为明显的射流存在。

(3) $NPR=75.0$ (图7(c)): 此时喷管喉道面积最小, 中心体转动件转动角度最大, 在喷管收缩段形成了明显的前台阶流动, 但仍未导致明显的总压损失。同时, 由于该状态的喉道截面距离喷管出口截面较远, 喉道处产生的膨胀波在内通道经上下壁面发生了多次反射, 并与后缘板尾部尖点发出的膨胀波束发生相干, 形成了较为复杂的内通道波系结构。与 $NPR=18.0$ 状态类似, 在后缘板尖点及下游也可见有指向中心体的膨胀扇和汇聚激波存在, 只是其倾角明显偏小。另外, 由于内外压差增加, 该状态下在后缘板转动件缝隙附近可见一股较强的超声速射流存在, 其射流流量占到了主流流量的0.89%, 较 $NPR=18.0$ 时提高了一倍。尽管如此, 由于此时喷管接近完全膨胀状态(图7(c)中量

纲一压强为1的线刚好封口), 其推力系数仍达到了0.98。

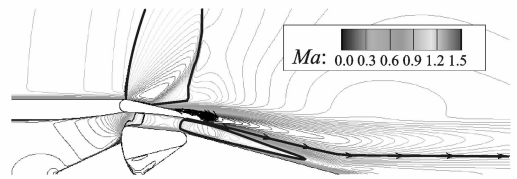
3.2 带外流条件下的工作特性分析

在实际飞行中, 喷管的工作受到了外部飞行来流的干扰, 为此本节对中心体可调喷管设计方案进行了带外流的仿真分析。

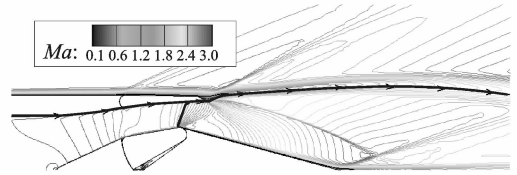
表3给出了该方案在有外流干扰条件下各典型状态的性能参数, 其对应的流动结构则在图8中

表3 TBCC可调喷管在典型状态下的性能参数(外流)

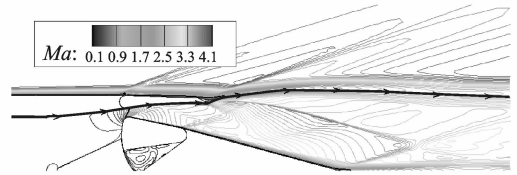
Ma	NPR	C_{f_g}
0.8	2.5	0.96
2.8	18.0	0.97
4.0	75.0	0.98



(a) 低速起飞状态($Ma=0.8$, $NPR=2.5$)

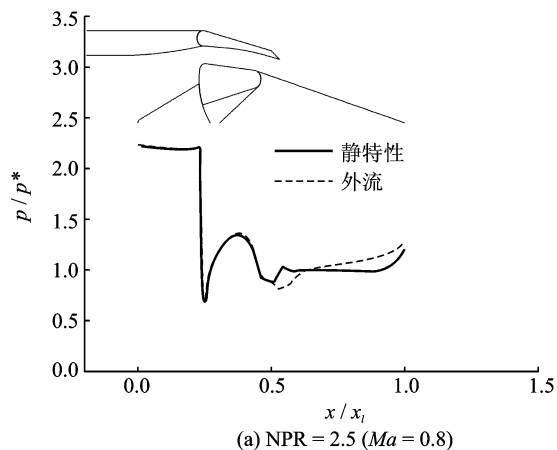


(b) 过渡状态($Ma=2.8$, $NPR=18.0$)

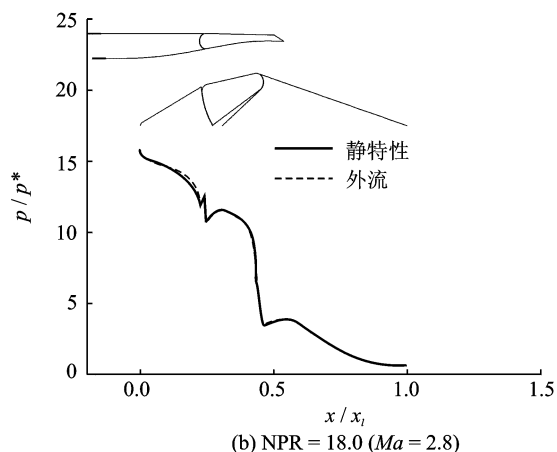


(c) 高速巡航状态($Ma=4.0$, $NPR=75.0$)

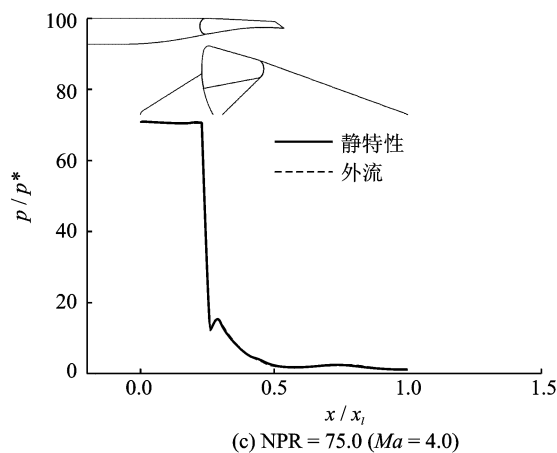
图8 外流条件下TBCC可调喷管各典型状态的马赫数与静压等值图谱



(a) NPR = 2.5 (Ma = 0.8)



(b) NPR = 18.0 (Ma = 2.8)



(c) NPR = 75.0 (Ma = 4.0)

x/x_1 : 流向位置/中心体长度; p/p^* : 中心体静压/进口总压

图 9 有无外流条件下中心体无量纲沿程静压对比图

给出,图 9 中还对比给出了有无外流干扰时的中心体表面压强。

当来流马赫数为 0.8 时(图 8(a)),后缘板向内转动角度为三状态中最大。此时,外流在喷管外部后缘板的折角下游形成了一个较大范围的膨胀扇,使得当地静压显著低于环境压强,而后出于压强平衡的需要,又在后缘板的后半部产生了一道临界激波。该临界激波与后缘板的边界层相互作用,导致了显著的边界层分离,并形成了“λ”形激波。

正是由于该临界激波的存在,使得作用在尾喷流上的外流压强显著增加,避免了因外流底部负压导致的喷管性能恶化。为此,与静止外流状态相比,此时内流道的流动没有明显变化,而在出口截面下游,主喷流的过膨胀得到了较好抑制(图 9(a)),因而其推力系数显著上升,达 0.96。

当来流马赫数增加至 2.8 时(图 8(b)),此时后缘板向内转动角度较小,仅为 1° ,故在后缘板外部仅形成了较弱的膨胀扇。而在其下游,由于高速外流对主喷流形成了直接的冲刷和挤压作用,故主喷流边界向上鼓起的过程变得更加缓和。这一方面使得后缘板尾部尖点发出膨胀扇的强度减弱,同时也使得其下游的汇聚激波倾角加大,向中心体尾部靠拢。不过,由于这些流动过程均发生在喷管出口截面的下游,因此上述流动结构的变化并未对喷管中心体壁面上的压强产生影响(图 9(b)),故推力系数未发生明显变化,仍为 0.97。

当来流马赫数为 4.0 时(图 8(c),图 9(c)),外流对喷管流动结构及性能特征的干扰与来流马赫数 2.8 状态相似,不再赘述。

4 结 论

针对串联式 TBCC 的研究需求,本文设计了一种带中心体的 TBCC 可调喷管方案,相比其他调节方式,该调节方案能独立调节喷管喉道面积和面积膨胀比,可较自由满足 TBCC 发动机在不同飞行状态下对流量和落压比的需求。通过对其静特性及带外流工作特性的仿真研究,分析了典型工况下其内外流结构和工作特性。本研究得到的主要结论如下:

(1)针对 NASA 塞式喷管静特性实验的算例验证结果表明,实验数据与仿真结果吻合良好,表明所采用的仿真方法具有较高的可信度。

(2)所提出的带中心体可调喷管方案结构简单,并具有较好的静特性,其典型状态下的推力系数分别为 0.90,0.97 和 0.98。

(3)带外流的仿真结果表明,低马赫数情况下($Ma=0.8$)外流对可调喷管过膨胀现象有较好的抑制作用,其推力系数较静特性提高了 6.7%,而高马赫数情况下($Ma=2.8,4.0$)外流对喷管下游流动结构影响显著,但对中心体的壁面压力分布影响甚微,故推力系数无可见变化。

因此,从 CFD 仿真结果可以看出该调节方案在气动上是可行的。

参考文献:

- [1] 李博,梁德旺. 矩形喷管内外喷流流场的数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(4): 398-403.
Li Bo, Liang Dewang. Numerical simulation in flow fields of a rectangular nozzle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1999, 31(4): 398-403.
- [2] Lee Jinho, Ralph W, Buehrle R J. The GE-NASA RTA hyper burner design and development [R]. NASA/TM-2005-213803, 2005.
- [3] Shaw R J, Peddie C L. Overview of NASA's UEET and TBCC/RTA programs [R]. NASA/CP-2003-212458/VOL(1), 2003.
- [4] Gamble E, Haid D. Improving off-design nozzle performance using fluidic injection [R]. AIAA 2004-1206, 2004.
- [5] Hendrick P, Saint-Mard M. ACES Sänger-type TS-TO family with common first stage[R]. AIAA 1998-3229, 1998.
- [6] Berens T M. Experimental and numerical analysis of a two-duct nozzle/after body model at supersonic mach numbers[R]. AIAA 1995-6085, 1995.
- [7] Lederer R, Schwab R. Hypersonic air breathing propulsion activities for Sänger[R]. AIAA 1991-5040, 1991.
- [8] Walker S, Tang Ming, Mamplata C. TBCC propulsion for a mach 6 hypersonic airplane [R]. AIAA 2009-7238, 2009.
- [9] Mizobata K, Kimura H, Sugiyama H. Conceptual design of flight demonstrator vehicles for the ATREX engine[R]. AIAA 2003-7028, 2003.
- [10] Isomura K, Omi J. A comparative study of an ATREX engine and a turbo jet engine [R]. AIAA 2001-3239, 2001.
- [11] Miyagi H, Kimura H, Kishi K. Combined cycle engine research in Japanese Hypr program [R]. AIAA 1998-3278, 1998.
- [12] Suzuki M, Kuno N, Tobita A. Current status of fan component research in HYPR program [R]. AIAA 1998-3280, 1998.
- [13] Taguchi H, Furamura H, Shimodaira K. Design study on hypersonic engine components for TBCC space planes [R]. AIAA 2003-7006, 2003.
- [14] Okai K, Taguchi H, Kojima T. Numerical analysis of variable intake and nozzle for hypersonic engines [R]. AIAA 2003-7069, 2003.
- [15] Chen Min, Tang Hailong, Zhu Zhili, et al. Inlet/TBCC/nozzle integration concept design [R]. AIAA 2008-4588, 2008.
- [16] Mo Jianwei, Xu Jinglei, Li Chao, et al. The design and numerical study of the over-under TBCC exhaust system [R]. AIAA 2009-5300, 2009.
- [17] Mo Jianwei, Xu Jinglei, Zhang Liuhuan, et al. The experimental and numerical study of the over-under TBCC exhaust system [R]. AIAA 2011-2234, 2011.
- [18] Kojima T, Kobayashi H, Taguchi H. Design and fabrication of variable nozzle for precooled turbojet engine [R]. AIAA 2009-7312, 2009.
- [19] Deere K A, Berrier B L, Flamm J D. Computational study of fluidic thrust vectoring using separation control in a nozzle [R]. AIAA 2003-3803, 2003.
- [20] 伊赫桑·巴伦. 纯物质热化学数据手册[M]. 程乃良, 牛四通, 徐桂英, 译. 北京: 科学出版社, 2003.
- [21] Berrier B L, Re R J. Effect of several geometric parameters on the static internal performance of three non-axisymmetric nozzle concepts [R]. NASA TP-1468, 1979.