

文章编号:1000-8055(2018)09-2268-10

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2018.09.025

三维并联式 TBCC 发动机排气 系统设计与实验

花文达, 徐惊雷

(南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 为实现三维并联式 TBCC 排气系统的设计, 利用基于二维最大推力理论的密切法设计了圆转矩变截面非对称冲压发动机喷管, 并在冲压发动机喷管上壁面为三维曲面的条件下, 利用转动加滑动共用面的调节方式实现了涡喷发动机喷管的内型面设计及其喉道面积的调节, 从而完成了排气系统设计。随后对设计结果进行了冷流实验验证。结果表明, 这种排气系统设计方法具有可行性。在冲压单独工作状态, 壁面压力分布的数值计算与实验结果吻合较好, 相对方均根偏差低于 10.8%; 在涡喷单独工作状态及共同工作状态, 上壁面压力在激波附面层干扰区域内偏差较大, 最大相对偏差可达 30.6%。但壁面压力分布的数值计算与实验结果的整体变化趋势一致。

关 键 词: 涡轮基组合循环 (TBCC); 三维排气系统; 喷管设计; 喉道调节; 冷流实验

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Design approach and experiment of three-dimensional over/under TBCC exhaust system

HUA Wenda, XU Jinglei

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: To design a three-dimensional turbine based combined cycle (TBCC) exhaust system, a design approach was presented. It employed osculating method based on flowfield of nozzle with optimum thrust to design a three-dimensional section controllable dissymmetric ramjet nozzle. And on the basis of curved ramjet flowpath, a new scheme of rotating and sliding the shared surface was proposed to regulate the throat area of the turbojet nozzle. Cold flow experiments and numerical simulations were conducted at typical test points. The comparison proved that the design approach of TBCC exhaust system is practicable. Under the ramjet mode, the comparison of static pressure distributions showed agreement and the relative root mean square error was less than 10.8%. Under the other modes, obvious deviations appeared in the area where the shock wave interacted with the boundary layer, the maximum relative error was 30.6%. However, the variation tendencies of the static pressure

收稿日期: 2017-05-08

基金项目: 基础科研重点项目 (XX20132002); 四川燃气涡轮研究院项目 (XX-2006-14)

作者简介: 花文达 (1993—), 男, 硕士生, 主要从事内流气体动力学研究。

引用格式: 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. HUA Wenda, XU Jinglei. Design approach and experiment of three-dimensional over/under TBCC exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(9): 2268-2277.

distributions were consistent.

Key words: turbine based combined cycle (TBCC); three-dimensional (3-D) exhaust system; design approach of nozzle; regulating scheme of nozzle throat; cold flow experiment

目前,随着高超声速推进技术的不断发展,适用于高超声速飞行器的涡喷基组合循环(TBCC)发动机由于具有飞行包线范围宽、耐久性高、低速性能好等特点而逐渐受到重视^[1-2]。

排气系统作为 TBCC 发动机产生推力的主要部件,其设计方法、气动特性及实验研究也备受关注^[3-6]。通常情况下,并联式 TBCC 发动机排气系统的设计基础多为冲压发动机喷管,而冲压发动机喷管通常分为两类:与二维流道相匹配的二维单边膨胀喷管及与三维流道相匹配的三维单边膨胀喷管^[6]。随着高超声速飞行器发动机/机身一体化研究的深入,三维流道所特有的优势不断体现出来。对于采用三维流道的高超声速飞行器,为了实现流道的最佳匹配,喷管将不再是二维或者轴对称构型,而是复杂的三维空间曲面^[3]。此外,受限于高超声速飞行器后体的几何约束,三维喷管的设计还需要满足变截面设计要求^[6]。

现阶段,对于三维喷管设计方法及其气动特性的研究正不断深入^[7-11]。但是,对于进出口具有几何约束的三维非对称喷管的设计方法的研究仍旧较少,设计方法主要分为两类:基于单一基准流场的流线追踪设计与基于多基准流场的密切式设计方法^[12-15]。其中,基于单一基准流场的双向流线追踪技术借鉴了变几何进气道设计的方法,在获得从进口到出口以及出口到进口的流管之后,通过渐变函数将两个流管融合为一个三维渐变流道,从而得到满足几何约束的喷管构型^[14]。但是,在某些几何约束下,采用这种设计方法得到的型面会因为所采用的渐变函数不合适等因素而出现变形。因此,需要考虑适用性更广的密切式设计方法。虽然在一定强几何约束条件下,密切式设计方法有可能难以直接应用于三维喷管内部流场的精确组织^[15],但在几何约束和三维效应不太强的情况下,利用密切方法设计出的构型仍有可能具有较好的推力性能。

在并联式 TBCC 发动机排气系统的设计中,除了冲压发动机喷管的设计之外,还需要考虑与之相匹配的涡喷发动机喷管设计及调节方案的确定。在二维 TBCC 发动机排气系统的设计中,多

是采用转动分流板的调节方案^[16-17]。但是对于冲压发动机喷管上壁面为复杂三维空间曲面的情况,由于分流板的转轴处将会漏气,所以该调节方式不适用于三维情况,需要从滑动或者转动的角度考虑如何实现涡喷发动机喷管的开闭与工作状态的调节。因此,三维 TBCC 排气系统的设计较为困难。

除此之外,三维 TBCC 排气系统还对加工工艺要求较高,需要保证三维空间曲面任一点的加工精度及各部件的装配精度,否则实际流场将会受到影响。当前对于 TBCC 排气系统的实验研究多侧重于二维组合排气系统^[18],极少有关于三维组合排气系统的实验研究及验证,对于其在实验中将表现出的特性及现象还有待进一步研究。

本文针对带有进出口几何约束的三维并联式 TBCC 发动机排气系统的设计进行了研究与实验验证。首先,利用密切法设计了带有几何约束的圆转矩变截面冲压发动机喷管,并在冲压发动机喷管上壁面为三维曲面的前提下,利用转动加滑动的调节方式实现了涡喷流道的调节,从而完成了整个三维并联式 TBCC 排气系统的设计。然后,在典型工况点对设计结果进行了冷流实验验证,为今后的复杂三维曲面并联式 TBCC 排气系统的设计及实验研究提供了一定的参考。

1 TBCC 排气系统设计

1.1 冲压发动机喷管设计

1.1.1 几何形状约束

作为并联式 TBCC 排气系统的构型基础,冲压发动机喷管的设计格外重要。在满足气动性能要求的前提下,还需要满足几何形状的约束。而本文中需要满足的主要几何约束为:喷管进口为圆形,出口为宽高比受限的矩形,下壁面也有一定的膨胀作用,整体为非对称构型,并在冲压喷管喉道后实现圆转矩变截面设计。

1.1.2 设计方法

对于喉道后的圆转矩变截面段,由于几何约束较强,采用双向流线追踪方法容易出现变形。因此本文采用密切式设计方法。

设计的主要过程为:将气流通过变截面喷管进行三维膨胀后形成的流场视为由无数进出口膨胀比不同的二维基准流场构成。对三维流场进行切片分割,每个切片对应一个二维基准流场,同时可得到各个二维基准流场的进出口高度,并利用二维最大推力理论设计各个基准流场。在基准流场设计完成之后,对各个基准流场分别进行流场追踪,所有流线的集合即可构成三维喷管型面。图 1 为流场分割示意图及密切式设计方法效果图。如图 1 所示,将三维场进行分割后,各基准流场的进口高度均为 Oa ,而 Oaa' 所在基准流场的出口高度为 Oa' , Obb' 所在基准流场的出口高度为 Ob' ,依此类推。

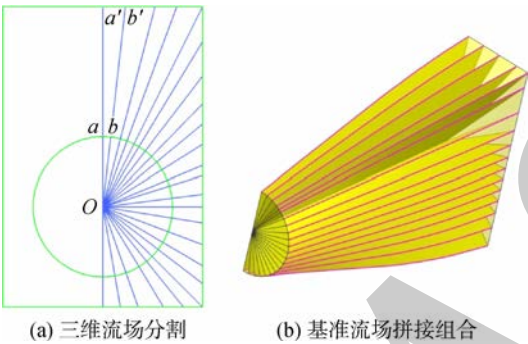


图 1 密切法设计过程
Fig.1 Process of osculating method

此外,冲压发动机喷管的收缩段采用维式曲线进行设计,喉道至圆转矩变截面扩张段之间的初始扩张段采用曲线简单过渡,并在完成初步设计后利用圆柱对喷管进行截短。最终得到的冲压发动机变截面喷管如图 2 所示。

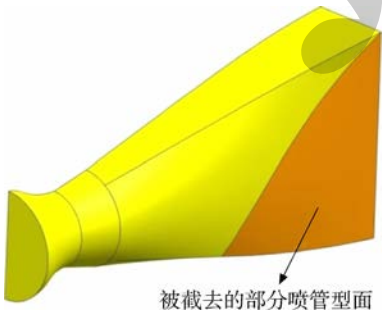


图 2 密切法设计的三维冲压发动机喷管
Fig.2 Three-dimensional ramjet nozzle designed by osculating method

1.2 调节方案及涡喷发动机喷管设计

当冲压喷管的初步设计完成后,需要在冲压喷管的基础上确定模态转换时的调节方案。由于

涡喷发动机喷管的喉道面积较大且冲压发动机喷管上膨胀面为复杂的三维空间曲面,在二维组合排气系统的设计中常采用的转动分流板或者转动上板等调节方案均难以实现。若是采用转动分流板方案,则在转动过程中转轴处必然漏气。因此,考虑在冲压发动机喷管与涡喷发动机喷管共用部分型面的基础上,采用转动加滑动共用面的调节方案,共用面如图 3 所示。

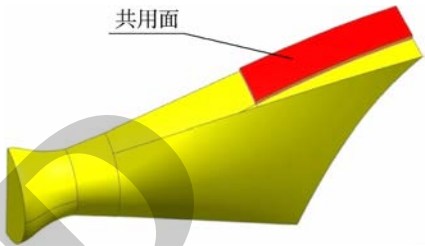


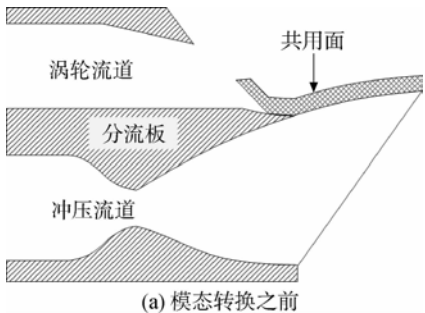
图 3 共用面示意图
Fig.3 Shared surface

这种调节方案的特点在于:利用转动实现设计状态涡喷喷管的出口高度调节,改善单纯滑动时出口高度过大引发的过膨胀问题,以提升其宽范围内的气动性能;通过滑动来调节涡喷发动机喷管的喉道高度,改变涡喷发动机的流量,以满足涡喷发动机单独工作及共同工作时各工况点的流量要求。

转动加滑动的调节过程具体如下:

当排气系统由冲压发动机单独工作状态向共同工作状态或涡喷发动机单独工作状态转换时,如图 4 所示:涡喷发动机喷管的上膨胀面先在转动配合面上进行面接触式转动,再通过滑动来控制喉道面积,从而完成涡喷通道的开启与喉道面积的调节。

当排气系统的工作状态由共同工作状态转换为冲压通道单独工作状态时,涡喷发动机喷管上膨胀面先滑动到分流板处,再沿着转动配合面完成转动,从而完成涡喷通道的关闭,并保证了冲压发动机喷管上壁面过渡光滑。



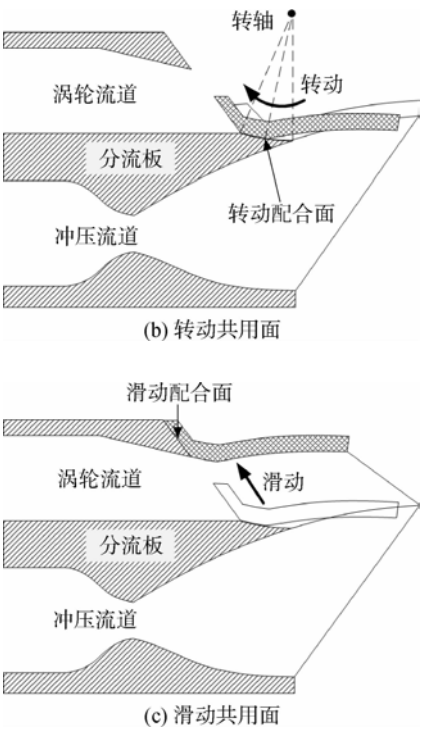


图 4 模态转换前后对称面示意图

2 实验及数值模拟方法

2.1 实验点及实验模型

为了验证设计方法的可行性,对设计结果的缩比模型进行了冷流实验研究。实验模型及台架安装图如图 6~图 7 所示。表 1 为选定的实验点。冲压发动机喷管的喉道调节通过更换喉道管实现。

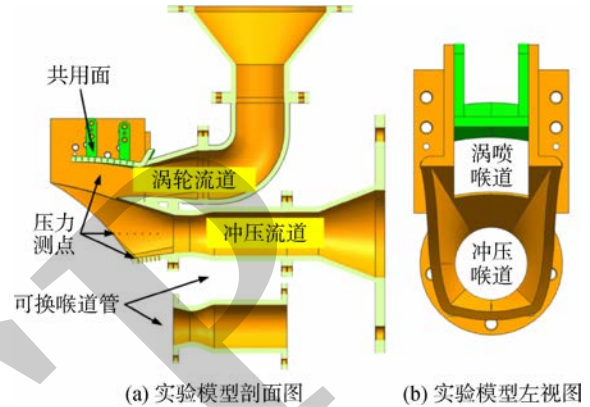


图 6 排气系统实验模型的剖面图及左视图

Fig. 6 Cross-sectional and left views of the exhaust system

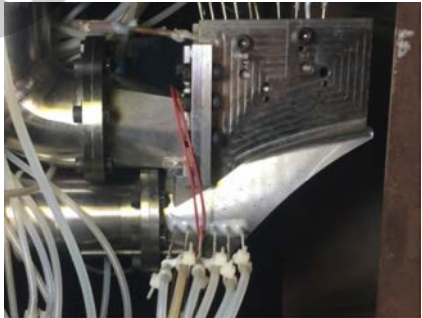


图 7 实验模型台架安装图

Fig. 7 Exhaust system installed on experiment set

2.2 数值模拟方法

本文利用 FLUENT 软件,对在各实验工况点条件下的并联式 TBCC 组合发动机排气系统缩比模型进行了数值模拟。湍流模型选择 RNG $k-\epsilon$ 模型,离散格式为隐式 2 阶迎风格式,壁面条件为无滑移绝热壁面。黏度采用 Sutherland 公式拟合,并在近壁处进行网格加密,使得 y^+ 在 30 左右,以满足 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型的要求。计算时组合喷管网格如图 8 所示。涡喷单独工作及冲压单独工作时网格数目约为 220 万,共同工作时网格数目约为 250 万。



图 5 三维 TBCC 排气系统

Fig. 5 Three-dimensional TBCC exhaust system

表 1 不同工作状态时的典型实验工况点
Table 1 Typical test points under different modes

实验工况点	工作模式	涡喷压比	冲压压比	H_t/L	H_r/L
1	涡喷工作	2.74		0.125 6	0.184 2
2	涡喷工作	5		0.125 6	0.184 2
3	共同工作	13.27	6.31	0.147 2	0.221 6
4	冲压工作		30	0	0.184 2
5	冲压工作		93.17	0	0.184 2

注： L 为 TBCC 排气系统的轴向总长度； H_t 为涡喷尾喷管的喉道高度； H_r 为冲压尾喷管的喉道直径。

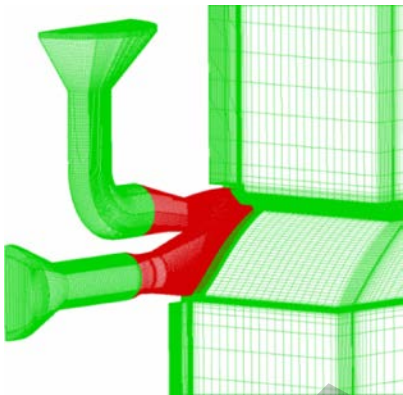


图 8 计算网格示意图
Fig. 8 Computational grid

3 结果与分析

3.1 涡喷发动机单独工作状态

在实验点工况 1，涡喷流道的压比为 2.74。数值模拟结果与实验数据的壁面压力对比及对称面马赫数 Ma 云图如图 9 所示，图 9(a)中纵坐标 p/p_t 表示用总压进行无量纲化后的压力，横坐标 X/L 表示用排气系统总长度进行无量纲化后的轴向坐标。

从图 9 中可以看出，实验所得到的压力数据与数值模拟所得到的压力数据相比，虽然某些点存在一定偏差，但是压力分布变化的总体趋势是一致的。而图 9(b)的对称面马赫数云图则可以较好解释偏差的原因：从图中可以看出，此时的涡喷发动机喷管处于过膨胀状态，气流流经喉道后，由于气流偏转角度过大，会产生一道内激波，使得波后壁面压力增加。此外，由于下壁面为圆弧面，气流经过圆弧面时缓慢压缩，在凹曲面上产生无数的直线压缩波，这些压缩波汇集到 A 点形成一道较强的斜激波，它入射到上壁面产生的分离激波，并且由于激波角度较大，超出了激波的正常反

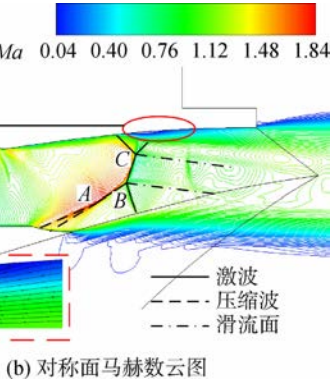
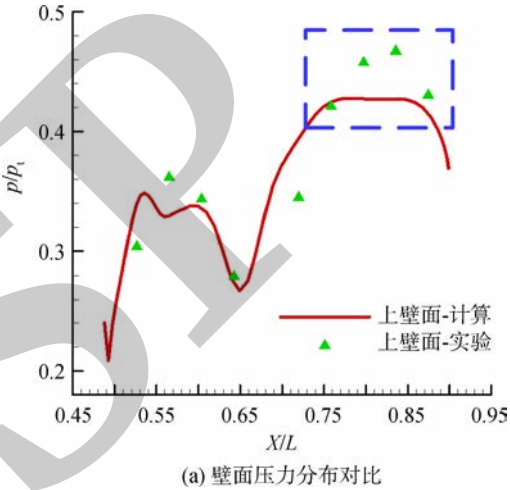


图 9 实验工况点 1 时壁面压力分布对比及对称面马赫数云图
Fig. 9 Comparison of pressure distribution at test point 1 and Mach number contour of CFD result

射条件，因此出现了类似马赫反射的情况，即整个通道内的激波结构主要由上壁面分离激波、下壁面斜激波及一道近似正激波组成，同时在交点 B 点和 C 点处产生反射激波及滑流面。由于部分实验点位于上壁面分离激波后的回流区内，当实际激波位置与数值模拟结果略有不同时将导致压力数据出现较大偏差，但是压力分布的变化趋势

是一致的。图 9(a)中虚线线框区域内为分离区的壁面压力分布,最大绝对偏差为 0.04。以实验数据为基准,此时上壁面压力的相对方均根偏差为 7.9%,蓝色线框所示的分离区内最大相对偏差为 8.5%。

由于实验测得压力数据为上壁面中线处的数据,因此对比及分析时采用的是对称面马赫数云图。但是对称面马赫数云图所反映的仅是对称面的流动情况,而涡喷流道为变截面构型且下壁面为空间曲面,导致喷管内部流动较为复杂,流场中的激波与膨胀波等构成的波系均为三维空间波系,对称面马赫数云图并不能完全反映出流动结构与流场特征。

为了更好地反映出三维流动情况,因此对涡喷单独工作状态实验工况点 1 的数值模拟流场沿轴向做出若干切片。从图 10 中可以看出,气流在流经下壁面时先受到膨胀波影响出现加速,随后受到压缩波面的影响,气流加速区域逐渐上移,这与对称面马赫数云图反映出流场较为类似。但是,当压缩波汇集形成激波面时,由于下壁面为空间曲面,激波将入射到侧壁面产生分离激波,导致侧壁面出现分离,并且分离区位置随着气流流动逐渐上移,这是对称面马赫数云图难以反映出来的。此后,上壁面的分离激波、下壁面压缩波汇集成的斜激波以及侧壁面的分离激波发生空间激波相交,出现了类似马赫反射的情况,形成马赫盘,流场结构较为复杂。当实验与数值模拟的流动条件存在一定程度的不同时,就将使得喷管内部波系发生改变,从而导致喷管内流场出现偏差。

由于对称面的马赫数云图能够较大程度上反映出壁面中线处测得实验数据与数值模拟结果出

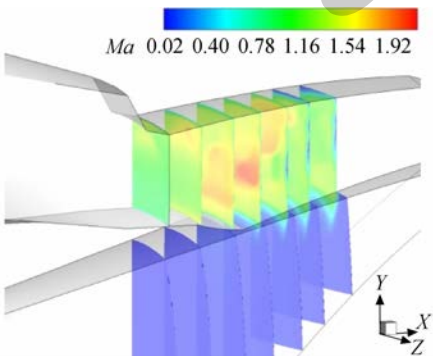
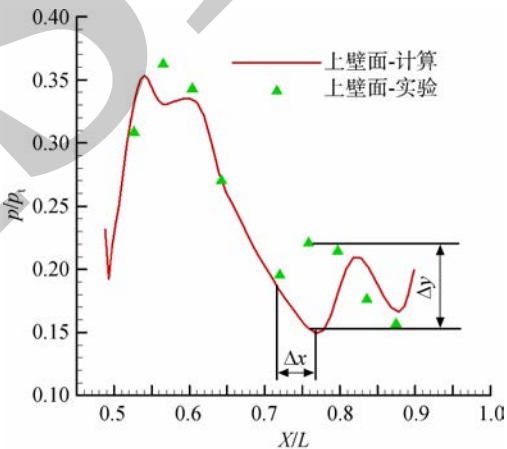


图 10 实验工况点 1 时三维 TBCC 排气系统的马赫数云图

Fig. 10 Mach number contour of three-dimensional TBCC exhaust system at test point 1

现偏差的原因,因此对于其余工况点的数据对比与分析均采用对称面马赫数云图。

在实验工况点 2,此时涡喷流道的压比升高到 5。数值模拟得到的对称面马赫数云图及数值模拟与实验测得的壁面压力对比如图 11 所示,从中可以看出壁面压力分布的变化趋势是一致的,但是上壁面后半段气流压力出现抬升的位置不同。为了分析其原因,同样从对称面马赫数云图入手,从图中可以看出,此时涡喷管接近完全膨胀状态且流场较为复杂。气流流经下壁面时,在圆弧面处受到压缩,压缩波汇聚后产生一道斜激波,斜激波与上壁面的边界层在 A 点发生激波附面层干扰,导致 A 点处附面层变厚,波后气流压力上升,并产生一道反射激波。随后气流继续膨胀,此时下壁面末端由于轻度过膨胀而出现一道尾缘激波,尾缘激波与上壁面反射激波相交于 B 点,流场内波系较为复杂。实验数据与数值模拟结果的偏差则是由于实验时圆弧面压缩汇聚所产



(a) 壁面压力分布对比

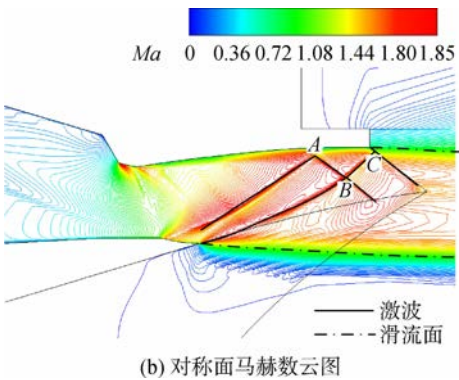


图 11 实验工况点 2 时壁面压力分布对比及对称面马赫数云图

Fig. 11 Comparison of pressure distribution at test point 2 and Mach number contour of CFD result

生的斜激波的位置及强度与数值模拟存在不同而导致的,在实验中上壁面发生激波附面层干扰现象的 A 点提前且激波强度与数值模拟结果相比较弱,因此对比结果出现偏差。在实验中,A 点的轴向位置相较于数值模拟结果的偏差 Δx 为 0.05。由于激波附面层干扰的位置不同,此处壁面压力出现较大差异,最大偏差 Δy 为 0.067。以实验数据为基准, Δy 对应的最大相对偏差为 30.6%,导致上壁面压力的相对方均根偏差高达 13.5%,但位于 A 点前的壁面压力的相对方均根偏差仅为 5.8%。

3.2 共同工作状态

在实验工况点 3,排气系统处于共同工作状态,涡喷喷管与冲压喷管之间的相互作用较强,排气系统内流场较为复杂。从图 12 的壁面压力分布对比中可看出,实验所得侧壁面及下壁面压力数据均高于数值模拟结果,而上壁面压力数据整

体趋势相同,但是接近出口处的压力数据略有偏差。从对称面马赫数云图中可以看出:冲压喷管的气流流经喉道后,在初始扩张段与圆转矩变截面段对接处由于型面的导数不连续,气流受到膨胀波影响增速减压。由于此时冲压喷管压比过低,过膨胀严重,流场内激波相互作用形成马赫盘,并由激波反射点产生两道滑移线。而涡喷喷管的气流在流经涡喷通道下壁面时产生一道弱激波,激波与上壁面边界层发生激波边界层干扰现象,导致波后压力抬升并出现一道反射激波。与此同时,两通道的气流发生较强的掺混,出现沿轴线方向斜向下的滑移层,冲压通道出口处 A 点的反射激波将与滑移层在 C 点发生相互作用,此时滑移层受到激波引起的局部高压影响发生偏斜,导致涡喷通道气流沿其流动时出现激波,造成局部区域的减速增压。

通过分析可知,冲压发动机喷管侧壁面及上壁面的壁面压力实验数据相比于数值模拟结果偏高的原因为:受到复杂三维内曲面加工工艺和精度限制,在冲压喷管初始膨胀段与圆转矩变截面段对接处出现微小台阶,导致实验中气流流经此处时不仅受到膨胀波影响,还受到台阶引起的激波干扰,所以此处压力略高于数值模拟结果,并且对冲压下壁面及侧壁面出口的激波强度与角度造成了一定影响。图 13 所示的马赫数等值线图与纹影对比图也反映出了这一点。

此时,位于上壁面后段的激波反射处附近测点的壁面压力绝对偏差最大,可达 0.074。以实验数据为基准时,其所对应的相对偏差高达 30.3%。受此影响,上壁面压力的相对方均根偏差为 13.8%。

同时,由于共同工作时流动结构复杂,流场内的波系实际为三维空间波系,纹影为空间波系的

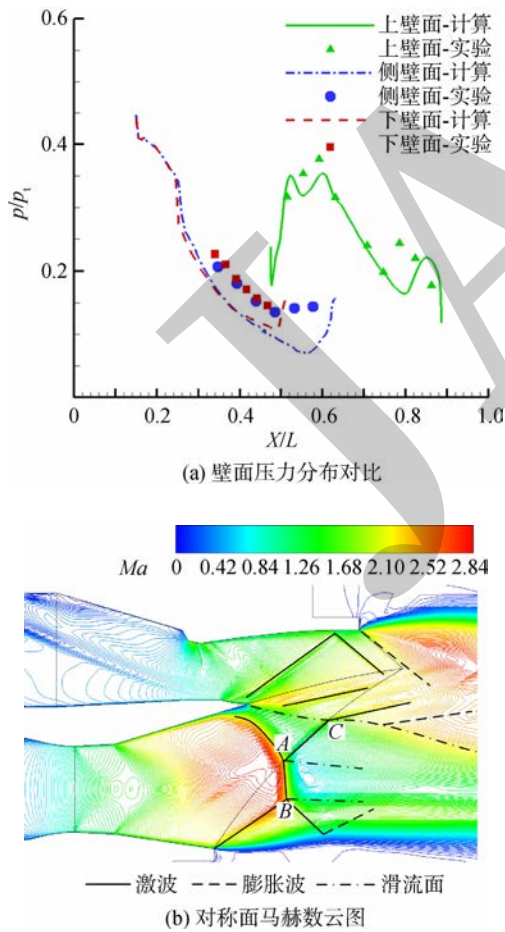
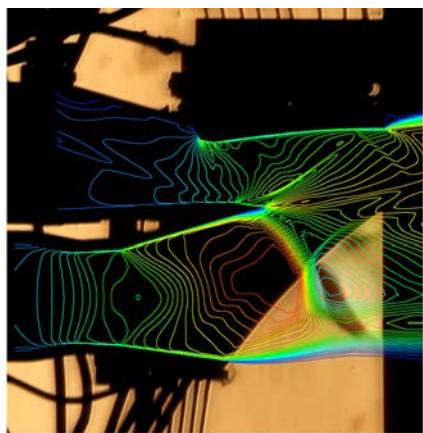


图 12 实验工况点 3 时壁面压力分布对比及对称面马赫数云图

Fig. 12 Comparison of pressure distribution at test point 3 and Mach number contour of CFD result



(a) 实验纹影图



(b) 马赫数云图与纹影图对比

图 13 实验工况点 3 时实验纹影图及其与马赫数云图对比

Fig. 13 Experimental schlieren image at test point 3 and comparison with Mach number contour of CFD result

投影结果,因此对称面的马赫数等值图与纹影图略有不同。

3.3 冲压发动机单独工作状态

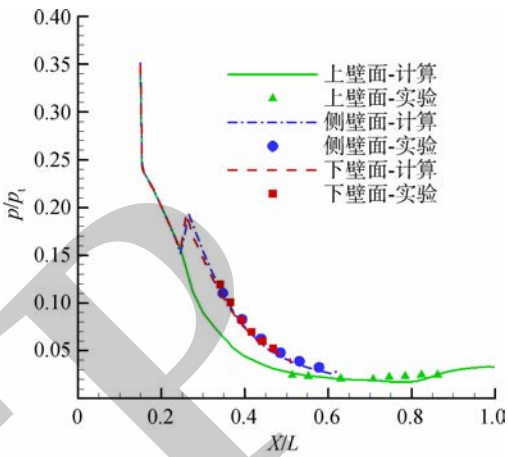
冲压发动机单独工作时,涡喷通道关闭,冲压通道上壁面和下壁面以及侧壁面均分布有压力测点。由于冲压流道圆转矩变截面扩张段采用一体加工方式,上壁面压力下降较快区域无法设置测压点,因此上壁面的测压点全部分布在双通道共用面处。冲压发动机单独工作时,此区域压力变化较小。侧壁面及下壁面的测压点均分布在壁面压力下降趋势明显的区域。

在实验工况点 4,冲压发动机喷管压比为 30。图 14 为实验点工况 4 的数值模拟与实验数据的壁面压力对比及计算所得的对称面马赫数云图。从图中可以看出:在低落压比的冲压单独工作状态时,上壁面、侧壁面及下壁面的壁面压力数据吻合程度良好。以实验数据为基准,此时各壁面压力的相对方均根偏差不高于 6.3%。从马赫数图可知此时的冲压喷管处于轻度过膨胀状态,在上壁面靠近出口处,由于过膨胀产生一道较弱的分离激波,导致波后气流压力略有上升。马赫数等值线图与纹影图对比如图 15 所示,纹影图中激波、滑移层等流场特征与数值模拟马赫数等值线图基本一致,即数值模拟所得流场可以较好地反映出实际流场的流动特性。

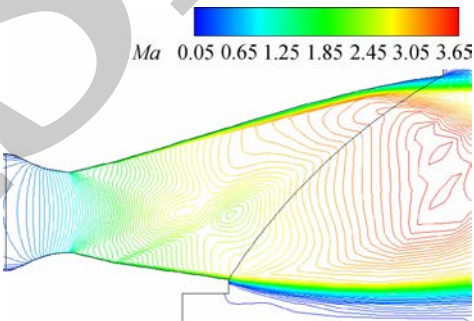
在实验工况点 5,冲压发动机喷管压比升高到 93.17。图 16 为实验工况点 5 的数值模拟结果与实验数据的壁面压力对比及对称面马赫数云图。从图中可以看出,此时各个壁面的压力数据

吻合程度良好。以实验数据为基准,此时各壁面压力的相对方均根偏差不高于 4.7%。图 17 对比了实验纹影与数值模拟得到的马赫数等值线图,数值模拟所得流场较好地反映出实际流场的流动特性。

在冲压单独工作状态的两个实验点中,由于



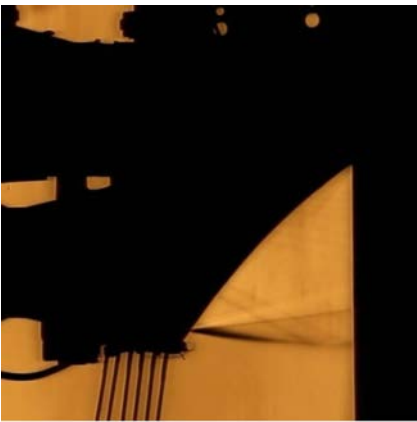
(a) 壁面压力分布对比



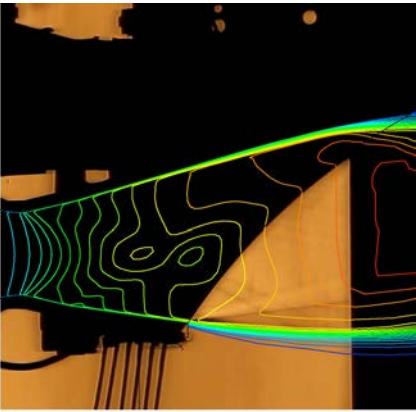
(b) 对称面马赫数云图

图 14 实验工况点 4 时壁面压力分布对比及对称面马赫数云图

Fig. 14 Comparison of pressure distribution at test point 4 and Mach number contour of CFD result



(a) 实验纹影图

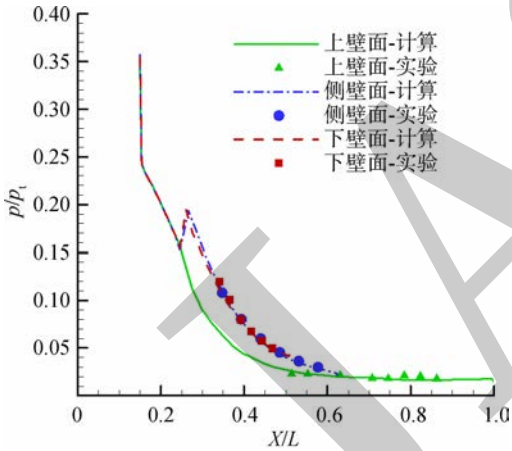


(b) 马赫数云图与纹影图对比

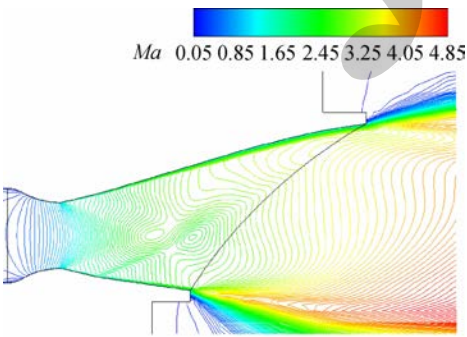


(a) 实验纹影图

图 15 实验工况点 4 时实验纹影图及其与马赫数云图对比
Fig. 15 Experimental schlieren image at test point 4 and comparison with Mach number contour of CFD result

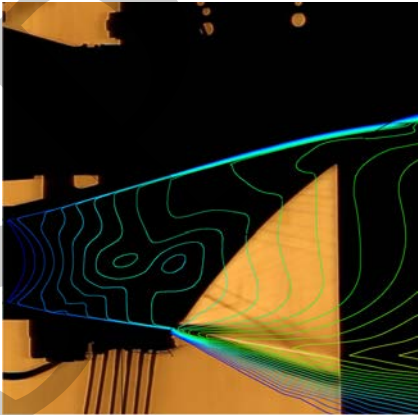


(a) 壁面压力分布对比



(b) 对称面马赫数云图

图 16 实验工况点 5 时壁面压力分布对比及对称面马赫数云图
Fig. 16 Comparison of pressure distribution at test point 5 and Mach number contour of CFD result



(b) 马赫数云图与纹影图对比

图 17 实验工况点 5 时实验纹影图及其与马赫数云图对比

Fig. 17 Experimental schlieren image at test point 5 and comparison with Mach number contour of CFD result

实验点 4 的上壁面压力实验值在出口分离区附近偏高,导致其相对方均根偏差较高,但仍旧低于 10.8%。实验点 5 的侧壁面压力的相对方均根偏差最低,仅为 3.6%。

4 结 论

本文通过密切法实现了几何约束下的三维变截面圆转矩冲压喷管设计,并在此基础上采用转动加滑动共用面的调节方式完成了三维涡喷通道设计与调节,从而实现三维 TBCC 排气系统设计,并对设计结果进行了冷流实验验证。通过本文的研究,主要得出以下结论:

- 1) 本文所采用的并联式三维 TBCC 排气系统设计方法具有可行性。
- 2) 在冲压发动机单独工作状态时,各壁面压力分布的数值计算与实验结果吻合程度较好,所以密切法设计三维冲压发动机喷管具有可行性。

3) 在涡喷发动机单独工作及共同工作状态时,壁面压力分布的数值模拟结果与实验数据的整体趋势基本一致。虽然部分测点的数据对比结果因数值模拟与实验中实际流场结构存在不同而出现了一定偏差,但是基于转动加滑动共用面调节方式的涡喷发动机喷管设计方法仍具有一定可行性。

4) 涡喷发动机喷管的上膨胀面是依托于三维变截面冲压喷管并通过转动加滑动的调节方案而得,仅能进行位置的调整而无法对其型线进行设计,导致喷管内部流场结构较为复杂,因此还需要对影响其位置的几何因素进行参数优化以降低流场结构的复杂性。

5) 三维非对称喷管对加工工艺要求较高,需要保证三维空间曲面任一点的加工精度及各部件的装配精度,否则实际流场将会受到影响。

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[R]. 吉林 延吉:中国航空学会推进系统气动热力学专业第十一届学术交流会,2007.

[2] 刘赵云. 国外 TBCC 组合循环发动机方案及发展浅析[J]. 飞航导弹,2013(7):94-98.

[3] 莫建伟. TBCC 排气系统设计与流场特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.

MO Jianwei. Research on design method and flow characteristics of TBCC exhaust system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)

[4] LI Chao, XU Jinglei, MO Jianwei, et al. Numerical study of the unsteady mode transition process of an over-under TBCC exhaust system[R]. AIAA-2009-5301, 2009.

[5] GUO Shuai, XU Jinglei, MO Jianwei, et al. Fluid-structure interaction study of the splitter plate in a TBCC exhaust system during mode transition phase[J]. Acta Astronautica, 2015, 112: 126-139.

[6] 卢鑫,岳连捷,肖雅彬,等. 超燃冲压发动机喷管流线追踪设计[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 91-96.

LU Xin, YUE Lianjie, XIAO Yabin, et al. Design of scramjet nozzle based on streamline tracing technique[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 91-96. (in Chinese)

[7] BOOTH T E, VILJA J O, CAP D P, et al. The design of linear aerospike thrust cells[R]. AIAA 93-2562, 1993.

[8] 覃粒子,王长辉,刘宇,等. 三维喷管设计[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 500-504.

QIN Lizi, WANG Changhui, LIU Yu, et al. Three dimensional nozzle design[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 500-504. (in Chinese)

[9] 徐大军,陈兵,蔡国飙,等. 高超声速飞行器后体喷管三维构型设计[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 248-254.

XU Dajun, CHEN Bing, CAI Guobiao, et al. Design of three dimensional afterbody/nozzle configuration of air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 248-254. (in Chinese)

[10] 贺旭照,倪鸿礼,周正,等. 吸气式高超声速飞行器三维后体喷管优化设计[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 687-690.

HE Xuzhao, NI Hongli, ZHOU Zheng, et al. 3D afterbody nozzle optimization of air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 687-690. (in Chinese)

[11] 牛彦津,徐惊雷,莫建伟. 带侧向膨胀的三维非对称喷管设计和性能分析[J]. 航空动力学报, 2016, 31(11): 2717-2722.

NIU Yanfeng, XU Jinglei, MO Jianwei. Design and performance analysis of the three-dimensional asymmetric nozzle with lateral expansion [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(11): 2717-2722. (in Chinese)

[12] TAYLOR T M, WIE D V. Performance analysis of hypersonic shape-changing inlets derived from morphing streamline traced flowpaths[J]. AIAA 2008-2635, 2008.

[13] VEEN R V, GENTRY R, HOFFMAN J D. Design of shrouded-plug nozzles for maximum thrust [R]. AIAA Journal, 1974, 12(9): 1193-1197.

[14] 莫建伟,徐惊雷,顾瑞. 基于流线追踪的新型圆转方喷管设计方法研究[R]. 广西 桂林:高超声速专题暨第五届全国高超声速科学技术会议, 2012.

[15] 卢鑫,岳连捷,肖雅彬,等. 超燃冲压发动机三维变截面尾喷管设计[R]. 江苏 无锡:第二届高超声速科技学术会议, 2010.

[16] 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)

[17] 李超. 并联式 TBCC 排气系统的气动设计、性能研究及初步优化[D]. 南京:南京航空航天大学, 2008.

LI Chao. Aerodynamic scheme designing, performance analysis and preliminary optimization of over/under TBCC exhaust system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

[18] MO Jianwei, XU Jinglei, ZHANG Lihuan, et al. The experimental and numerical study of the over-under TBCC exhaust system[R]. AIAA 2011-22324, 2011.

(编辑:李岩梅)