

宽域组合发动机低速段冲压通道阻力特性

邓诗雨, 金志光, 柯玉祥

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要:以双通道涡轮/冲压组合发动机为例,在不影响涡轮通道工作状况条件下,研究了低速段冲压通道富余气流处理方式对发动机阻力特性影响。采用动量定理与壁面积分两种方法对比了冲压通道开启与关闭两种方案下发动机总体受力情况,提出了一种冲压通道冷态尾喷管节流减阻措施。研究表明:两种受力分析方法结果一致,均能准确评估发动机受力;相比于冲压通道关闭、气流高速绕过发动机的情况,冲压通道开启状态下,进气道溢流阻力小,即富余高速气流经冲压通道减速后,直接排出发动机所产生的阻力更低,且来流马赫数越低,两种方案的阻力差距越大;此外,合理控制冲压通道下游尾喷管喉道面积,降低冲压通道内的流速对发动机总体有明显减阻效果, $Ma_{\infty}=0.8, 1.0$ 时减阻最为明显,最高减阻 54.0%。

关键词:组合循环发动机;低马赫数;阻力特性分析;变几何;数值仿真;减阻

中图分类号:V431-34 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2022)06-0044-08

Drag characteristics of ramjet channel of combined cycle engine at low speeds

DENG Shiyu, JIN Zhiguang, KE Yuxiang

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

Abstract: The effect of excess flow on drag characteristics of turbine based combined cycle engine was studied at low speeds, when the working conditions of the turbine channel were not affected. Both momentum theorem and wall force integral method were adopted to analyze the overall forces of an engine. By comparing the schemes of opening and closing ramjet channel, a drag reduction approach by adjusting the ramjet nozzle throat area in cold state was presented. The study indicates that the two analytical methods have consistent results, evaluating the force of engine accurately. The spillage drag is lower when the ramjet channel keeps open than closed. The drag will be further reduced when the high-speed surplus air was decelerated passing through ramjet channel, and the drag disparity between two schemes becomes greater when the incoming Mach number decreases. In addition, there are also significant drag reduction effect by controlling the downstream nozzle throat area and slowing down the air speed in ramjet channel. A maximum drag reduction of 54% was achieved at freestream Mach number 0.8 and 1.0.

Keywords: combined cycle engine; low Mach number; drag characteristics analysis; variable geometry; numerical simulation; drag reduction

收稿日期:2022-03-29;修回日期:2022-06-08

基金项目:1912 项目

作者简介:邓诗雨(1998—),男,硕士,研究领域为内流气体动力学。

0 引言

随着高超声速飞行器工作范围不断拓宽,传统单一发动机难以同时满足工作范围广、宽域加速性能好、经济性高等需求,将各种发动机相互组合,能确保在飞行器从地面零速起飞至临近空间再水平着陆的飞行阶段中,推进系统始终能提供动力保障。常见的组合循环发动机包括涡轮基组合循环(turbine based combined cycle, TBCC)发动机^[1]、火箭基组合循环(rocket based combined cycle, RBCC)发动机^[2]、空气涡轮火箭(air turbo rocket, ATR)组合循环发动机^[3]和液化空气循环火箭(liquefied air cycle engine, LACE)等^[4-5]。除此之外,还形成了以协同吸气式火箭发动机(synergistic air-breathing rocket engine, SABRE)^[6]、三通道组合循环动力系统(trijet)等为代表的组合发动机。其中,预冷类组合循环发动机以其宽飞行马赫数范围、高推重比和可重复使用等优点受到了各国研究者的青睐^[7]。例如日本开展 ATREX(air-turbo ramjet engine) 研究计划^[8]、英国提出的佩刀发动机 SABRE 以及国内提出的 PATR(pre-cooling air turbo rocket) 发动机^[9-11]。国内的 PATR 发动机通过进气道内布置的换热器对来流空气进行预冷,拓宽涡轮发动机的工作范围,一定程度上规避了“推力陷阱”现象,解决了高马赫数飞行条件下涡轮发动机成为“死重”的问题。

组合循环发动机进气道在设计时采用变几何技术可选择冲压/涡轮发动机交替工作,在低马赫数飞行状态下发动机面临着进气道冲压通道增压效果差、冲压燃烧室无法正常工作的问題。部分型号发动机选择直接关闭冲压通道的进气道调节方案,如 X43-B 飞行器的 TBCC 发动机^[12]、SR-72 飞行器发动机^[13]、猎鹰组合循环发动机(FaCET)^[14]等。同时也存在低马赫数飞行条件不关闭冲压通道的

解决方案,如 20 世纪 80 年代美国航空航天局和洛克希德马丁公司联合研制的一款马赫数 0~5 组合发动机^[15-16],此款发动机起飞状态时冲压通道不工作但是斜板打开,通过这种方式降低阻力^[17];另一款为 NASA 设计的 7 Ma 双流路高超声速二元进气系统^[18],此进气道冲压通道从起飞状态开始一直为冷态工作,直至冲压燃烧室达到燃烧条件才进行点火操作,此方案意在减小低马赫数飞行阻力。由于在气流以冷态形式通过冲压发动机和以溢流形式从发动机外部绕流两种情况下,发动机整体受力大小有所不同,因此对组合发动机低马赫数条件下涡轮通道所需流量以外富余气流走向问题进行分析。

本文针对组合发动机低马赫数飞行条件下富余气流走向问题进行研究,采用两种受力分析方式对不同富余气流处理方式下发动机总受力进行评估比较,对比两种状态下进气道性能变化,提出一种通过冲压通道下游节流(调节喷管喉道大小)的变几何方式以减小发动机所受总阻力。

1 发动机进气道设计及低马赫数下气流走向

1.1 进气道气动型面设计

本文所研究的组合发动机进气道在来流马赫数为 2 时,具体设计尺寸如图 1 所示。设计唇口捕获高度与分流板前缘点高度保持一致,其目的在于能满足 $Ma_\infty = 5$ 工况下进气道捕获面积保持不变的前提下实现冲压通道的完全关闭。中心锥外压缩段采用曲面压缩设计,与常规曲面压缩不同的是此模型采用外凸型曲面压缩方式。在相同外压缩段压缩程度下,这种设计一方面能够增大头锥激波波后气流方向角,减弱低来流马赫数时的唇口处气流膨胀程度;另一方面能够减弱低来流马赫数时唇口后续激波在中心锥上的反射激波强度,防止反射激波脱体。

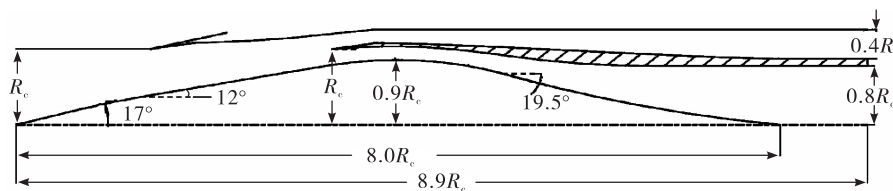


图 1 $Ma_\infty = 2.0$ 状态气动型面

Fig. 1 Aerodynamic configuration of $Ma_\infty = 2.0$

外压段由半锥角 17° 直线段、外凸曲线段和半锥角 12° 直线段这 3 段构成。为减小气流在涡轮通道扩张段的总压损失,同时提升涡轮通道的抗反压能力,中心锥后锥面采用缓后锥角设计,涡轮通道扩张趋势为先缓后急,最终选取后锥角起始角度为 19.5° 。

1.2 进气道宽范围调节方案

组合发动机的宽速域工作特性使得进气道需要相应的变几何技术来满足宽马赫数范围($Ma_\infty = 0 \sim 5$)高流量捕获需求,但由于本组合发动机轴对称进气道的结构特殊性,无法通过转动机构实现变几何操作,于是采用中心锥和唇罩协调水平移动、分流板保持不动的方法进行高/低马赫宽范围调节,图 2 为进气道变几何调节方案示意简图。中心锥锥面与分流板内壁面形成先收缩后扩张的涡轮

流道,唇罩内壁面与分流板外壁面形成先收缩后扩张的冲压通道。涡轮通道内收缩段较长,喉道位置较为靠后。冲压通道内收缩段较短,喉道位置较为靠前。随着来流马赫数升高,中心锥缓慢后移,唇罩快速后移,冲压/涡轮通道喉道面积均逐渐减小,压缩量持续上升,这有利于保证高马赫数下进气道性能。 $Ma_\infty = 0 \sim 2$ 为低马赫数工作范围,此过程中进气道构型保持不变,由涡喷发动机为飞行器提供动力,当飞行马赫数到达 2 时,涡轮通道扩张段内换热器将高温来流预冷至合适温度,同时冲压燃烧室开始点火工作为飞行器提供额外推力,当飞行速度达到 $5 Ma$ 时冲压通道关闭,冲压发动机不工作,发动机仅由涡喷发动机提供动力。

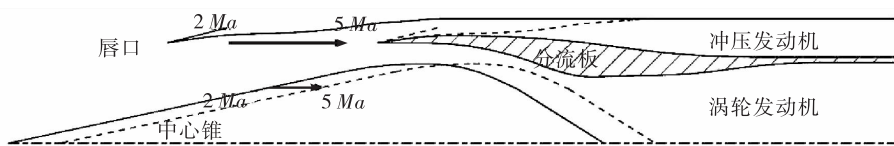


图 2 变几何调节原理

Fig. 2 Principle of variable geometry

1.3 低马赫数进气道富余气流走向

低马赫数来流情况下($Ma_\infty = 0 \sim 2$)冲压发动机无法正常工作,进气道理论捕获气流除提供涡轮发动机正常工作所需流量外富余的气流面临两种走向:

1) 气流首先被进气道捕获进入内流道,并以冷态形式流经冲压燃烧室最终由尾喷管排出发动机,整个过程中冲压通道处于开启状态,进气道构型保持不变;

2) 气流不被进气道捕获以溢流形式绕流过发动机,此过程中唇罩与分流板贴合,冲压通道处于关闭状态。通过数值仿真结果可对比两种模型下发动机总体所受阻力大小。

本文发动机为宽范围组合循环发动机,发动机喷管为几何可调部件,可以通过改变喷管喉道大小来改变排气速度以适应不同高度的飞行需求。现提出一种下游尾喷管节流以减小冲压通道内阻力的减阻措施,即通过减小尾喷管喉道面积以提高冲压燃烧室内压力的变几何方式,将扩张段内结尾正激波前推至冲压通道喉道处,使进气道处于临界状态。

2 数值模拟方法

本文对低来流马赫数下工作的进气道利用商

业软件 FLUENT 进行了数值模拟。考虑湍流模型要求,划分网格时,对附面层近壁面和激波的附近采取局部加密。模型近壁面第 1 层网格高度均设置为 0.1 mm ,网格加密比率为 1.2,保证壁面 y^+ 在 30 以内,壁面采用绝热无滑移壁面条件,网格单元总数约为 1.5×10^5 。来流假设为理想气体,分子黏性系数采用 Sutherland 公式计算,采用密度基的 RNG $k-\epsilon$ 模型,对流项二阶迎风格式离散。计算过程中,监测方程残差及质量流量,当各残差下降到 10^{-3} 以下且进出口流量守恒时认为计算收敛。图 3 的边界条件采用绝热无滑移壁面条件、压力远场和压力出口,近壁面网络加密趋势如图 4 所示。 $Ma_\infty = 0.5 \sim 2.0$ 来流条件见表 1。

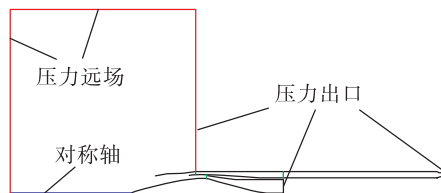


图 3 CFD 计算域

Fig. 3 Computational domain

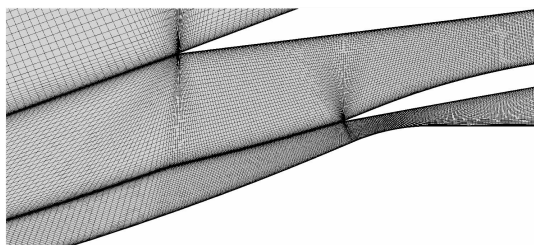


图 4 近壁面网格加密示意图

Fig. 4 The densed near-wall meshes

针对研究过程中所采用的计算方法及湍流模型,通过一种轴对称进气道模型^[19](如图 5 所示)的实验数据进行对比分析,数值计算与实验结果的中心锥沿程压力分布如图 6 所示,两者吻合较好,表明所选数值计算方法可行。

表 1 计算来流条件

Tab. 1 Free stream condition of numerical simulation

Ma_∞	h/km	T_0/K	p_0/kPa
0.5	0.0	288.2	101.325
0.8	3.5	265.4	65.780
1.0	3.5	265.4	65.780
1.5	9.7	225.2	27.735
2.0	13.3	216.7	15.817

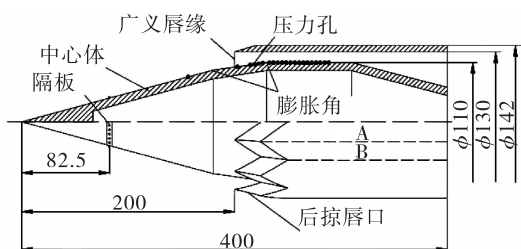


图 5 轴对称进气道模型(单位:in)

Fig. 5 Model of an axisymmetric inlet(unit: in)

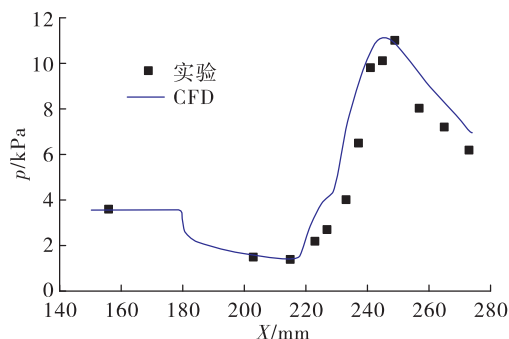


图 6 数值计算与实验结果对比

Fig. 6 Comparison between numerical and experimental results

针对网格划分方法,通过等比例调整全局节 1.4×10^5 、 1.7×10^5 和 2.0×10^5 等 5 套网格并进行数值模拟,计算完成后通过对比进气道喉道总压恢复系数可以发现,当总网格量达到 1.4×10^5 之后,进气道喉道总压恢复系数基本不变,考虑到在不同工况条件下,仿真模型有一定变化,选择 1.5×10^5 的网格量进行数值计算比较合适。在不同网格量条件下,数值计算模型的喉道总压恢复系数变化如图 7 所示。

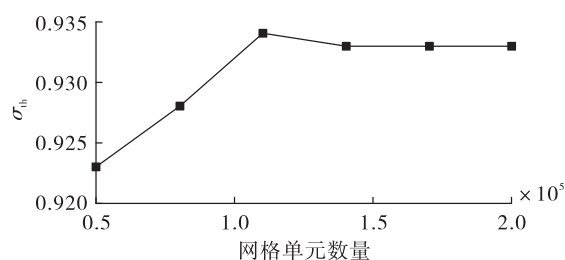


图 7 喉道总压恢复系数随总网格量变化规律

Fig. 7 The relationship between total pressure recovery coefficient and mesh quantity

3 计算结果及数据分析

3.1 冲压通道开启/关闭发动机受力分析

不同来流马赫数、冲压通道开启/关闭两种状态下,发动机内外流场结构如图 8 所示,工况 1 对应开启冲压通道状态,工况 2 对应关闭冲压通道状态,两种状况下均保证涡轮通道进气道处于临界状态,涡轮通道出口截面压比 π 、马赫数 Ma 、总压恢复系数 σ 等性能参数对比如图 9 所示。对比分析发现,在相同来流马赫数条件下,冲压通道开启/关闭对涡轮通道流量及出口气动性能影响差距较小,涡轮通道出口压比基本一致,出口马赫数差距相对较大,最大相对差值为 9.52%,出口总压恢复系数在 $Ma_\infty = 2.0$ 时相差最大,最大相对差值为 2.32%。因此可以认为两种情况下涡轮发动机均处于同一工作状态。

为评估发动机总受力大小可从动量定理分析法及壁面积分法两种不同的方法进行计算^[20]。

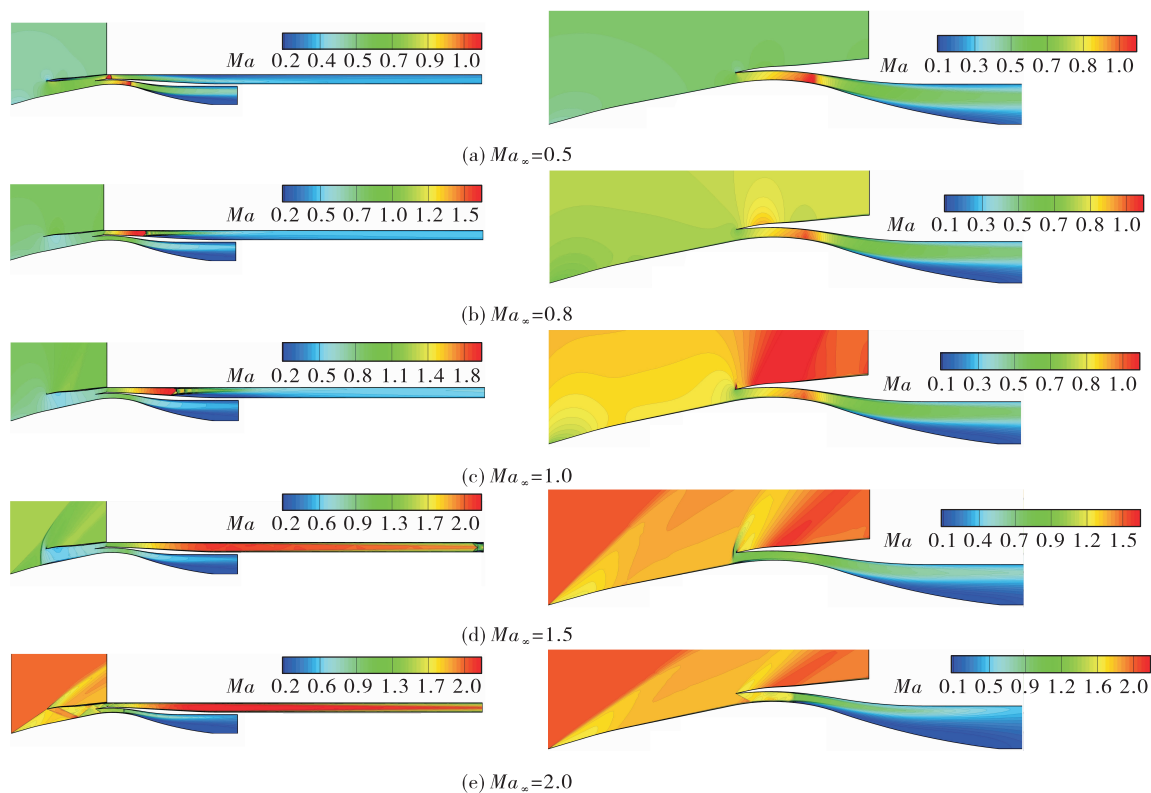


图 8 冲压通道开启/关闭状态下进气道流场图(左:工况1;右:工况2)

Fig. 8 Mach number contours of 2 cases at different free stream Mach number (left: case 1; right: case 2)

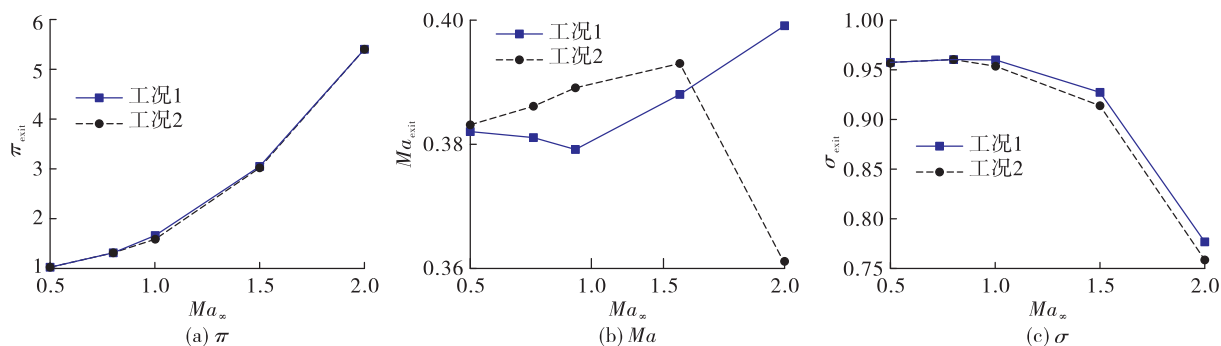


图 9 冲压通道开启/关闭状态下涡轮通道出口性能参数对比

Fig. 9 Comparison of turbine channel exit performance under different conditions

3.1.1 动量定理分析法

如图 10 所示,取整个发动机为控制体,进气道捕获面积为 A_c ,面 1~5 分别表示中心锥表面、分流板内表面、分流板外表面、唇罩内表面、唇罩外表面,由发动机推力计算公式可得发动机净推力为所有出口富余冲量与入口富余冲量之差减去外罩阻力及附加阻力^[21]。

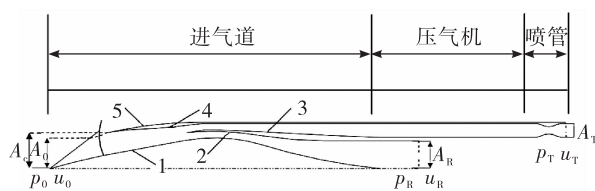


图 10 发动机流管控制体

Fig. 10 Stream control volume of engine

根据流管控制体选取范围,发动机所受总力

$$F_{\text{total}} = (\dot{m}_R u_R + p_R A_R + \dot{m}_T u_T + p_T A_T) - (\dot{m}_0 u_0 + p_0 A_0) - F_{\text{add}} - F_5 \quad (1)$$

溢流阻力为

$$F_{\text{total}} = \int_a^c p dA \quad (2)$$

外罩阻力为

$$F_5 = \int_5 p dA + \int_5 f dA \quad (3)$$

式中: \dot{m}_R 为冲压通道出口流量, kg/s; u_R 为冲压通道出口速度在 x 方向投影大小; p_R 为冲压通道出口处压力; A_R 为冲压通道出口处面积。同理, 涡轮通道出口参数用 \dot{m}_T 、 u_T 、 p_T 、 A_T 表示, 远前方来流参数用 \dot{m}_0 、 u_0 、 p_0 、 A_0 表示。

3.1.2 壁面积分法

根据仿真结果提取各部件壁面, 利用积分方式求得所有受力, 即

$$F_{\text{total}} = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 + F_5 = (\int_1 p dA + \int_1 f dA) + (\int_2 p dA + \int_2 f dA) + (\int_3 p dA + \int_3 f dA) + (\int_4 p dA + \int_4 f dA) + (\int_5 p dA + \int_5 f dA) \quad (4)$$

式中 F_1 、 F_2 、 F_3 、 F_4 、 F_5 分别为气流作用在 1~5 面上压力与摩擦力在 x 方向投影之和。

选取冲压通道开启状态仿真流场进行发动机受力分析, 根据两种推力分析方法分别计算出发动机总受力值, 对比计算结果如表 2 所示。

表 2 两种受力分析方式计算结果对比

Tab. 2 Comparison of two force analyses

Ma_∞	$F_{\text{total}}/\text{N}$		相对误差/%
	动量定理法	壁面积分法	
0.5	27 823	27 594	0.83
0.8	22 231	22 094	0.62
1.0	24 992	24 952	0.16
1.5	9 991	10 117	1.25
2.0	-753	-765	1.57

由表 2 中数据可知 $Ma_\infty = 2.0$ 时发动机总受力为负值, 即受力方向与流向反向, 表现为推力, 其余马赫数下发动机总受力为阻力, 由动量定理分析法及壁面积分法得到的发动机总受力相对误差均低于 2%, 表明两种分析方式均能准确计算发动机受力

情况。将发动机总受力值无量纲化, 定义总受力系数 C 为

$$C = \frac{F_{\text{total}}}{\frac{1}{2} \rho_0 v_0^2 A_c} \quad (5)$$

式中: $\frac{1}{2} \rho_0 v_0^2$ 为来流动压; A_c 为进气道唇口捕获面积。

不同来流马赫数下, 两种状态的发动机受力系数对比如图 11 所示, 从图中可以看出, 冲压通道开启时发动机所受阻力比关闭状态小, 且来流马赫数越低冲压通道关闭前后阻力系数变化越大。主要原因为当气流在不同来流马赫数条件下以冷态流经冲压发动机时, 相比于冲压通道外壁面所受压差阻力, 冲压通道内阻力对发动机总受力的贡献更小。

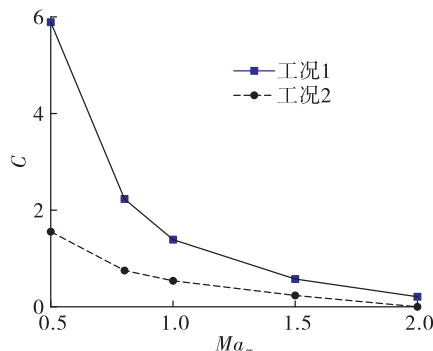


图 11 开启/关闭冲压通道发动机受力系数对比

Fig. 11 Force coefficient of 2 cases at different free stream Mach number

3.2 冲压通道下游节流前后发动机受力分析

当气流在不同来流马赫数条件下以冷态流经冲压发动机且冲压通道喷管出口无节流作用时, 冲压通道喉道处气流速度为声速/超声速, 气流在冲压通道下游扩张段继续膨胀减压加速形成一定的超声速区域, 然后经过一道正激波增压至进气道出口压力大小, 气流速度降为亚声速, 此时冲压通道内阻力主要由收缩段压差阻力、扩张段及等直段摩擦阻力组成。通过调节冲压通道下游尾喷管喉道大小直至进气道处于临界状态, 此时进气道下游扩张段内压力升高, 结尾正激波前移, 超声速区域消失, 摩擦阻力减小。不同来流马赫数下对应流场如图 12 所示, 各工况下对应喷管喉道面积如表 3 所示。

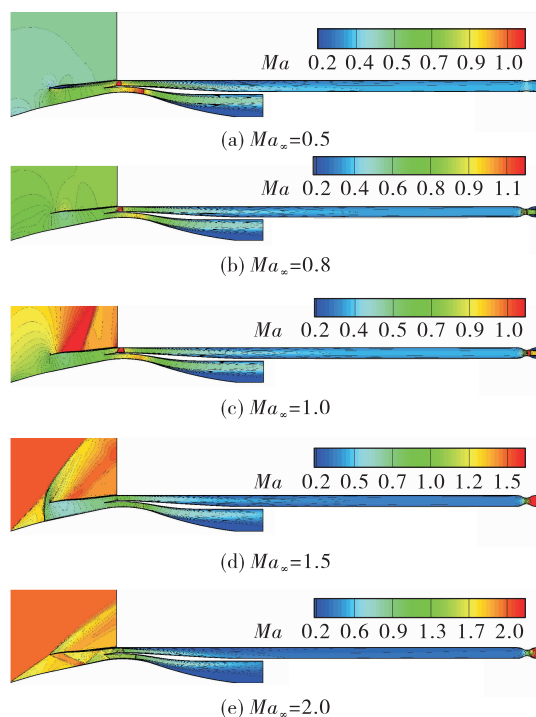


图 12 冲压通道下游节流流场

Fig. 12 Flow fields of ramjet channel at different free stream Mach number

表 3 不同来流马赫数下喷管喉道面积

Tab. 3 Nozzle throat area at different free stream Mach number

Ma_∞	喷管喉道面积/ m^2
0.5	0.703 299
0.8	0.425 851
1.0	0.425 851
1.5	0.422 842
2.0	0.418 327

图 13 所示为喷管节流前后发动机受力对比,图中工况 2 对应喷管无节流作用的发动机,工况 3 对应喷管有节流作用的发动机,由图中趋势可以看出 $Ma_\infty = 0.5$ 时,两种方案所受阻力几乎相同,其原因是此来流马赫数下喷管喉道未调节前进气道冲压通道已接近临界状态,较小的喉道面积变化对内阻力影响较小; $Ma_\infty = 0.8, 1.0$ 时减阻效果较为明显,最高减阻 54.0%; $Ma_\infty = 1.5, 2.0$ 时尾喷管节流后有一定减阻效果,虽然冲压通道下游扩张段内超声速区域消失,摩擦阻力减小,但由于喷管喉道面积较小,冲压燃烧室内压力较高,喷管收缩段所受压

差阻力较大,导致发动机整体受力变化不明显。

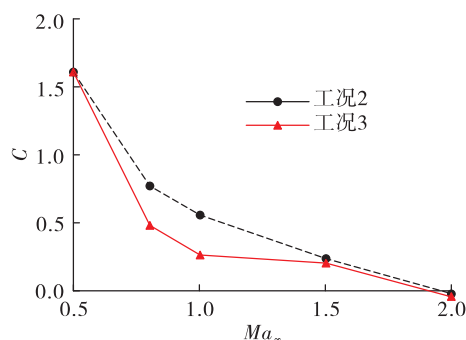


图 13 冲压通道下游节流前后受力对比

Fig. 13 Force coefficient of downstream throttling at different free stream Mach number

4 结论

针对组合发动机低马赫数工况冲压燃烧室无法点火工作情况下富余气流是否冷态通过冲压发动机问题,开展了冲压通道开启/关闭两种方案下发动机总体受力对比分析研究,同时提出了一种冲压通道尾喷管节流减阻措施,结果表明:

1) 采用动量定理法及壁面积分法分别计算发动机总体受力情况,不同来流马赫数下两种分析方式计算结果误差较小,最大相对误差仅为 1.57%;

2) 针对本文的研究条件,在低马赫数来流条件下,冲压通道开启/关闭两种方案下,发动机涡轮通道临界状态性能总体差距不大,冲压通道开启方案相比关闭方案发动机总体所受阻力更小,且来流马赫数越低两种方案阻力系数相差越大;

3) 针对本文所研究的情况,冲压通道开启、气流冷态流过冲压发动机时,通过冲压通道下游节流方式(减小尾喷管喉道面积大小)降低扩张段及等直段内气流流速,减小沿摩擦阻力,从而降低冲压通道所受总阻力;此方法在各马赫数下均有一定减阻效果, $Ma_\infty = 0.8, 1.0$ 时减阻效果较为明显,最高减阻 54.0%。

参考文献:

- [1] 梅东牧,林鹏,王战. 吸气式空天飞机对 TBCC 动力的需求分析[J]. 燃气涡轮试验与研究,2013,26(6):12-14.
- [2] CHOJNACKI K, HAWK C. An assessment of the rocket-

- based combined cycle propulsion system for earth-to-orbit transportation [C]//29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1993.
- [3] 吕翔,何国强,刘佩进. RBCC 飞行器爬升段轨迹设计方法[J]. 航空学报, 2010, 31(7): 1331-1337.
- [4] VARVILL R, BOND A. A comparison of propulsion concepts for SSTO reusable launchers [J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2003, 56: 108-117.
- [5] OIKE M, KAMIJO K, TANAKA D, et al. LACE for rocket-based combined-cycle [C]//37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1999.
- [6] VARVILL R, BOND A. The SKYLON spaceplane: Progress to realisation [J]. JBIS, 2008, 61: 412-418.
- [7] 张韬. 预冷压缩吸气式发动机系统方案设计与分析[D]. 长沙: 国防科技大学, 2017.
- [8] TANATUSGU N, SATO T, NARUO Y, et al. Development study on ATREX engine [J]. Acta Astronautica, 1997, 40(2/3/4/5/6/7/8): 165-170.
- [9] 张蒙正, 南向谊, 刘典多. 预冷空气涡轮火箭组合动力系统原理与实现途径[J]. 火箭推进, 2016, 42(1): 6-12.
- ZHANG M Z, NAN X Y, LIU D D. Principles and realizing ways of combined power system for pre-cooling air turbo rocket [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(1): 6-12.
- [10] 张蒙正, 刘典多, 马海波, 等. PATR 发动机关键技术与性能提升途径初探 [J]. 推进技术, 2018, 39(9): 1921-1927.
- [11] 朱岩, 马元, 张蒙正. 预冷空气涡轮火箭发动机氮循环系统的参数特性 [J]. 航空动力学报, 2018, 33(8): 2016-2024.
- [12] SNYDER L, ESCHER D, DEFRANCESCO R, et al. Turbine based combination cycle (TBCC) propulsion subsystem integration [C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2004.
- [13] 姚源, 陈萱. 美国发布 SR-72 高超声速飞机概念 [J]. 中国航天, 2013(12): 39-41.
- [14] MAMPLATA C, TANG M. Technical approach to turbine-based combined cycle: Facet [C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [15] FERNANDEZ R, REDDY D, BENSON T, et al. Design issues for turbine-based and rocket-based combined cycle propulsion system inlets [C]//34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1998.
- [16] WEIR L, REDDY D R, RUPP G. Mach 5 inlet CFD and experimental results [C]//25th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1989.
- [17] 全福旭. TBCC 组合发动机仿真模型的结构化建模及性能分析 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
- [18] SANDERS B W, WEIR L J. Aerodynamic design of a dual-flow Mach 7 hypersonic inlet system for a turbine-based combined-cycle hypersonic propulsion system [R]. 2008-215214.
- [19] FAN X Q, LI H, JIA D, et al. Experimental investigation on forced boundary-layer transition of axisymmetric inlet and numerical verification [J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(5): 1544-1549.
- [20] 李建平, 宋文艳, 郑亚明, 等. 超燃冲压发动机一体化设计及数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 911-917.
- [21] NICOLAI L, CARICHNER G E. Fundamentals of aircraft and airship design (volume 1): aircraft design [Z]. 2010.