

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.04.002

## 混合并联 TBCC 动力的冲压流道 跨声速流动及阻力特性

李宪开<sup>1,2</sup>, 张志雨<sup>2</sup>, 何淼生<sup>3</sup>, 缪俊杰<sup>2</sup>, 柳 军<sup>1</sup>

(1. 国防科技大学空天科学学院, 长沙 410073; 2. 沈阳飞机设计研究所扬州协同创新研究院有限公司, 扬州 225000; 3. 上海交通大学航空航天学院高超声速创新技术研究实验室, 上海 200240)

**摘要:** 为了探究跨声速飞行工况下混合并联涡轮基组合循环 (Turbo based combine cycle, TBCC) 动力的冲压流道在冷通气状态下的流动及阻力特性, 构建了一个巡航马赫数为 4.0、基于混合并联 TBCC 动力的高马赫数飞机模型, 通过三维定常数值模拟方法研究了其在  $Ma_\infty=0.7\sim 1.6$ ,  $H_\infty=11$  km 飞行环境下飞机-发动机内/外流动及其耦合特征。计算结果表明: 跨声速状态下, 冲压进气道入口处气流增压后的静压达到了自由来流滞止压力的 85%~90%, 气流接近于滞止状态, 说明组合进气道存在强烈的节流效应, 且冲压通道的喉道是组合进气道节流效应的主要贡献者; 冲压发动机尾喷管的排气流动同时受到飞机绕流及涡轮通道排气系统等多方面的干扰, 且涡轮通道排气射流对冲压发动机尾喷管气流本身就存在膨胀压缩及排气引射等多种干扰机制。阻力分析表明, 压差阻力系数高出内表面摩擦阻力系数 2 个数量级, 是跨声速状态下冲压流道阻力的主要来源; 亚声速状态下, 进气道阻力占比达到了 60%~80%, 是冲压流道的主要阻力部件, 而  $Ma_\infty>1.0$  超声速状态下, 进气道阻力占比随飞行马赫数的增大而逐步减小, 尾喷管的阻力则快速增长, 阻力贡献逐渐向尾喷管转移, 两者趋于接近。

**关键词:** 高马赫数飞机; 混合并联 TBCC; 飞机/发动机一体化; 跨声速; 阻力

**中图分类号:** V434 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2022)04-0552-12

## On Flow and Drag Characteristics of Hybrid Over-Under TBCC Ramjet Channel in Transonic Flight Conditions

LI Xiankai<sup>1,2</sup>, ZHANG Zhiyu<sup>2</sup>, HE Miaosheng<sup>3</sup>, MIAO Junjie<sup>2</sup>, LIU Jun<sup>1</sup>

(1. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China; 2. Yangzhou Collaborative Innovation Research Institute Co., Ltd., Shenyang Aircraft Design Institute, Yangzhou 225000, China; 3. Hypersonic Innovation Technology Research Laboratory, College of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

**Abstract:** To investigate the flow and drag characteristics of the ramjet flowpath of a hybrid over-under turbo-based combine cycle (TBCC), TBCC engine under transonic flight conditions, a high-Mach aircraft model with a cruise Mach number of 4.0 based on hybrid over-under TBCC engine was designed, and its performance in  $Ma_\infty=0.7\sim 1.6$ ,  $H_\infty=11$  km to simulate the aircraft-engine internal/external flow and its coupling characteristics in the flight environment. The results show that in the whole transonic state, the static pressure of the air pressurized at the inlet of the ramjet inlet reaches 85%—90% of the free flow stagnation pressure, and the air flow is close to the stagnation state, indicating that there is a strong throttling flow effect in the combined inlet, and the throat of the ramjet flowpath is the main contributor to the throttling effect of

**基金项目:** 航空科学基金(2019ZA0Z9001)。

**收稿日期:** 2022-06-10; **修订日期:** 2022-07-10

**通信作者:** 张志雨, 男, 工程师, E-mail: zhiyu@mail.ustc.edu.cn。

**引用格式:** 李宪开, 张志雨, 何淼生, 等. 混合并联 TBCC 动力的冲压流道跨声速流动及阻力特性[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(4): 552-563. LI Xiankai, ZHANG Zhiyu, HE Miaosheng, et al. On flow and drag characteristics of hybrid over-under TBCC ramjet channel in transonic flight conditions[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(4): 552-563.

the combined inlet port. The exhaust flow of the ramjet tail nozzle is simultaneously interfered by the aircraft bypass flow and the exhaust system of the turbine channel, and the turbine channel exhaust jet has various interference mechanisms such as expansion compression and exhaust injection to the airflow of the ramjet tail nozzle itself. The drag analysis shows that the differential-pressure drag coefficient is two orders of magnitude higher than the friction drag coefficient of the inner surface, which is the main source of the drag of the ramjet engine under the transonic state. In the subsonic state, the inlet port drag accounts for 60%—80%, which is the main drag component of the ramjet engine, in the  $Ma_\infty > 1.0$  supersonic state, the inlet port drag ratio decreases with the flight Mach number and decreasing gradually, and the drag of the tail nozzle increases rapidly, indicating that the drag contribution gradually shifts to the tail nozzle, and the two tend to approach.

**Key words:** hypersonic aircraft; hybrid over-under TBCC; integration of aircraft and engine; transonic; drag

涡轮基冲压组合循环(Turbine based combined cycle, TBCC)发动机因具备可水平起降<sup>[1]</sup>、不需携带氧化剂<sup>[2-3]</sup>等优势,成为下一代高马赫数飞机重点发展的动力装置之一。目前,巡航马赫数为4.0一级的TBCC动力装置一般采用涡轮发动机和亚燃冲压发动机串联或者并联的方式实现宽范围工作。由于现役亚燃冲压发动机工作下限( $Ma_\infty = 1.8 \sim 2.0$ )问题<sup>[4]</sup>,并联TBCC在跨声速区间飞行时,只能由涡轮发动机提供飞行所需动力,而亚燃冲压发动机处于冷通流状态,无法提供足够的推力来克服机体和冲压发动机自身所承受的阻力,初步分析表明<sup>[5]</sup>,如果采用并联TBCC形式,在跨声速区间冲压流道的冷通气内阻占到了全机零升阻力的1/5,导致飞机爬升阶段的耗油率大幅增加、航程减少<sup>[4]</sup>。因此,在充分认知冲压流道跨声速流动特性基础上,深入研究并获得发动机冷通气的内阻的产生来源,明确减阻方向,对进一步改善高马赫数飞机跨声速气动特性,有效缓解“推阻矛盾”具有重要意义。

目前,国内、外针对TBCC组合发动机的研究主要集中于发动机总体以及变几何进气道<sup>[6]</sup>和排气系统<sup>[7]</sup>等部件方面。Sanders等<sup>[8]</sup>提出了多铰链双通道的二元变几何TBCC进气道,其工作马赫数范围为 $Ma_\infty = 0 \sim 7$ ,两个流道可以为涡喷发动机和冲压发动机分别提供流量。其通过旋转唇罩,改变双通道的流通面积,实现飞行器在马赫数4.0的转级,其中在低来流马赫数下,冲压通道部分开启以减小阻力。鲁世杰等<sup>[9]</sup>设计了一个轴对称变几何进气道,研究了其在 $Ma_\infty = 1.1$ 时不同中心体调节位置下的流场特征和气动性能,获得了其口部和泄流腔内流动特性、节流特性以及气动性能,并指出了当前设计状态下的进气道最佳内收缩比约为1.05。黄庆平<sup>[10]</sup>以 $Ma_\infty = 2.0$ 为设计点给出了二元变几何进气道设计的一般方法,并针对来流马赫数跨声速变化下的进气道流场和性能进行了分析,研究表明,流量系数在声速点以前和低亚声速范围变

化趋势一致,随着来流马赫数的增大,气流在进气道前方汇聚作用减弱,预入流管收缩比减小,在声速点以后,随着来流马赫数增大,激波角减小,因而流量系数增加,进气道总压恢复系数变化则主要是因为来流马赫数逐渐接近进气道出口马赫数过程中,进气道内通道的膨胀作用减弱,而来流马赫数越过超声速点,脱体激波的存在使得进气道总压恢复系数出现急剧的下降。Hintz等<sup>[11]</sup>在 $Ma_\infty = 0 \sim 7$ 组合循环动力系统设计中面临的挑战论述中,特别强调了低马赫数下尾喷管排气所面临的高度过膨胀问题。莫建伟等<sup>[12-13]</sup>对TBCC排气系统在整个飞行包线范围内典型状态点流场进行了数值模拟和实验研究,发现冲压发动机流道单独工作时尾喷管亚、跨声速性能较差,轴向推力系数处于包线最低值(小于0.6),是制约高效飞行的重要因素之一。牛彦洋等<sup>[14]</sup>针对飞行范围为 $Ma_\infty = 0 \sim 4.0$ 的并联TBCC组合排气系统研究表明,跨声速飞行工况下,涡喷单独工作时,由于涡轮通道下壁面较短,此处气流处于严重欠膨胀状态,在冲压通道上壁面出口处造成高压环境,故而冲压通道出现较大面积的气流分离。另外,对涡轮辅助火箭增强冲压组合循环发动机(Turbo-aided rocket-augmented ramjet combined cycle engine, TRRE)<sup>[15]</sup>以及RBCC发动机(Rocket-based combined cycle engine)<sup>[16-17]</sup>宽域冲压流道在低马赫数阶段的进气流场及流量捕获特性也开展了一定的探索和分析。

另外,针对冲压流道阻力特性的研究也主要集中在(高)超声速进气道方面<sup>[18]</sup>,对跨声速阶段研究较少。Mitani等<sup>[19-20]</sup>通过实验测量了采用侧压式进气道的超燃冲压发动机阻力特性,发现冲压发动机内流道的内壁面阻力主要由压差阻力和摩擦阻力这两部分组成。Van Driest<sup>[21]</sup>考虑到不同温度下密度和黏性的变化,将不可压流动中Von-Kármán混合长度理论加以拓展,采用半解析法给出了高速湍流当地表面摩擦因数的估算公式。骆晓臣等<sup>[18,22]</sup>对超声速、高超声速二元及侧压

式进气道的阻力特性开展了系统的研究,发现自由来流马赫数 2.5 的条件下,侧压式进气道的附加阻力在高马赫数下会变为“附加推力”。周宏奎<sup>[23]</sup>则通过理论分析的方法,推导出二元进气道外压段阻力计算的理论公式,并以此为基础得出了外压段减阻设计的可行方案。

可以看到,现有研究主要关注变几何进气道、尾喷管等单一部件系统在高马赫数工况下的流场特征及气动性能,对于跨声速状态下的研究仍然比较缺乏,并且对飞机/发动机、涡轮与冲压进气相互干扰影响下的冲压流道冷通气流动结构及其阻力特征缺少足够的认识<sup>[24]</sup>。跨声速飞行状态下高马赫数飞机与混合并联 TBCC 发动机内、外流高度耦合,可能对冲压流道的进/排气和内部流动产生显著影响,如图 1 所示。为此,本文设计并构建了一个巡航马赫数为 4.0、基于混合并联 TBCC 动力的高马赫数飞机数值模型,研究其在跨声速飞行状态下,飞机/发动机内、外流动耦合干扰下的冲压流道冷通气流动结构演化及其阻力特性。

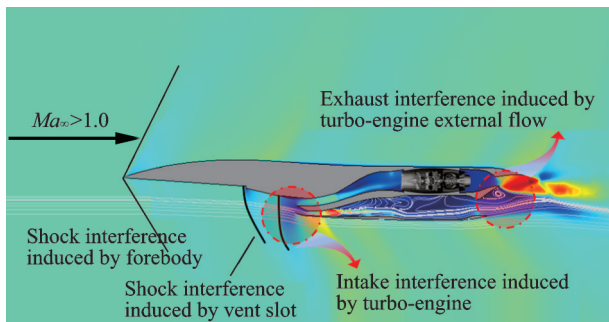


图 1 跨声速状态下飞机/发动机内、外流高度耦合示意图  
Fig.1 Schematic diagram of the transonic internal-external flow coupling of aircraft-engine

## 1 研究模型与方法

### 1.1 物理模型

本文研究的基于混合并联 TBCC 发动机的高马赫数飞机通气模型如图 2 所示,巡航马赫数为 4.0,全尺寸通气模型总长约 19.7 m。飞机机身前体整体上呈半锥形,前缘和两侧均做钝化处理,下表面与水平方向存在  $2^\circ$  的压缩角,前体下表面下游接二元吸气式组合动力的进气道,为了泄除机身前体下表面发展的近壁层低能流,接口处设计了展向宽度 0.755 m、高 0.1 m 的矩形前体放气缝,进气道的侧板前缘和唇罩前缘也均做钝化处理。该进气道为上、下分布式混合并联型吸气式组合动力进气道,位于图中上侧的为涡轮通道,安装小涵道比涡扇发动机,下侧为冲压通道,安装变几何进气道的

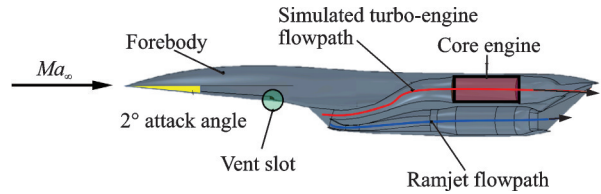


图 2 基于混合并联 TBCC 发动机的高马赫数飞机通气模型示意图

Fig.2 Schematic diagram of a high Mach number aircraft ventilation model based on a hybrid over-under TBCC engine

宽速域亚燃冲压发动机,其中飞行马赫数 2.5~4.0 区间采用连续变几何方式工作,马赫数 2.5 以下采用固定构型。

为了突出主要矛盾,减少模型尺度及相对复杂的流动细节计算成本,本文对飞机通气模型进行了一定程度的简化,包括:(1)涡轮通道方面,将带旋转叶轮部件的涡轮核心机省略,采用只含有进气道和喷管的涡轮模拟流道来考虑涡轮发动机的进/排气流动特性;(2)冲压流道的模拟则省略了燃烧组织机构,并保留其他内流道结构,以保证冲压发动机的内、外流动和阻力特性评估的准确性;(3)本文数值计算对飞机通气模型进行了缩比设计,缩比系数为 1:12.5,在保证几何模型相似性的基础上,最大程度地降低数值模型的空间尺度。

### 1.2 数值方法概述及验证

考虑到内外流一体化模型的对称性,仅选取缩比模型的一半进行仿真计算,如图 3(a)所示,计算域采用结构化网格进行划分,沿着流向和径向方向,网格计算域边界分别取飞机缩比模型特征尺度(流向为飞机总长、径向为飞机横截面最大直径)的 20 和 50 倍,并对流动参数剧烈变化区域进行局部加密,如图 3(b,c)所示。近壁区网格采用边界层网格进行加密,根据前期的计算评估,第一层网格高度取为  $8 \times 10^{-5}$  mm,可以保证流道近壁面  $y^+$  为 1.0 左右。表 1 对计算域及各流动输入、输出边界采用的边界条件进行了汇总,需要特别说明的是,结合某小涵道比涡扇发动机在跨声速区间的实际工作特性,本文采用相关文献发展的小涵道比涡扇发动机动态特性数值计算方法<sup>[25]</sup>进行涡轮通道相关数值边界条件的参数估计,以尽可能准确、合理地模拟涡轮通道的进、排气参数,详细的计算过程限于篇幅这里不再赘述。

本文采用基于有限体积法的三维定常 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes equations) 算法,湍流模型采用  $k-\omega$  SST 模型,该模型广泛应用于



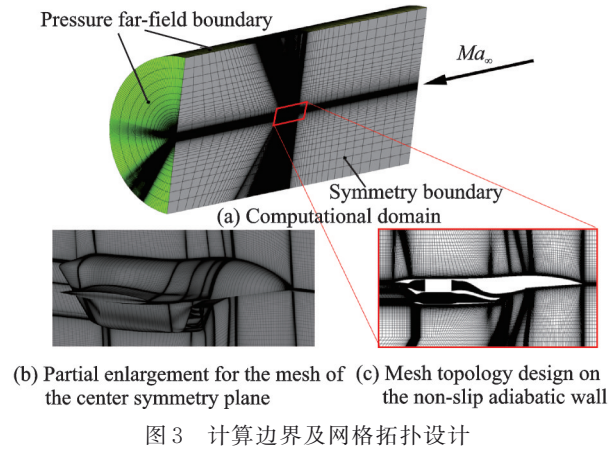


图 3 计算边界及网格拓扑设计

(高)超声速冲压进气道等内外流道仿真<sup>[26-27]</sup>。无黏对流通量采用 Roe 格式分裂,采用隐式格式进行时间推进以加速收敛,对控制方程采用二阶迎风格式进行离散,分子黏性系数采用 Sutherland 公式进行求解。计算过程中监控出口流量、出口平均压力和马赫数,待残差下降 4 个数量级,并且所监控的所有参数不再变化时,认为计算已经收敛并稳定。计算方法已在跨声速状态下的超声速进气道内外流动特性计算中应用<sup>[9]</sup>,并对跨声速流动特性及阻力系数具有较好的仿真预测精度。

为了检验上述数值方法的可靠性,本文分别对数值模型的网格无关性及计算方法进行了校验。其中,网格无关性分析中采用了线性加密策略,分别针对网格总量约 500 万 (coarse)、750 万 (middle) 及 1 000 万个 (fine) 3 种网格密度进行了对比,图 4 给出了  $Ma_\infty=1.2$ 、 $H_\infty=11$  km 飞行环境下冲压发动机内流道上壁面的压力沿程分布结果对比,图中  $x$  轴和  $y$  轴分别通过冲压发动机内流道上壁面总长  $L_r$  以及自由来流静压  $p_\infty$  进行了无量纲化处理。计算结果显示,由于采用了分区加密的网格拓扑设计,不同网格密度下的冲压发动机内流道壁面沿程压力分布计算结果仍然吻合得很好,出现偏差的区域为进气道扩张段和尾喷管上壁面发生流动分离的位置,随着网格密度的增大,分离位置的压力抬

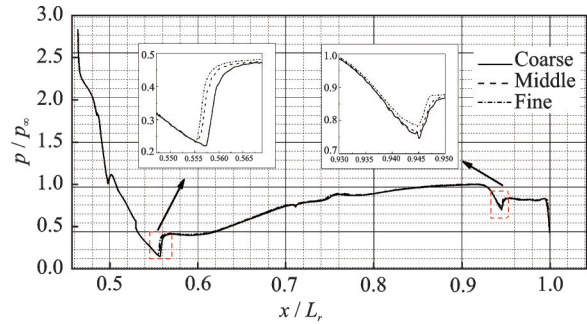


图 4 不同网格密度下的计算结果对比

Fig.4 Comparison of calculation results under different mesh densities

升曲线表现出很好的网格不依赖性。本文后续的计算中采用了最高的网格密度设计,以尽可能地保证流场空间解析分辨率。

计算方法方面,冲压发动机流道在跨声速飞行状态下的流动特性及阻力评估高度依赖于计算方法对跨声速复杂流动的模拟精度。为此,结合相关文献研究基础,本文同样选取了文献[28]给出的超声速轴对称进气道模型进行计算方法校验研究,模拟飞行马赫数为 1.3。图 5 给出了临界状态下  $60^\circ$  子午面中心体上的沿程静压分布对比,结果显示,本文采用的数值计算方法得到的壁面沿程压力分布与文献[28]中的飞行试验数据和文献[9]中的数值模拟数据均吻合较好,证明该数值方法对跨声速飞行状态下超声速复杂流动具备较好的模拟精度。

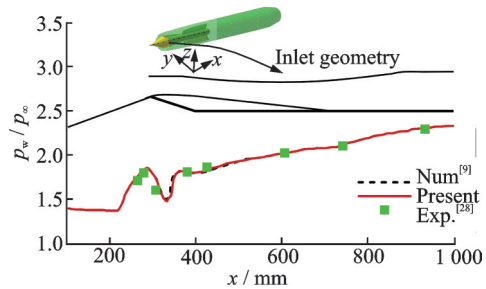


图 5 跨声速飞行工况下超声速进气道壁面沿程静压分布对比

Fig.5 Surface static pressure distribution of supersonic inlet model in transonic flow condition

表 1 数值计算的边界条件

Table 1 Boundary conditions of numerical calculation

边界类型	位置	参数
压力远场边界条件	自由来流	$Ma_\infty=0.7\sim 1.6, H=11$ km
压力出口边界条件	涡轮机进气道出口	$p_{\text{inlet-turo}}=19.5\sim 56$ kPa
	前体放气缝	$p_{\text{slot}}=50$ Pa
压力进口边界条件	涡轮机喷管进口	$p_{\text{inlet-nozzle}}^*=140\sim 270$ kPa, $T_{\text{inlet-nozzle}}^*=2\ 200$ K
无滑移绝热固壁条件	壁面	$v=0, q_w=0$
对称边界条件	中心对称面	$\partial v/\partial n=0$

### 1.3 冲压发动机内流道阻力计算方法

为了分析冲压发动机内流道各部件阻力占比,本文采用如图6所示的划分方式对冲压内流道几何进行划分,整个内流道分成3部分,分别定义为Inlet、Iso以及Nozzle,并构成了冲压发动机内流道冷通气状态下阻力的作用面。

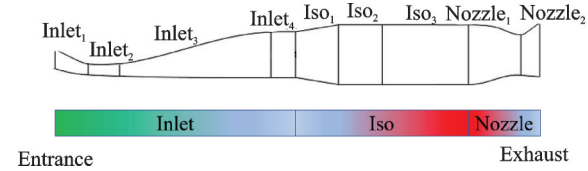


图6 冲压发动机内流道阻力作用面的划分定义示意图  
Fig.6 Schematic diagram of internal flow channel force acting surface division

#### (1) 压差阻力

由于流道对气流的减速增压作用,使得壁面内外存在较大的压差,在压缩面上不可避免的受到气流的压力,该力在水平方向的分量即为压差阻力。压差阻力是壁面作用力,本文通过积分壁面静压在发动机水平方向的分量来获得

$$D_p = \iint_{S_{body}} [-(p - p_\infty)n_x] dS \quad (1)$$

式中: $D_p$ 代表压差阻力, $p$ 和 $p_\infty$ 分别为内流道壁面静压和外界大气压, $n_x$ 为壁面单位方向矢量在水平方向上的分量, $dS$ 为单个网格面积。

#### (2) 摩擦阻力

由于气体黏性的存在,使得内流道壁面要受到沿其表面切线方向的摩擦力,摩擦阻力就是该力在水平方向的分量

$$D_f = \iint_{S_{body}} [-(\tau \cdot n_x)] dS \quad (2)$$

式中: $D_f$ 代表摩擦阻力, $\tau$ 为壁面摩擦力, $n_x$ 为壁面单位方向矢量在水平方向上的分量。

#### (3) 附加阻力

附加阻力是指溢流气流作用在内流道捕获流管上的静压在沿来流方向上的分量。附加阻力与冲压发动机内流道流管的形状直接相关,由附加阻力的定义出发,直接计算捕获流管上的作用力十分困难,甚至于无法确定流管形状而难以计算。参照文献[29]的计算方法,以进气道进口至喉道区域为控制体(即图6中的Inlet<sub>1</sub>),基于控制体上的冲量原理计算附加阻力,在本文研究的零攻角状态下,附加阻力的计算公式如下

$$D_{add} - (D_p + D_f)_{Inlet_1} = \left( \oint V_x dm + \oint p dA \right)_{th} - \dot{m} \left( V_\infty + \frac{p_\infty}{\rho_\infty V_\infty} \right) \cos \alpha \quad (3)$$

式中: $(D_p + D_f)_{Inlet_1}$ 为Inlet<sub>1</sub>壁面所受压差阻力和摩擦阻力, $(\oint V_x dm + \oint p dA)_{th}$ 为进气道喉道截面水平方向速度的质量流量积分值和压力的面积积分值, $V_x$ 为水平方向速度, $\dot{m}$ 为进气道捕获质量流量, $\alpha$ 为飞行迎角, $p_\infty$ 、 $\rho_\infty$ 、 $V_\infty$ 则分别代表自由来流的远场压力、密度和速度。

## 2 结果与讨论

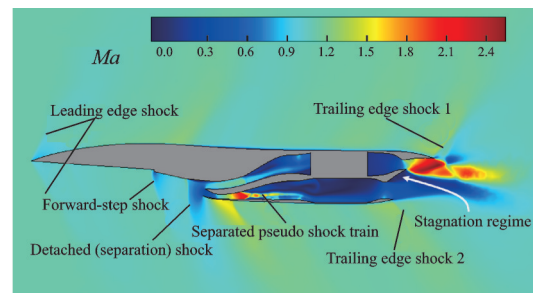
### 2.1 跨声速飞行工况下并联式TBCC冲压流道的典型流动特征

为了方便与文献已有的单一进气道或尾喷管研究结果进行直观对比,本文首先给出了跨声速状态下高马赫数飞机及混合并联TBCC发动机通气的内、外流场结果及分析,以初步揭示飞机/发动机内、外流动高度耦合干扰下的冲压流道冷通气流动结构演化行为。

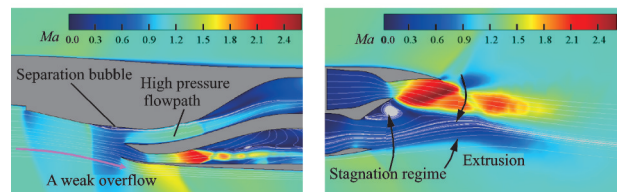
#### 2.1.1 飞机/发动机内、外基本流动特征

本文首先基于 $Ma_\infty=1.2$ 状态下的流场结果,给出跨声速状态下飞机-混合并联TBCC发动机内、外耦合干扰下的基本流动特征。全机对称面的马赫数分布云图如图7(a)所示,从图中可以看出,低马赫数的超声速状态下气流受机身前体的压缩作用较弱,机头位置、机身中部和尾部出现弱斜激波,机身中部和尾部分别出现膨胀波和结尾激波,属于典型的跨声速绕流流场结构。

超声速气流通过机头前体预压缩之后,在前体放气缝诱导的前向台阶激波作用下减速为亚声速状态,随后在预入流管中进一步加速到超声速状



(a) Transonic internal-external flow characteristics of aircraft-engine at  $Ma_\infty=1.2$



(b) Inlet interference region

(c) Exhaust interference region

图7 内、外耦合干扰下的基本流动特征(以 $Ma_\infty=1.2$ 状态为例)

Fig.7 Typical flow characteristics at transonic state(taking  $Ma_\infty=1.2$  as an example)



态。由于进气道喉道的流动壅塞,且来流马赫数很低,进气道入口上游形成脱体激波,波后亚声速气流在进气道入口形成强烈的汇聚,亚声速气流进一步减速增压。图7(b)给出的进气道入口局部流场显示,脱体激波位于冲压和涡轮进气道入口的上游位置,涡轮通道的入口壁面存在小尺度的流动分离泡,脱体激波与涡轮通道一侧的分离激波“融合”,形成了特殊的“反S”形激波形态,其形成和演化机制将在后文中给出进一步的讨论。

当亚声速气流进入到冲压内流道之后,流道先收缩后扩张,气流在喉道截面重新加速到声速,并在扩压段中快速膨胀,燃烧室内的相对高背压使得气流很快在扩压段中产生流动分离。图7(c)给出的尾喷管出口局部流场显示,冲压发动机尾喷管喉道没有形成壅塞,整个燃烧室及尾喷管大部分区域都处于低亚声速流动状态。尾喷管的流动同时受到飞机绕流及涡轮通道排气系统等多方面的干扰:一方面,由于涡轮通道下壁面较短,使得当地涡轮通道的高温、高压排气处于高度欠膨胀状态,向外膨胀的超声速气流对冲压发动机尾喷管上壁面出口形成强烈的气动压缩,尾喷管上壁面气流出现大范围的流动分离,并形成一个大尺度的“流动滞止区”;另一方面,向内收缩的飞机后体尾缘使得飞机绕流在结尾激波之后,对冲压发动机尾喷管的排气射流形成汇聚挤压效应,进一步提高了排气射流的逆压梯度。

### 2.1.2 冲压流道的跨声速流动演化

为了探究来流跨声速变化对冲压流道内、外流动的影响,分别取来流马赫数为 $Ma_\infty=0.7\sim 1.5$ 几个典型状态,图8给出了不同来流马赫数下的流场结构对比。计算结果显示,随着来流马赫数的增大,飞机-并联TBCC发动机内、外耦合干扰下的流动行为将发生显著的变化,其中: $Ma_\infty$ 小于1.0的高亚声速状态下,整个内、外流动结构保持高度的相似性,冲压进气道喉道已经处于流动壅塞状态,气流在通过喉道加速之后与发动机的下壁面附着流动; $Ma_\infty=1.0$ 的状态下,飞机表面开始出现附着激波,进气道入口的汇聚效应进一步增强;声速点之后,进气道入口低马赫数的超声速气流汇聚诱导了冲压进气道脱体激波以及涡轮进气道入口分离激波的产生;随着来流马赫数的进一步增大,不同于单一进气道跨声速流动,如图8(e)所示,气流在组合进气道的前方汇聚作用仍继续增强,涡轮进气道入口分离激波开始前移,并与冲压进气道上游的脱体激波“分裂”开来。

尾喷管方面,因为涡轮通道排气射流的作用,整个跨声速阶段冲压尾喷管气流均在靠近涡轮通

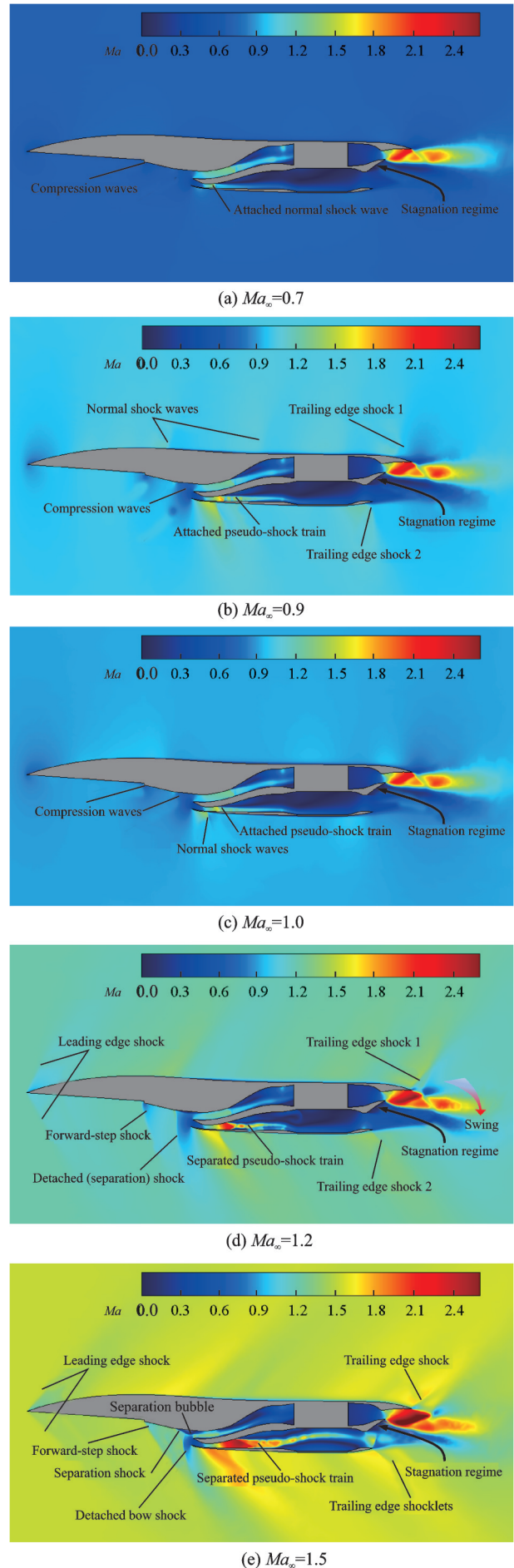


图8 跨声速阶段不同来流马赫数下的流场结构对比  
Fig.8 Flow characteristics evolution during transonic state

道一侧存在大范围的流动分离,并且,随着马赫数的增大,尾喷管流动表现出两个主要的变化特征:一是,声速点之后,随着飞机后体开始初显结尾激波,涡轮通道的排气射流开始出现向冲压流道一侧的“偏摆”现象;二是,冲压流道的尾喷管排气流管收缩比逐步增大,如图8(e)所示, $Ma_\infty=1.5$ 的状态下,气流在尾喷管喉道建立起壅塞,但在出口气流通道的压缩效应下形成了过膨胀激波。

图9给出了不同来流马赫数下,冲压内流道下壁面的沿程压力分布曲线,图中 $x$ 轴和 $y$ 轴分别通过冲压发动机内流道下壁面总长 $L_{r\_down}$ 以及自由来流静压 $p_\infty$ 进行了无量纲化处理,计算结果清晰地反映了气流在冲压内流道的跨声速流动行为及其演化特征。结果显示, $Ma_\infty=0.7$ 的状态下,组合进气道前方的汇聚效应,使得气流在冲压进气道入口处获得了约20%的增压,而整个跨声速状态下,冲压进气道入口处气流增压后的静压达到了自由来流滞止压力的85%~90%,气流接近于滞止状态,说明组合进气道存在强烈的节流效应。

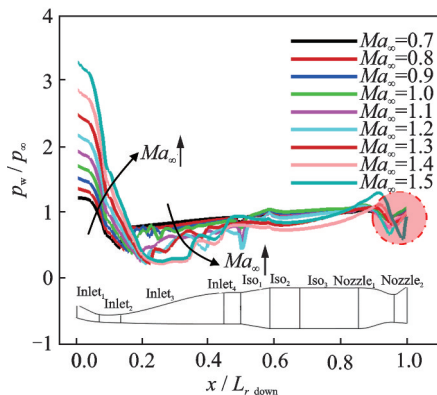


图9 不同来流马赫数下冲压内流道下壁面的沿程压力分布曲线对比

Fig.9 Wall pressure distribution of the ramjet flowpath at transonic state

### 2.1.3 涡轮与冲压通道进/排气之间的干扰机制

为了进一步明确涡轮与冲压通道进气、排气系统之间的相互干扰机制,本文分别选取了来流马赫数为 $Ma_\infty=0.7\sim 1.5$ 几个典型状态,对组合进/排气流道的局部流场结构及特征开展进一步的对比研究。为方便对比,针对进/排系统的流动差异进行了不同的云图渲染,其中进气流场局部采用压力云图进行渲染,而排气系统局部则采用了马赫数云图结合流线进行渲染,如图10所示。

图10(a,c,e,g,i)的压力云图清晰地显示了组合进气道之间的干扰行为,不难发现:跨声速状态下,随着来流马赫数的增大,涡轮通道与冲压通道的压力场呈现完全相反的演化行为,很显然,冲压通道的喉道是组合进气道节流效应的主要贡献者;

$Ma_\infty=0.7\sim 1.2$ 的状态下,涡轮通道的内部流场结构保持了高度的相似性,说明当前跨声速来流状态下,冲压进气道的流动没有对涡轮通道进气产生干扰;随着冲压通道进气道上游脱体激波的增强,组合进气道喉道共同诱导的气流汇聚作用使得涡轮通道入口的压力快速增长,冲压一侧的脱体激波开始侵入到涡轮通道入口,使得涡轮通道入口的分离激波逐渐增强前移,如图10(i)所示, $Ma_\infty=1.5$ 的状态下,涡轮通道的内部流场结构发生了很大的变化,相应地,涡轮通道入口处分离激波的前移也将对冲压通道入口的气流产生一定的溢流促进。

图10(b,d,f,h,j)给出了不同来流马赫数下并联储式TBCC组合发动机尾喷管局部的马赫数及冲压流道排气流线分布对比。由前文的初步分析可知,冲压发动机尾喷管的排气流动同时受到飞机绕流及涡轮通道排气系统等多方面的干扰,基于图10给出的进一步流场结果发现,涡轮通道排气射流对冲压发动机尾喷管气流本身就存在多种干扰作用,另外,冲压发动机尾喷管的排气流动受到的干扰行为与自由来流马赫数高度关联。

首先,冲压尾喷管上壁面气流出现大范围的流动分离,并形成的大尺度“流动滞止区”不仅仅来源于涡轮通道下壁面气流的膨胀压缩效应,流线结果显示,由于冲压尾喷管出口气流速度很低,涡轮通道的超声速排气射流对冲压尾喷管下壁面的气流形成了强烈的引射效应,进一步挤压了尾喷管上壁面的气流流路;其次,随着飞行马赫数的增大,飞机绕流在结尾激波之后仍然具有超声速状态,气流在对冲压发动机尾喷管的排气射流形成汇聚挤压效应的同时,也对冲压尾喷管下壁面的气流形成了一定的引射效应,从而与涡轮通道超声速排气射流的引射作用形成了竞争,这也是冲压发动机尾喷管排气射流速度得到显著提升的原因之一,并进一步改变了冲压发动机进气道扩压段及燃烧室内的分离剪切流动结构,如图10(i)所示。

图11给出了跨声速来流状态下,冲压流道的流量系数( $\Phi$ )和总压恢复系数( $\sigma$ )的对比结果。整体上,冲压流道的流量捕获处于较高水平,以声速点为分界线,呈现为先减小后增大的变化趋势。总压恢复系数在声速点之后出现了两次较大幅度的下降,从前文流场结构演化分析不难看出,声速点之后的第一次下降是由于飞机前体、前体放气缝以及组合进气道入口的脱体激波形成导致的,而在飞行马赫数达到并超过 $Ma_\infty=1.4$ 以后,涡轮通道和冲压流道的进气流动之间存在强烈的干扰,并形成了分离激波与脱体激波的干扰结构,进而使得进气道总压恢复系数出现急剧的下降。



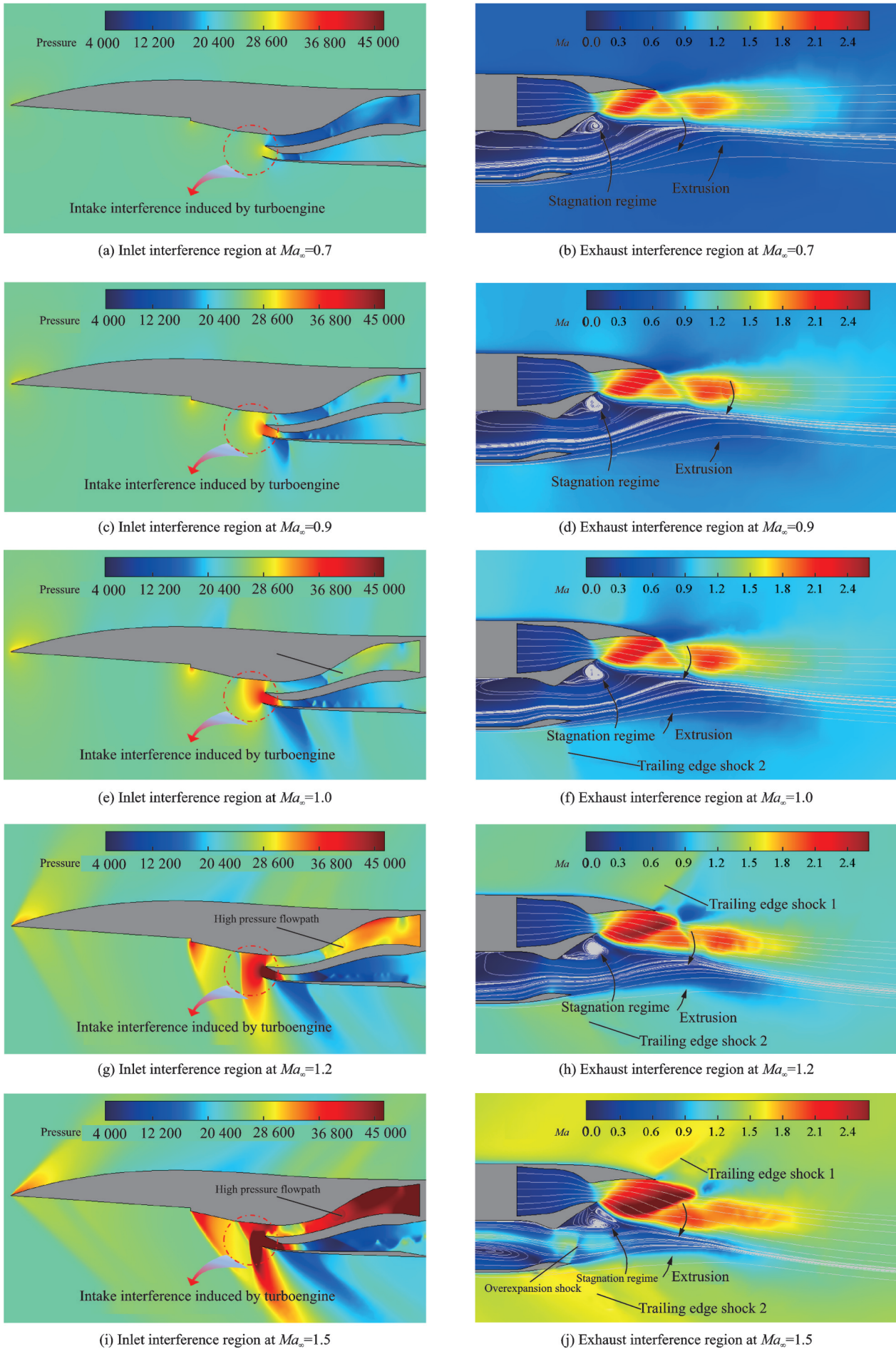


图 10 跨声速阶段涡轮与冲压通道进气、排气系统之间的相互干扰流场及其演化

Fig.10 Transonic flow coupling between turbo-engine and ramjet flowpath



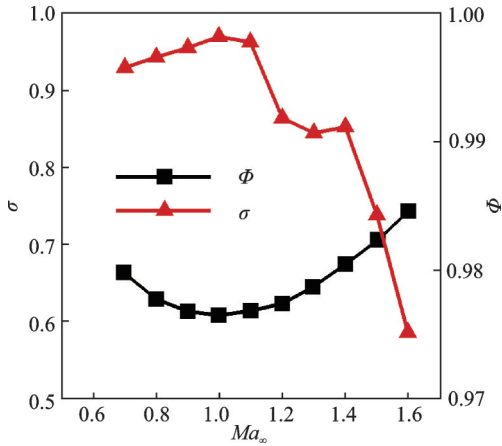


图11 跨声速来流状态下冲压流道的流量系数和总压恢复系数的对比结果

Fig.11 Curves of total pressure recovery coefficient and discharge coefficient with freestream Mach number

### 2.2 冲压流道的阻力特性

飞机-并联TBCC发动机内/外耦合干扰下的跨声速流动给冲压发动机内流道壁面带来较大气动阻力,本文仿真结果表明,  $Ma_\infty=1.2$  状态下,冲压通道的内流阻力对全机总阻力占比高达22.1%。由此可见,冲压通道的阻力是全机阻力的主要来源,充分认识跨声速阶段内冲压流道阻力的产生来源及机制显得尤为重要。

对应于工作状态下冲压发动机传递给飞机的真实推力(即内表面推力)为内部参数推力(又称全流道推力)和进气道附加阻力之差。为了探究冲压发动机冷通流状态下内表面阻力受内部参数和外部附加阻力的影响,本文从分析冲压发动机在跨声速区内进气道附加阻力的角度出发,给出了不同飞行马赫数下的附加阻力系数及其在内表面阻力系数中的占比,计算结果分别如图12和13所示,图中,  $C_d$ 、 $C_a$  和  $C_i=C_d-C_a$  分别代表冷通流状态下

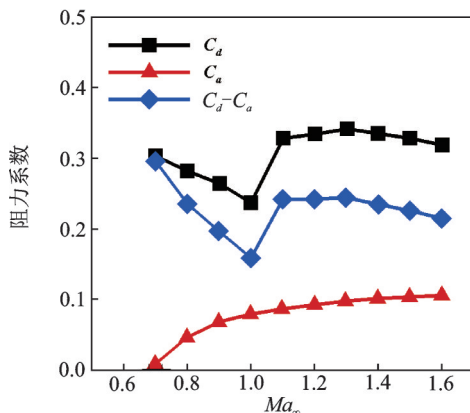


图12 不同飞行马赫数下的附加阻力系数结果

Fig.12 Additional-drag coefficient result with freestream Mach number

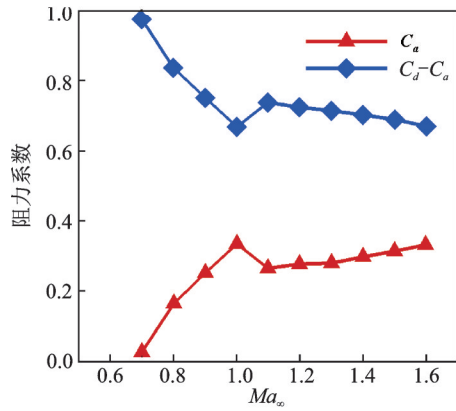


图13 不同飞行马赫数下附加阻力在内表面阻力系数中的占比结果

Fig.13 Percentages of additional-drag coefficient with freestream Mach number

冲压发动机内表面阻力系数、进气道附加阻力系数以及内部参数阻力系数。对比结果显示,随着马赫数增加,进气道附加阻力在  $Ma_\infty < 1.0$  范围内快速增加,而在  $Ma_\infty > 1.0$  时增速开始减缓。因此,全流道阻力系数仍以  $Ma_\infty=1.0$  为突跃点,在  $Ma_\infty < 1.0$  时全流道阻力系数随马赫数下降,并在  $Ma_\infty=1.0$  时突增,而在  $Ma_\infty > 1.0$  后再次减小。附加阻力系数与内部参数阻力系数占比随马赫数增加的变化趋势相反,除了  $Ma_\infty=1.0$  突跃点以外,附加阻力系数占比逐渐增加,而内部参数阻力系数逐渐降低。

为了进一步探究冲压流道的阻力来源,本文统计了内流道各部件在不同马赫数下的沿程压差阻力系数( $C_p$ )和摩擦阻力系数( $C_f$ ),结果分别如图14和15所示。由图可知:摩擦阻力系数相对于压差阻力系数小很多,对于跨声速范围下冲压通道的内部阻力以压差阻力为主。其中,在压差阻力中  $Inlet_1$ 、 $Inlet_3$  以及  $Nozzle_2$  是压差阻力的主要来源。当  $Ma_\infty < 1.2$  时,  $Inlet_3$  压差阻力最大,当

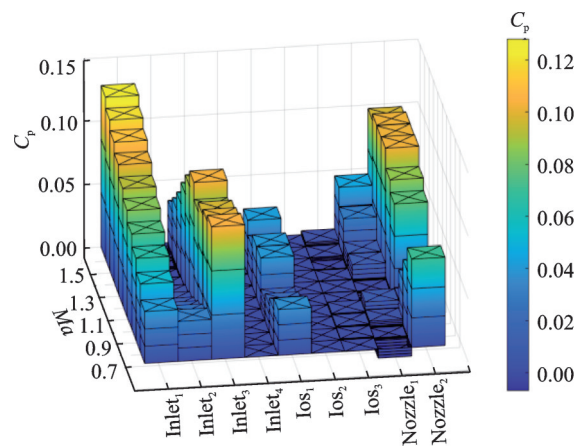


图14 内流道各部件在不同马赫数下的沿程压差阻力系数结果对比

Fig.14 Schematic diagram of internal flow channel force acting surface division

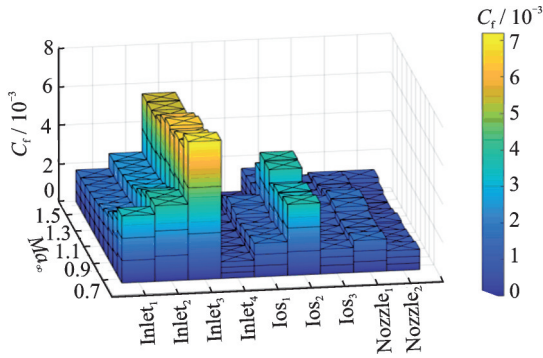


图 15 内流道各部件在不同马赫数下的摩擦阻力系数结果对比

Fig.15 Schematic diagram of internal flow channel force acting surface division

$Ma_\infty \geq 1.2$  时,  $Inlet_1$  及  $Nozzle_2$  压差阻力最大。但  $Inlet_1$  和  $Nozzle_2$  两处压差阻力系数较高的地方摩擦阻力系数反而较小, 而  $Inlet_3$  段的摩擦阻力系数则最高, 说明内流道型面与水平方向存在较大夹角时压差阻力水平分量的增加会带来较大的压差阻力, 而摩擦阻力大小则主要由内流道壁面面积所决定。

表 2 进一步总结了各部件阻力系数随马赫数增加的变化趋势。随着飞行马赫数的提高,  $Inlet_1$ 、 $Inlet_2$ 、 $Inlet_3$ 、 $Ios_1$  和  $Nozzle_1$  的压差阻力系数减小,  $Inlet_4$ 、 $Ios_2$  和  $Ios_3$  的压差阻力系数几乎不变,  $Nozzle_2$  的压差阻力系数先减小后增大。内流道壁面上的摩擦阻力系数主要随着马赫数的增加而减小, 即使是隔离段和喷管摩擦阻力局部增加的幅度也很小, 这是因为气体与进气道内壁面之间的摩擦力由层流黏性切应力和雷诺应力组成, 而随着马赫数的增加, 近壁面高速射流逐渐脱离壁面, 使得近壁面的速度梯度减小, 导致激波后气体的黏性应力和雷诺应力均减小。

表 2 各部件阻力系数随马赫数增加的变化趋势

Table 2 Variation trend of drag coefficient of each component with increasing Mach number

阻力系数	$Inlet_1$	$Inlet_2$	$Inlet_3$	$Inlet_4$	$Ios_1$	$Ios_2$	$Ios_3$	$Nozzle_1$	$Nozzle_2$
$C_p$	↑	↓	↓	→	↓	→	→	↑	↓
$C_f$	↓	↓	↓	↓	↓	↑	↑	↓	↑

图 16、17 分别给出了不同来流马赫数下冲压发动机进气道、隔离段和尾喷管的总阻力系数 ( $C_p + C_f$ ) 及各部件阻力占比 ( $C_{di}/C_d$ )。计算结果显示: 在整个跨声速状态下, 进气道所占阻力一直是最高的, 此时的阻力来源主要是  $Inlet_3$  段和  $Inlet_1$  段的压差阻力;  $Ma_\infty \leq 1.0$  的亚跨状态下, 隔离段和喷管阻力系数随着马赫数的增加逐渐减小(尾喷管减

小趋势更明显); 进气道阻力系数几乎保持不变, 阻力系数占比升高; 内流道总体的阻力系数逐渐减小; 当  $Ma_\infty > 1.0$  时, 总阻力系数有个跳跃式上升, 之后缓慢增加, 在  $Ma_\infty = 1.3$  左右阻力系数达到最高。

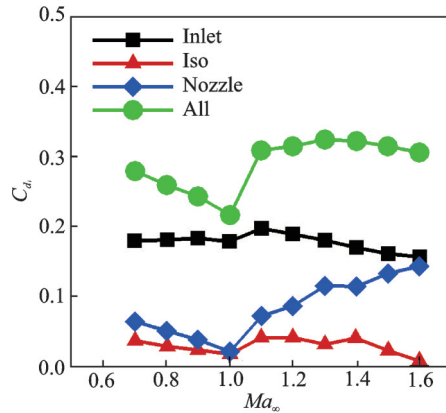


图 16 不同来流马赫数下冲压发动机进气道、隔离段和尾喷管的总阻力系数结果对比

Fig.16 Curves of drag coefficient for each part of the ramjet flowpath with freestream Mach number

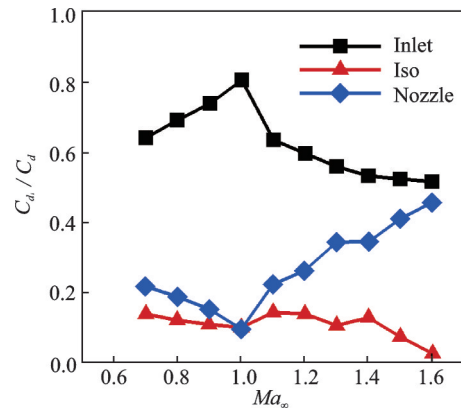


图 17 不同来流马赫数下冲压发动机各部件阻力占比结果对比

Fig.17 Percentages of drag coefficient for each part of the ramjet flowpath with freestream Mach number

另外, 进气道阻力系数随着飞行马赫数的增加而逐渐减小, 阻力系数占比也逐渐减小; 尾喷管阻力系数逐渐升高, 阻力系数占比也逐渐升高, 说明随着飞行马赫数增加, 虽然进气道一直是冲压发动机内流道最大的阻力来源, 但是阻力贡献逐渐向尾喷管转移, 并逐渐趋于接近。

### 3 结 论

本文采用数值仿真方法, 在  $Ma_\infty = 0.7 \sim 1.6$ ,  $H_\infty = 11 \text{ km}$  的飞行环境下, 研究了基于混合并联 TBCC 动力高马赫速飞机的飞机/发动机内、外流耦合流动机理和冲压流道阻力特性, 主要结论

如下:

(1)  $Ma_\infty$  小于 1.0 的高亚声速状态下, 整个冲压发动机内、外流动结构保持高度的相似性, 冲压进气道喉道已经处于流动壅塞状态; 声速点之后, 进气道入口低马赫数的超声速气流汇聚诱导了冲压进气道脱体激波以及涡轮进气道入口分离激波等复杂结构的产生。

(2) 冲压发动机尾喷管的排气流动同时受到飞机绕流及涡轮通道排气系统等多方面的干扰, 且涡轮通道排气射流对冲压发动机尾喷管气流本身就存在膨胀压缩及排气引射等多种干扰机制。

(3) 压差阻力系数高出内表面摩擦阻力系数两个数量级是跨声速状态下冲压内流道阻力的主要来源, 其中, 亚声速状态下, 进气道阻力占比达到了 60%~80%, 是冲压内流道的主要阻力部件, 而  $Ma_\infty > 1.0$  超声速状态下, 进气道阻力占比随飞行马赫数的进一步增大而逐步减小, 尾喷管的阻力则快速增长, 说明阻力贡献逐渐向尾喷管转移, 两者趋于接近。

(4) 对于跨声速区间内冷通流的冲压发动机而言, 在低马赫数下改善进气道启动性能以降低进气道阻力、在高马赫数下采取相应措施减小尾喷管阻力能更大程度地改善高马赫数飞机跨声速气动特性, 有效缓解“推阻矛盾”。

致谢

感谢中国航发四川燃气涡轮研究院外委课题对本项研究的资助。

参考文献:

- [1] COCKRELL C, AUSLENDER A, GUY R, et al. Technology roadmap for dual-mode scramjet propulsion to support space-access vision vehicle development[C]//Proceedings of AIAA/AAAF 11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Orleans: AIAA, 2002.
- [2] SNYDER L E, ESCHER D W. Turbine based combination cycle (TBCC) propulsion subsystem integration: AIAA 2004-3649[R].[S.l.]: AIAA, 2004.
- [3] KELLY M, MENICH R, OLDS J. What's cheaper to fly: Rocket or TBCC? Why: AIAA 2010-2326[R].[S.l.]: AIAA, 2010.
- [4] 马松, 林鹏, 左林玄, 等. 并联 TBCC 动力对高超声速飞行器性能的影响[J]. 国防科技大学学报, 2019, 41(2): 1-7.  
MA Song, LIN Peng, ZUO Linxuan, et al. Influence of over-under TBCC on the performance of hypersonic aircraft[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2019, 41(2): 1-7.
- [5] 左林玄, 张辰琳, 王霄, 等. 高超声速飞机动力需求探讨[J]. 航空学报, 2021, 42(2): 525798.  
ZUO Linxuan, ZHANG Chenlin, WANG Xiao, et al. Requirement of hypersonic aircraft power[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(2): 525798.
- [6] ZUO F Y, MÖLDER S. Hypersonic wavecatcher intakes and variable-geometry turbine based combined cycle engines[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 106: 108-144.
- [7] 徐惊雷. 超燃冲压及 TBCC 组合循环发动机尾喷管设计方法研究进展[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2236-2251.  
XU Jinglei. Research progress of nozzle design method for scramjet and turbine based combined cycle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2236-2251.
- [8] 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: NASA/CR-2008-215214[R].[S.l.]: NASA, 2008.
- [9] 鲁世杰, 黄河峡, 谭慧俊, 等. 中心体位置对轴对称可调进气道跨声速流动特性的影响研究[J]. 推进技术, 2022, 43(5): 1-12.  
LU Shijie, HUANG Hexia, TAN Huijun, et al. Effects of centerbody position on flow characteristics of an axisymmetric variable-centerbody inlet at transonic state[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(5): 1-12.
- [10] 黄庆平.  $Ma_0 \sim 2$  几何可调进气道特性分析及数学建模[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.  
HUANG Qingping. Characteristic analysis and mathematical modeling of  $Ma_0 \sim 2$  geometric adjustable inlet [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020.
- [11] HINTZ W W, KING J M. Aeropropulsion design challenges for Mach 7 reusable combined-cycle flight demonstrator[J]. Technology Review Journal, 2006(1): 14-28.
- [12] MO J W, XU J L, ZHANG L. Design and experimental study of an over-under TBCC exhaust system [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(1): 014501.
- [13] 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.
- [14] 牛彦洋, 徐惊雷, 许保成, 等. 并联 TBCC 排气系统流场结构数值模拟及实验研究[J]. 推进技术, 2017,



- 38(12): 2686-2691.
- NIU Yanfeng, XU Jinglei, XU Baocheng, et al. Numerical and experimental study of over-under TBCC exhaust system flow structure[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(12): 2686-2691.
- [15] 韦宝禧, 凌文辉, 江强, 等. TRRE发动机关键技术分析及推进性能探索研究[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 298-294.
- WEI Baoxi, LIN Wenhui, GANG Qiang, et al. Analysis of key technologies and propulsion performance research of TRRE engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(2): 298-294.
- [16] SHI L, LIU X, HE G, et al. Numerical analysis of flow features and operation characteristics of a rocket-based combined-cycle inlet in ejector mode[J]. Acta Astronautica, 2016, 127: 182-196.
- [17] SHI L, YANG Y, ZHAO G, et al. Research and development on inlets for rocket based combined cycle engines[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020, 117: 100639.
- [18] 骆晓臣. 高超声速进气道内部阻力的分析和研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- LUO Xiaochen. Analysis and research on internal drags of hypersonic inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [19] MITANI T, IZUMIKAMA M, WATANABE S, et al. Force measurement of fixed-geometry scramjet engines from Mach 4 to 8 flight conditions: AIAA 2002-5151[R].[S.I.]:AIAA, 2002.
- [20] MITANI T, HIRAIWA T. Drag and total pressure distributions in scramjet engines at Mach 8 flight[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(4): 953-960.
- [21] VAN DRIEST E R. Turbulent boundary layer in compressible fluids[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1951, 18(3): 145-160.
- [22] 卫永斌. 高超声速进气道系统阻力特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- WEI Yongbin. Systemic research on drags of hypersonic inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [23] 周宏奎. 低阻二元高超声速进气道设计方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- ZHOU Hongkui. Design methodology of low-drag two-dimensional hypersonic inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [24] CHANG I, HUNTER L. Over-under nozzle CFD study and comparison with data: AIAA 1994-2949[R].[S.I.]:AIAA, 1994.
- [25] 田金虎, 乔渭阳, 彭生红. 小涵道比涡扇发动机动态特性数值计算[J]. 航空动力学报, 2013, 28(9): 1988-1996.
- TIAN Jinhu, QIAO Weiyang, PENG Shenghong. Numerical calculation of dynamic performance of low-bypass ratio turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 1988-1996.
- [26] HUANG H, TAN H, SUN S, et al. Unthrottled flows with complex background waves in curved isolators[J]. AIAA Journal, 2017, 55(9): 2942-2955.
- [27] HUANG H X, TAN H J, SUN S, et al. Transient interaction between plasma jet and supersonic compression ramp flow[J]. Physics of Fluids, 2018, 30(4): 041703.
- [28] BRAUN J, PODLESKI S. Propulsion aerodynamic workshop: Supersonic external-compression inlet: AIAA 2019-4021[R].[S.I.]:AIAA, 2019.
- [29] 蔡飞超, 陈玉春, 陈凤明, 等. 基于数值模拟的超声速进气道附加阻力计算方法研究[J], 科学技术与工程, 2013, 13(15): 4270-4274.
- CAI Feichao, CHEN Yuchun, CHEN Fengming, et al. Study on calculation method for additive drag of supersonic inlet based on numerical simulation[J]. Science Technology and Engineering, 2013, 13(15): 4270-4274.

(编辑:夏道家)