

预冷发动机进气道节流特性数值研究

王海¹, 孙波¹, 卓长飞¹, 满延进², 李宏东²

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;

2. 中国航天科工集团有限公司 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘 要: 为了研究预冷发动机进气道预冷前后的节流特性,以二维轴对称进气道为对象,使用多孔介质耦合源项法进行数值仿真研究,在不同涡轮通道流量系数的工况下对比了预冷效果和进气道预冷前后的气动性能。研究表明:随着涡轮通道流量系数增加,亚声速扩压段锥面压力降低,虚拟预冷区下游低速区面积缩小,而两通道出口总压恢复系数均呈下降趋势,同时涡轮通道流量系数较高的工况冷却效果更好;冲压通道出口总温受预冷区影响而下降,高速工况下降幅度较大,但下降幅度不受涡轮通道出口流量系数影响;相同涡轮通道流量系数的高速工况,经过预冷后涡轮通道流通能力增强。

关 键 词: 预冷发动机进气道;源项法;多孔介质法;总压恢复系数;节流特性

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical investigation on throttle characteristics of precooled engine inlets

WANG Hai¹, SUN Bo¹, ZHUO Changfei¹, MAN Yanjin², LI Hongdong²

(1. School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. Beijing Power Machinery Institute,

China Aerospace Science and Industry Corporation Limited, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to study the throttle characteristics of the precooled engine inlet before and after precooling, the two-dimensional axisymmetric inlet was used as the object, and the porous medium coupled source term method was used to conduct numerical simulation research. Under different working conditions, the precooling effect and the aerodynamic performance before and after precooling were compared. Studies indicated that when the mass-flow-ratio of turbine channel increased, the cone surface pressure of the subsonic diffuser section decreased, the area of the low-velocity zone decreased, the coefficients of total pressure recovery of both outlets showed a downward trend, and the precooling effect of the turbine channel was better. The total temperature of the outlet of the ramjet channel was also reduced by the influence of the precooler, and the degree of decline at high-velocity conditions was larger, but the degree of decline was not affected by the mass-flow-ratio of the turbine channel. In the high-velocity working condition of the same mass-flow-ratio of turbine channel, the turbine channel flow capacity was enhanced after precooling.

收稿日期:2020-07-16

作者简介:王海(1995—),男,硕士生,研究领域为高超声速气体动力学。

通信作者:孙波(1980—),男,副教授,博士,研究领域为高超声速气体动力学。E-mail:hypersun@126.com

引用格式:王海,孙波,卓长飞,等.预冷发动机进气道节流特性数值研究[J].航空动力学报,2021,36(3):553-563. WANG Hai, SUN Bo, ZHUO Changfei, et al. Numerical investigation on throttle characteristics of precooled engine inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3): 553-563.

Key words: precooled engine inlet; source term; porous medium; total pressure recovery coefficient; throttle characteristics

航空涡轮发动机是组合动力发动机在低马赫数状态下的理想动力,其具有比冲高、技术成熟可靠性高等优点^[1-3],但在高飞行马赫数(大于3)时,由于涡轮通道气流温度过高,超过涡轮发动机压气机材料可承受极限温度并且高温使得气流很难压缩,导致涡轮发动机性能急剧恶化,严重制约了涡轮发动机的工作马赫数上限^[4-6]。加装预冷器是解决这一问题的的重要途径之一^[7-9],英国反应引擎公司的协同吸气式火箭发动机(synergetic air-breathing rocket engine, SABRE)具有吸气模态和火箭模态两种模态,吸气模态下通过预冷器降低涡轮通道的气流温度,将涡轮发动机的工作范围拓宽至马赫数为5.5^[10],最大程度上利用了大气中的氧化剂^[11-13]。

国内外很多学者对 SABRE 发动机及进气道进行了建模、仿真和试验等相关研究。如英国反应引擎公司的 Longstaff 等^[14]对 SABRE 发动机项目进行了综述;Varvill^[15]对 SABRE 预冷器模型及试验进行了详细介绍;美国的 Hemsell 等^[16]对 SABRE 发动机和预冷器进行了建模分析;北京动力机械研究所的张志刚等^[17]分析了 SABRE 发动机吸气模式下氢气闭式热力循环系统;南京航空航天大学的李明迪等^[18]设计了基于轴对称形式的组合预冷进气道,研究了出口反压和孔隙率对预冷特性的影响;南京理工大学的薛亮波等^[19]对 SABRE 发动机进气道进行了建模和仿真,研究了预冷器对进气道气动性能的影响;中国空气动力研究与发展中心的罗佳茂等^[20]设计了细小通道换热预冷器并对其进行了仿真,研究了预冷发动机换热器预冷效果和发动机性能。

SABRE 发动机预冷器管径约为 1 mm,壁厚为 27 μm ,而进气道尺寸要大得多,如果直接在进气道中建模进行数值模拟,网格量和计算量都非常大,不易实现,而多孔介质耦合源项法简化计算模型可以作为一种近似方法来研究预冷发动机进气道预冷特性和气动性能。

SABRE 发动机吸气模态下有 2 个通道:冲压发动机通道和涡轮发动机通道。受飞行工况和飞行器姿态影响,发动机在工作时所需空气流量可能存在较大变化,需要对 2 个通道不同节流状态的进气道气动性能进行研究。本文以预冷发动机进气道为研究对象,在虚拟预冷区使用多孔介质

耦合源项法,研究涡轮通道流量对预冷发动机进气道气动性能和预冷特性的影响。

1 物理模型和计算方法

1.1 进气道方案设计

以 $Ma_\infty = 4$ 为设计点,该马赫数下激波封口,为保证 $Ma_\infty = 2$ 工况进气道顺利起动,采用外压单锥压缩设计(如图 1),外压段锥角为 24.5°,唇口至两通道分流处皆为扩张段,渐扩段当量扩张角为 1°,预冷器为锥度为 5°的环形结构。

高速来流在进气道内减速扩压,在扩压段结尾处被分成两部分,一部分经过冲压通道直接进入冲压发动机,另一部分经过预冷器降温后经过涡轮通道进入压气机和涡轮发动机。

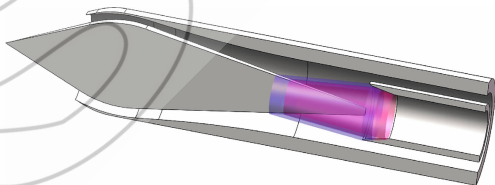


图 1 含预冷区进气道三维模型

Fig. 1 Three-dimensional model of inlet with precooling region

图 2 为预冷区示意图。为尽量避免计算过程中源项法与多孔介质法之间互相干扰,将虚拟预冷区域分为源项法区域和多孔介质法区域两部分,并且两区域不相邻中间有间隔。由于气流经过源项区域降温后总压提升,会影响多孔介质区域压降的准确性,而多孔介质总压损失对总温并无影响,故将源项区域置于多孔介质区域之前。

对进气道流场划分结构化网格,网格数约为 12 万,壁面与激波位置需格外加密,壁面第 1 层网格高度取 0.1 mm,并保证近壁面 y^+ 在 30 左右。计算区域划分和网格划分情况如图 3 所示。

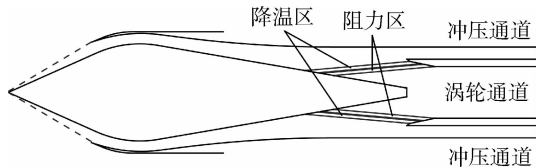


图 2 进气道预冷区示意图

Fig. 2 Schematic diagram of inlet with precooling region

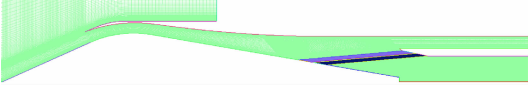


图 3 进气道数值模拟网格

Fig. 3 Grids of inlet numerical simulation regions

对该进气道与虚拟预冷区一体模型进行二维轴对称湍流流动模拟,入口选用压力远场边界,冲压通道选用压力出口边界,涡轮通道选用流量出口边界,壁面均设置为绝热无滑移固体壁面。采用密度基隐式求解器,湍流模型为 $k-\epsilon$ 两方程模型,空间离散格式均采用 1 阶迎风格式。假设来流气体为理想气体,分子黏度由 Sutherland 公式计算,在计算过程中检测残差和两通道出口质量流量。当残差曲线下落 3 个数量级并且进出口流量差值与两通道流量之比同时小于 0.005 即认为计算收敛。

1.2 虚拟预冷区数值模拟方法及验证

预冷器对进气道主要有降温和总压损失两方面影响。本文采用多孔介质法模拟预冷器的压降效应,采用源项法模拟预冷器的预冷效应。计算时以无预冷进气道流场为基准流场,并在此基础上依次进行源项法降温模拟和多孔介质法压降模拟。

1.2.1 多孔介质法

预冷器可以理解为存在大量孔隙的多孔介质材料,多孔介质模拟方法是在定义的计算域内附加流动阻力,以此代替固体管路对流场的阻滞作用,本质上是在动量方程上叠加了一个动量源项。文献[19]也提到使用多孔介质法在虚拟预冷区域添加阻力源,模拟预冷器压降。在流体计算软件中,对于简单的均匀多孔介质,动量守恒方程源项沿 i 方向的分量表示为

$$S_i = \frac{1}{\kappa} \mu v_i + C_2 \cdot \frac{1}{2} \rho |\mathbf{V}| v_i \quad (1)$$

式中 $\frac{1}{\kappa}$ 为黏性阻力系数, C_2 为惯性阻力系数。动量守恒方程源项是由黏性阻力项和惯性阻力项两部分组成,随着速度和密度的变化,这两种阻力影响所占比重也在变化。

$$\begin{cases} P_1 = \frac{\frac{1}{\kappa} \mu v_i}{S_i} \\ P_2 = \frac{C_2 \cdot \frac{1}{2} \rho |\mathbf{V}| v_i}{S_i} \end{cases} \quad (2)$$

式中 P_1 为多孔介质黏性阻力项影响系数, P_2 为多孔介质惯性阻力项影响系数。图 4 为恒定密度 ($\rho=1.6 \text{ kg/m}^3$, 为预冷区域平均密度) 下两种阻力影响系数与速度 v 的关系图,当速度在 15 m/s 以上时,多孔介质的压降效应几乎只受惯性阻力项影响。在进气道工作状态下,虚拟预冷区速度均超过此值,故本文在式(1)基础上简化方程忽略黏性阻力影响。

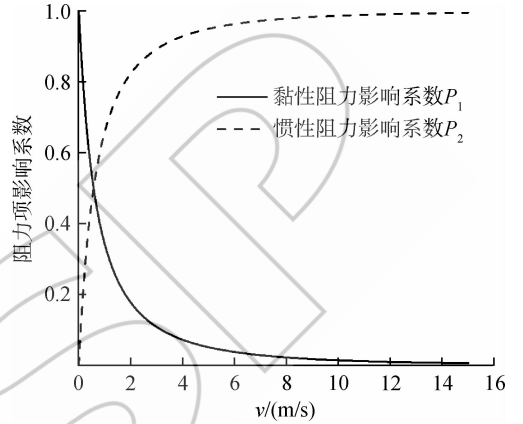


图 4 不同速度下的多孔介质阻力项影响系数

Fig. 4 Influence coefficients of resistance terms in porous media at different velocities

忽略多孔介质黏性阻力项后化简得

$$C_2 = \frac{2\Delta p}{\rho v^2 L} \quad (3)$$

式中 Δp 为压降, ρ 为密度, L 为流程。

1.2.2 源项法

文献[19]提到源项法,将虚拟预冷区以热量源的形式与 Navier-Stokes 方程进行耦合。虚拟预冷区将体积热源吸收从而达到降低涡轮通道总温的目的。在流体计算软件中,能量方程的形式为

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} [u_i(\rho E + p)] = \\ & \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\kappa_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_i} - \sum_j h_j J_j + u_j (\tau_{ij})_{\text{eff}} \right] + S_h \end{aligned} \quad (4)$$

式中 κ_{eff} 为有效导热系数; J_j 为组分 j 的扩散流量; 方程右边括号内的 3 项分别描述了热传导、组分扩散和黏性耗散带来的能量输运; S_h 包括了化学反应以及其他定义的体积热源项。

在本文的研究工况下,涡轮通道流量是作为边界条件给定的,故源项值可以直接计算得出。

$$S_{\text{hl}} = \frac{(T_0 - T_p) c_p \dot{m}}{V} \quad (5)$$

式中 T_1 为预冷前涡轮通道出口总温, T_p 为预冷后涡轮通道出口目标总温, c_p 为来流比热容, $\dot{m}$ 为涡轮通道流量, V 为虚拟预冷区的体积。

1.2.3 多孔介质耦合源项法验证

文献[1]研究了预冷器的流动换热特性,为了验证虚拟预冷区数值模拟方法的正确性,在不同来流速度的工况下,将多孔介质耦合源项法的仿真结果与文献[1]中第 5.4.3 节仿真结果进行对比。图 5 为二维验证模型网格及边界条件,模型为 10° 扇形,模型的上下边界设置为周期边界,右侧为空气进口,左侧为空气出口。

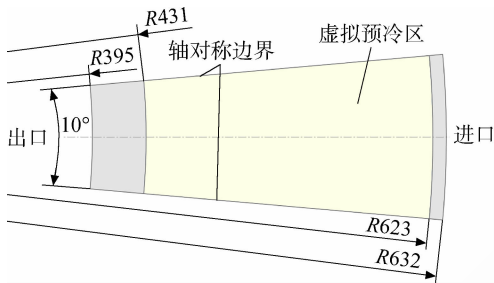
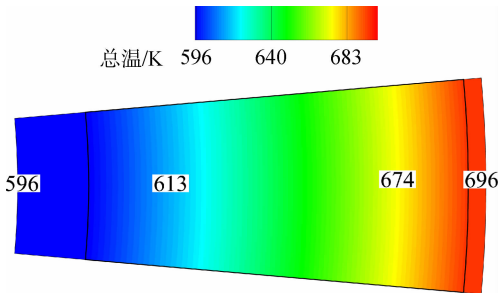


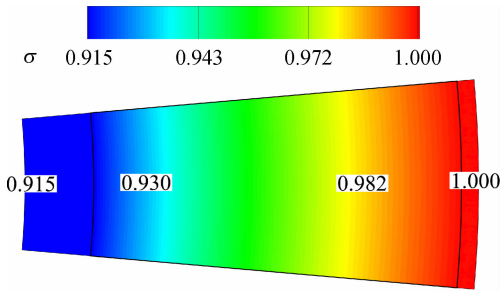
图 5 验证模型及边界条件(单位:mm)
Fig. 5 Validation model and boundary conditions (unit:mm)

验证算例分为 4 种不同工况,设定进口总压为 225 680 Pa,进口温度为 695.7 K,工况 1~工况 4 的出口质量流量分别设置为 0.002、0.004、0.006 kg/s 和 0.008 kg/s,通过改变出口流量从而获得不同的来流速度,根据不同的质量流量和目标参数,由式(3)和式(5)求解出不同设置参数。图 6 为工况 3 总温云图及总压恢复系数(σ)云图,高温来流经过虚拟预冷区降温均匀,降温本该使得总压升高,但耦合多孔介质法后总压也均匀降低。

如图 7 所示,在相同来流工况下,气流经过虚拟预冷区后的总温和总压与文献[1]相差 0.6% 左右,证明多孔介质耦合源项法可以较为准确地模拟出预冷器的降温效应和压降效应。



(a) 总温云图



(b) 总压恢复系数云图

图 6 验证模型总温云图和总压恢复系数云图
Fig. 6 Total temperature contour and total pressure recovery coefficient contour of validation model

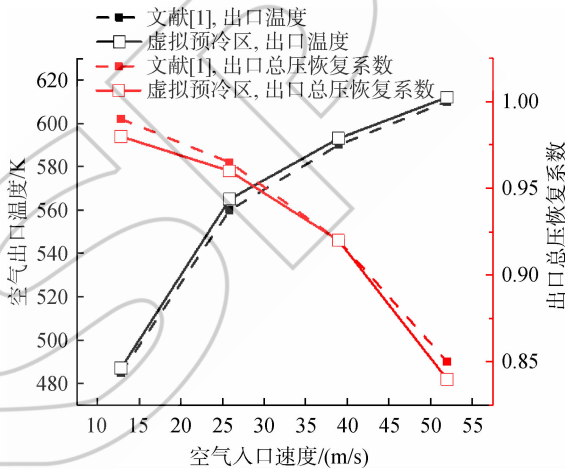


图 7 验证模型出口气流参数与文献[1]中的对比
Fig. 7 Comparison diagram between the validation model and Ref. [1] about outlet flow parameters

2 分析与讨论

表 1 为 1 阶迎风格式与 2 阶迎风格式对进气道出口性能的影响(以 $Ma_\infty=4$ 来流预冷后工况为例),1 阶迎风格式与 2 阶迎风格式相对误差在 1% 左右,对进气道性能参数影响并无太大差异,同时在数值计算过程中,2 阶计算速度过慢,计算容易振荡,并且出口增加反压时计算容易发散,故在保证计算精度的前提下本文后续数值模拟采用 1 阶迎风格式。

表 1 不同迎风格式下涡轮通道出口性能参数
Table 1 Performance parameter of turbine channel exit under different upwind schemes

参数	1 阶迎风格式	2 阶迎风格式	相对误差/ 10^{-3}
总压/Pa	159 614	159 361	1.59
总温/K	365	371	16.4
出口马赫数	0.371	0.374	8.09

2.1 不同涡轮通道流量下无预冷的进气道流场分析

表 2 给出了不同来流马赫数(Ma_∞)下静压、温度等气流参数。

表 2 进气道来流参数
Table 2 Flow parameters of inlet

来流马赫数 Ma_∞	来流静压/Pa	来流静温/K
2	22 699	216.77
4	4 729	217.58

计算无预冷进气道流场时,将虚拟预冷区域(源项法区域和多孔介质区域)处理为内部流通面使来流自然通过,保持冲压通道反压不变,仅调节涡轮通道出口流量系数 Φ_t ,涡轮通道出口流量系数 Φ_t 定义为

$$\Phi_t = \frac{\dot{m}}{\rho v A_c}$$

式中 $\dot{m}$ 为涡轮通道流量, ρ 、 v 分别为来流密度和速度, A_c 为进气道捕获面积。进气道模型具有对称性,本文将马赫数云图与静压比云图合并在一起,静压比 π 定义为

$$\pi = p/p_\infty$$

式中 p 为流场中某点的静压, p_∞ 为来流静压。研究工况如表 3 所示,表中反压值均为出口静压与来流静压的比值。

表 3 工况表
Table 3 Working conditions

Ma_∞	冲压通道反压比	涡轮通道流量系数 Φ_t
2	6.0	0.209
		0.227
		0.245
		0.263
		0.281
		0.299
		0.317
		0.462
		0.5
		0.538
4	38.0	0.576
		0.614
		0.652

图 8 为部分工况下的马赫数 Ma 云图和静压比 π 云图。由于冲压通道出口反压为给定值,进气道流场又是超声速流场,所以涡轮通道流量的增加与涡轮通道出口反压的降低势必是同步发生。伴随着涡轮通道流量增加,进气道由临界状态逐渐向超临界状态过渡,涡轮通道出口马赫数不断提高,有壅塞趋势。

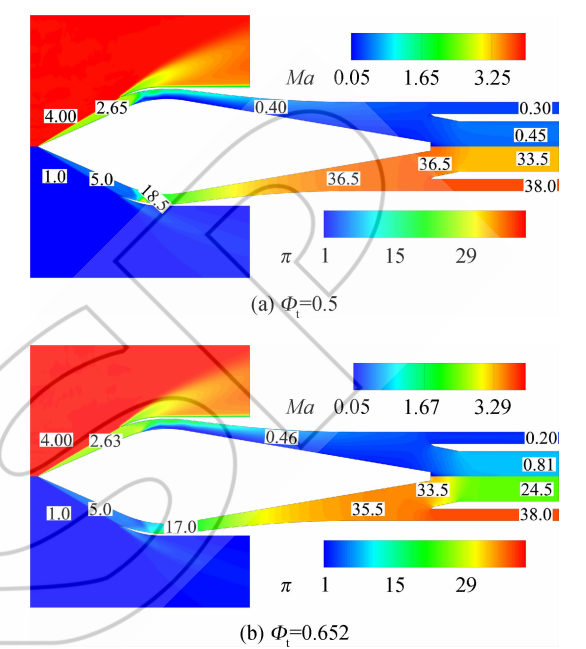


图 8 进气道马赫数云图和静压比云图($Ma_\infty=4$)
Fig. 8 Mach number contours and static pressure ratio contours of inlet ($Ma_\infty=4$)

图 9 为无预冷情况下中心锥壁面压力曲线图, L 为中心锥长度, x/L 表示中心锥上的相对位置,气流静压经过锥型激波和唇口正激波两次突升,又在扩张段里缓慢增长,在中心锥尾部即将流入涡轮通道的气流由于通道收窄,壁面压力有下降趋势。壁面压力在第二次突升前会先明显降低,这是因为在外压式进气道中,唇口以内皆为扩张段,当涡轮通道流量系数增大,正激波从唇口向进气道内部推移,唇口至正激波位置为超声速降压区。

图 10 为无预冷情况下虚拟预冷区附近局部流线图,随着涡轮通道流量系数的增加,预冷区附近的速度随之增加,流线偏转程度也增大。此处气流不均匀但中心锥壁面附面层并未分离,在中心锥尾部存在一片低速区,随着涡轮通道流量系数的提高,低速区面积缩小。

受进气道构型和附面层影响,上部气流总压较高,气流直接进入冲压通道也不会产生过多总

压损失,而进气道下部总压较低的气流流入涡轮通道,并且在台阶处有旋涡产生,使得涡轮通道总压恢复略低于冲压通道。

2.2 不同涡轮通道流量下多孔介质耦合源项法预冷的进气道流场分析

在文中第 2.1 节的基础上,引入多孔介质法和源项法,设定来流经过虚拟预冷区域总温降至 300 K、总压降低 10%,获得各个工况下多孔介质耦合源项法预冷进气道流场。图 11 为预冷发动机进气道部分工况下的马赫数云图、静压比云图。经过预冷后,高速工况涡轮通道出口马赫数骤降,

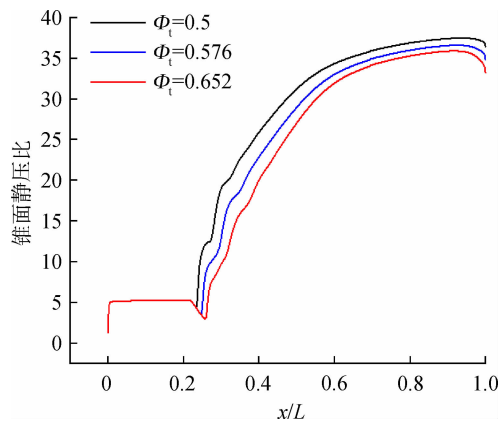


图 9 $Ma_\infty=4$ 工况锥面静压比
Fig. 9 Static pressure ratio of cone of $Ma_\infty=4$

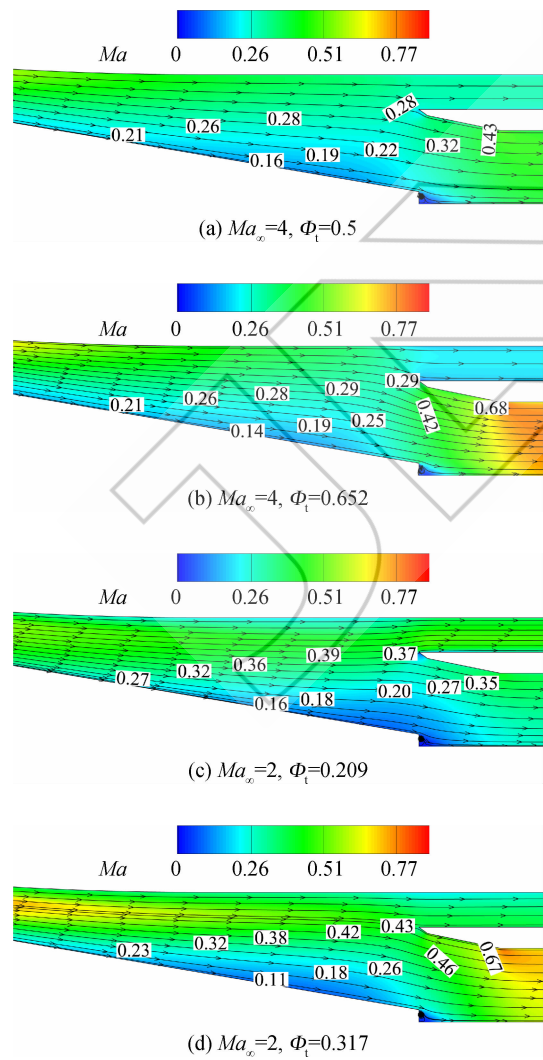


图 10 进气道局部流线图
Fig. 10 Partial streamline diagram of inlet

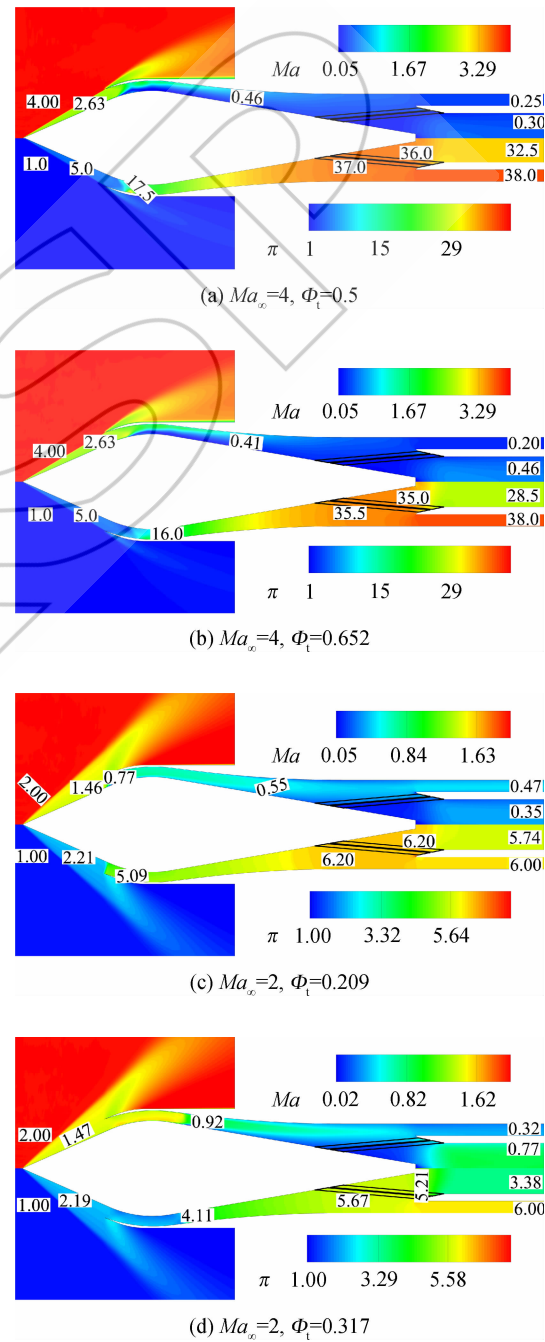


图 11 预冷后进气道马赫数云图和静压比云图
Fig. 11 Mach number contours and static pressure ratio contours of inlet after precooling

极大的缓解了壅塞趋势,涡轮通道流通能力明显提高。

图 12~图 13 为预冷前后中心锥壁面压力曲线图,在高速工况下预冷后壁面压力略微下降,虚拟预冷区对整个亚声速流场都有影响。而在低速工况下预冷区对上游影响较小,处于预冷区之后的壁面压力明显下降。

压通道总温并未产生明显变化,同时低温中心有向中心锥移动的趋势。

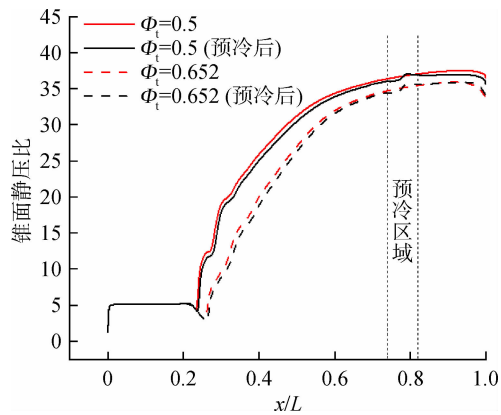


图 12 $Ma_\infty=4$ 工况预冷前后锥面静压比
Fig. 12 Static pressure ratio of cone before and after precooling at $Ma_\infty=4$

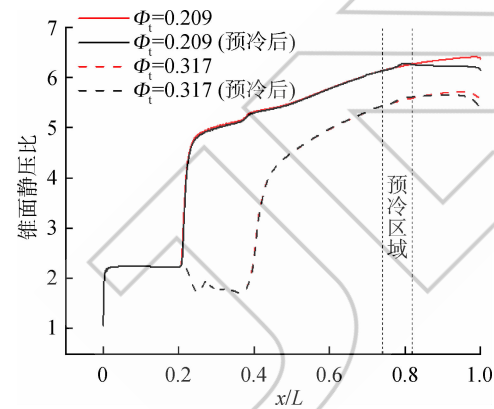


图 13 $Ma_\infty=2$ 工况预冷前后锥面静压比
Fig. 13 Static pressure ratio of cone before and after precooling at $Ma_\infty=2$

图 14 为经过预冷后虚拟预冷区附近局部流线图,与无预冷工况相比,预冷区下游马赫数明显降低,同时气流偏转程度增加,中心锥尾部低速区面积增大,但并未出现边界层分离现象。

图 15 为预冷发动机进气道部分工况下的局部总温云图。气流在进入虚拟预冷区之前由于对流换热效应已经开始降温,随着涡轮通道流量系数的增加,预冷区对上游位置产生的影响更大,但受预冷区影响的气流更多涌入了涡轮通道,故冲

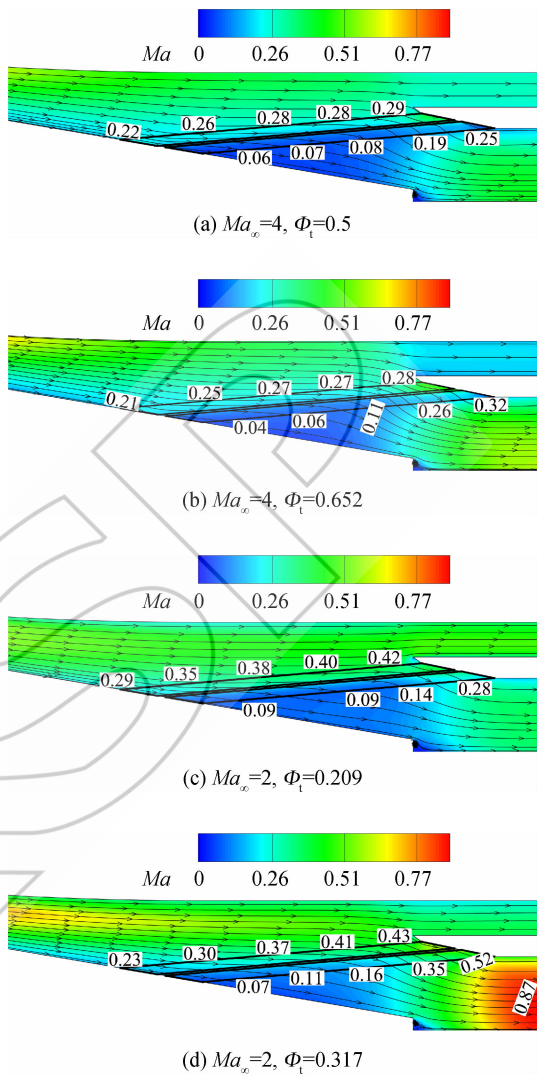
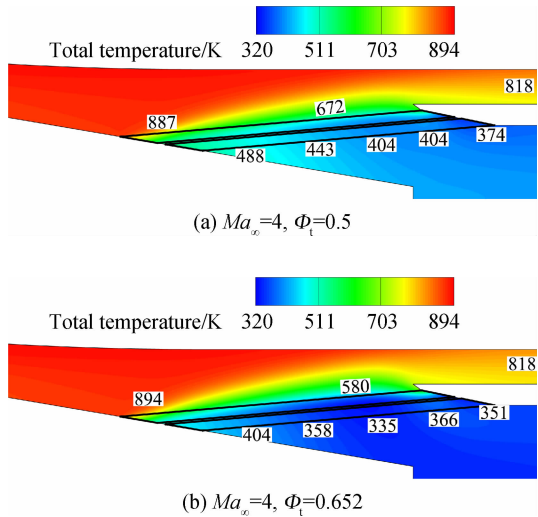


图 14 虚拟预冷区流线图
Fig. 14 Streamline diagram of virtual precooling region



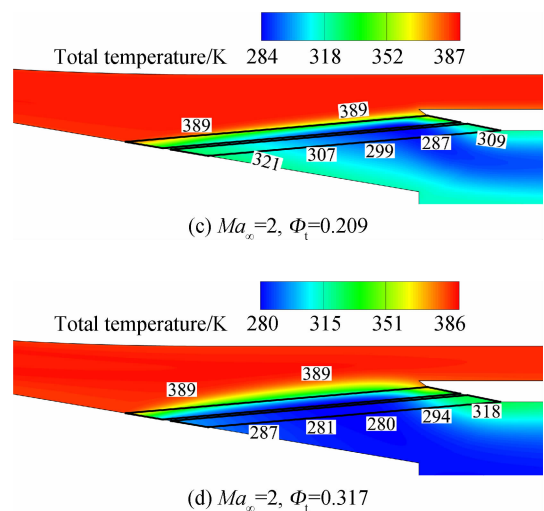


图 15 虚拟预冷区总温云图

Fig. 15 Total temperature contours of virtual precooling region

2.3 进气道气动性能和预冷性能分析

2.3.1 无预冷进气道气动性能分析

进气道唇口正激波前是超声速流场,故相同来流马赫数的工况下,进入进气道的总流量是恒定的,在 $Ma_\infty=4$ 工况激波封口,两通道流量系数总和为 1,在 $Ma_\infty=2$ 工况唇口存在溢流,两通道流量系数总和为 0.597。涡轮通道出口流量与冲压通道出口流量此消彼长。

如图 16 所示,随着涡轮通道流量系数的提高,涡轮通道出口马赫数提升幅度很大,而冲压通道出口马赫数缓慢降低。

图 17 为两通道总压恢复随涡轮通道流量系数变化曲线。随着涡轮通道流量系数的提高,两通道总压恢复系数均持续降低。由于涡轮通道特殊构型,气流汇合以及气流汇合处的旋涡造成部分总压损失,所以涡轮通道出口总压在各个工况下均略低于冲压通道。

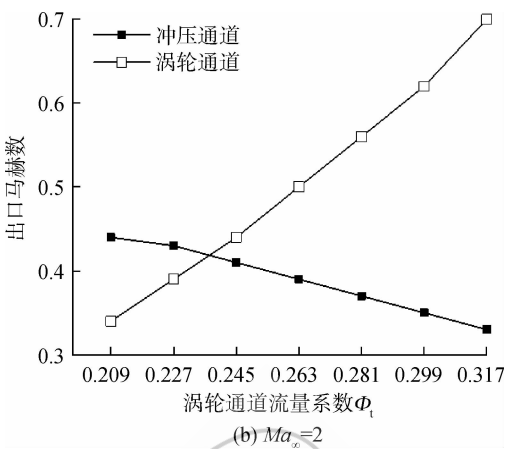
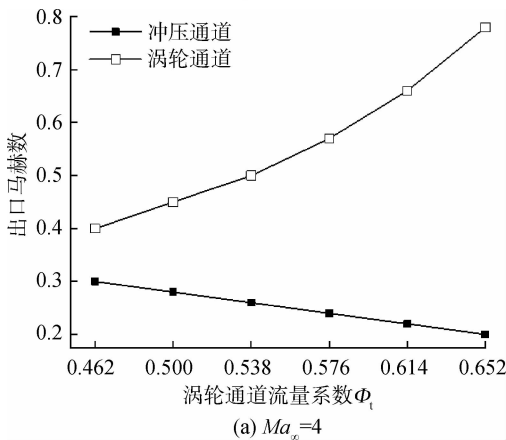


图 16 两通道出口马赫数变化曲线

Fig. 16 Exit Mach number variation curves of two channels

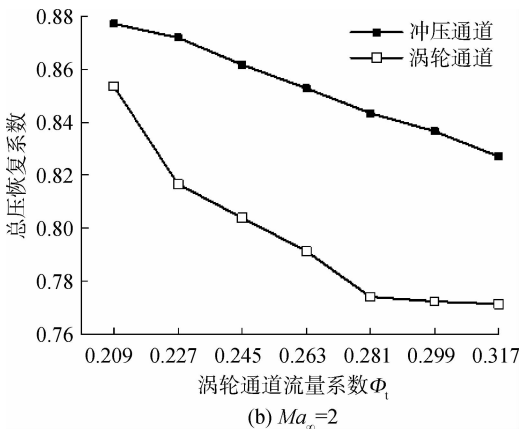
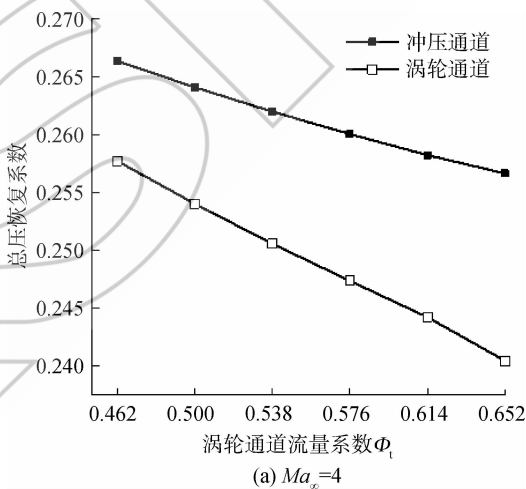


图 17 两通道总压恢复变化曲线

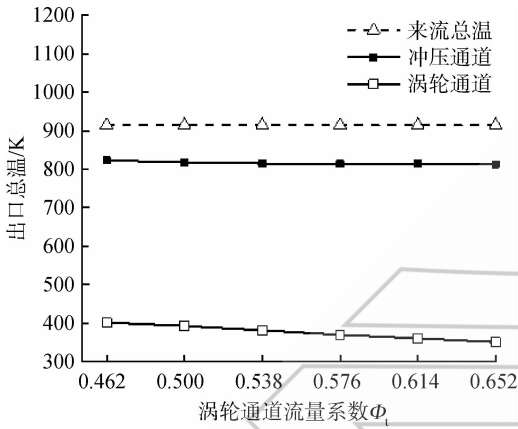
Fig. 17 Total pressure recovery coefficient variation curves of two channels

2.3.2 多孔介质耦合源项法预冷的进气道性能分析

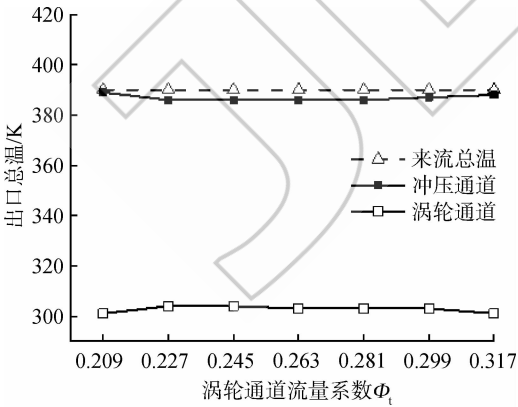
如图 18 所示,在低速工况下涡轮通道出口总

温均从 390 K 降低至 300 K 左右,而对冲压通道总温影响很小;高速工况下涡轮通道出口总温均从 915 K 降低至 380 K 左右,冲压通道出口总温从 915 K 降低至 820 K 左右。来流马赫数越高,虚拟预冷区对冲压通道影响越大,这是因为流入冲压通道的气流在虚拟预冷区上部由于热对流现象被吸走了部分热量,而马赫数越高总温越大,单位时间内需要预冷区吸收的热量越多,即源项值的绝对值越大,热对流现象越强烈,从而影响了冲压通道出口总温。

在高速工况下,随着涡轮通道的流量系数的增加,涡轮通道出口总温呈下降趋势,冷却效果越好,而冲压通道出口总温不受涡轮通道流量系数的影响,维持在 820 K。



(a) $Ma_\infty=4$



(b) $Ma_\infty=2$

图 18 预冷后两通道总温变化曲线

Fig. 18 Total temperature variation curves of two channels after precooling

$Ma_\infty=2$ 工况下虚拟预冷区对冲压通道影响极小,本文后续不再讨论。在给定出口流量的情况下,基于压降效应的多孔介质法和用于降温的源项法对气流各项参数的影响是相反的,涡轮通

道出口马赫数受两种效应耦合影响,源项法使出口马赫数降低,而多孔介质法使出口马赫数升高。如图 19,在 $Ma_\infty=2$ 涡轮通道流量系数较小的工况下,源项法的影响占主导,故经预冷后涡轮通道出口马赫数略微降低;当涡轮通道流量系数提高后,多孔介质的影响占主导,故经预冷后涡轮通道出口马赫数略微升高。

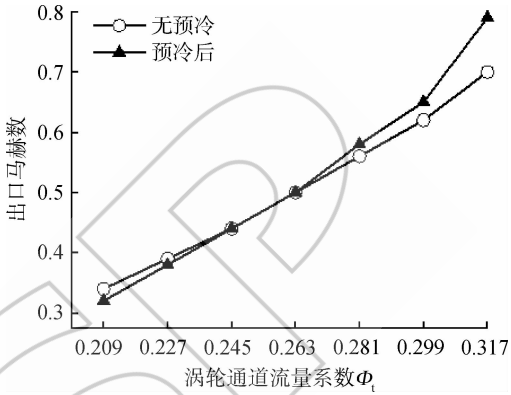


图 19 $Ma_\infty=2$ 工况涡轮通道出口马赫数变化曲线

Fig. 19 Exit Mach number variation curves of turbine channel exits of $Ma_\infty=2$

在高速工况下来流总温高,由于需要吸收的热量更大,源项值的绝对值越大,故源项法的影响始终占主导地位。如图 20,预冷后的高速工况冲压通道出口马赫数略微降低,而涡轮通道出口马赫数大幅度降低,极大缓解了涡轮通道易壅塞的情况,涡轮通道可以通过更多的流量。

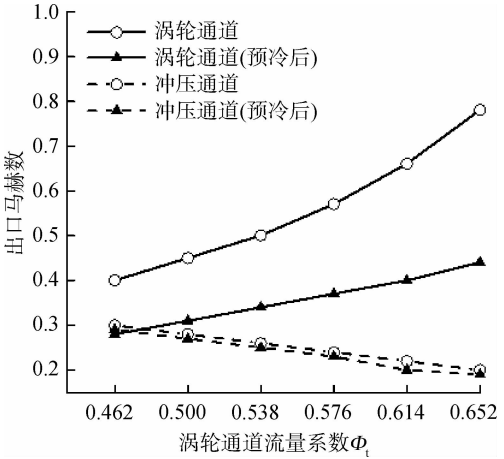


图 20 $Ma_\infty=4$ 工况两通道出口马赫数变化曲线

Fig. 20 Exit Mach number variation curves of two channel exits of $Ma_\infty=4$

图 21~图 22 对比了预冷前后两通道总压恢复系数。经过预冷后,高速工况冲压通道总压恢

复系数降低约 0.5%，造成这一现象原因在于虚拟预冷区对进气道亚声速区域产生影响，唇口正激波位置发生变化，进气道向超临界状态过度。经过预冷后涡轮通道出口总压恢复系数均下降约 10%，体现出了预冷区对涡轮通道的总压损失影响。

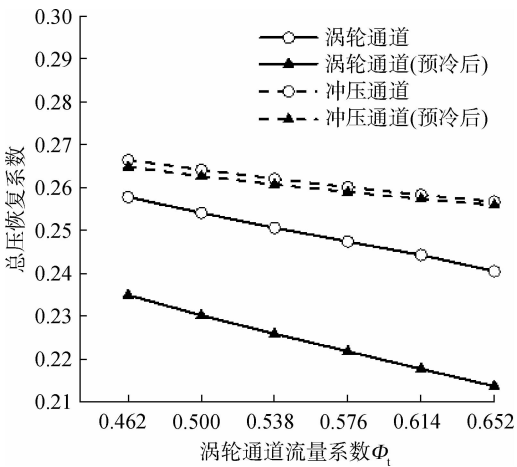


图 21 $Ma_\infty = 4$ 工况两通道总压恢复系数变化曲线
Fig. 21 Total pressure recovery coefficient variation curves of two channels of $Ma_\infty = 4$

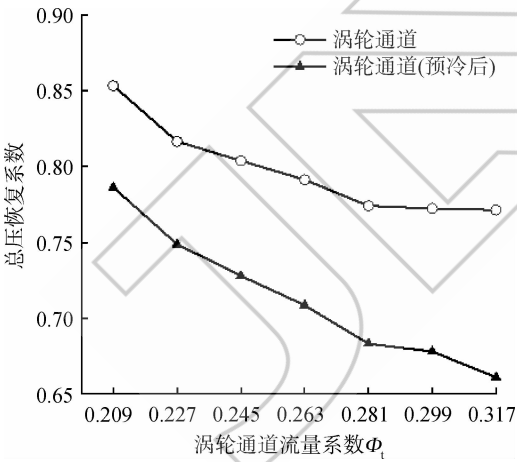


图 22 $Ma_\infty = 2$ 工况两通道总压恢复系数变化曲线
Fig. 22 Total pressure recovery coefficient variation curves of turbine channels of $Ma_\infty = 2$

3 结 论

本文使用多孔介质耦合源项法在不同涡轮通道流量系数工况下对预冷发动机进气道进行了数值仿真，研究了涡轮通道流量系数对进气道的影响，得到以下结论：

1) 高速工况下涡轮通道流量系数越高，涡轮通道降温效果越好，而预冷后的冲压通道总温不

受涡轮通道流量系数的影响。

2) 预冷发动机进气道涡轮通道流量系数与两通道总压恢复呈负相关，可以牺牲部分涡轮通道流量以提高两通道总压恢复。

3) 相同涡轮通道流量系数的高速工况下，经过预冷，涡轮通道出口马赫数大幅度降低，提高了涡轮通道流通能力。

由于发动机预冷器形状和安装位置限制，此区域内气流参数极度不均匀，如何在气流不均匀区域实现特定的总压损失是研究的难点，这将是后续工作的研究重点。

参考文献：

[1] 魏鑫. 吸气预冷发动机热力循环及预冷器传热特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
WEI Xin. Study on thermal cycle of air-breathing precooled engine and heat transfer characteristics of precooler [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)

[2] 谢睿轩. 单级入轨空天飞机用新型液态空气循环发动机研究[J]. 内燃机与配件, 2018, 39(10): 17-19.
XIE Ruixuan. Research on a new type of liquid air cycle engine for SSTD spaceplane[J]. Internal Combustion Engine and Parts, 2018, 39(10): 17-19. (in Chinese)

[3] 邹正平, 刘火星, 唐海龙, 等. 高超声速航空发动机强预冷技术研究[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2544-2562.
ZOU Zhengping, LIU Huoxing, TANG Hailong, et al. Pre-cooling technology study of hypersonic aeroengine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2544-2562. (in Chinese)

[4] 李晨沛, 王跃社, 王海军, 等. 复合发动机预冷器换热特性研究[J]. 工程热物理学报, 2017, 38(4): 811-816.
LI Chenpei, WANG Yueshe, WANG Haijun, et al. Numerical analysis of heat transfer in precooler for hybrid air-breathing rocket engines[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(4): 811-816. (in Chinese)

[5] 杨新全, 聂万胜, 刘晓慧. SABRE 吸气模式热力循环及预冷器性能分析[J]. 战术导弹技术, 2018, 39(1): 104-110.
YANG Xinlei, NIE Wansheng, LIU Xiaohui. Performance analysis of thermodynamic cycle and pre-cooler in SABRE air-breathing mode[J]. Tactical Missile Technology, 2018, 39(1): 104-110. (in Chinese)

[6] 周建兴, 张浩成, 高启滨, 等. 基于 sabre 技术的高超声速预冷飞行器应用分析[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2196-2206.
ZHOU Jianxing, ZHANG Haocheng, GAO Qibin, et al. Analysis of vehicle applications propelled by SABRE-based precooled hypersonic engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2196-2206. (in Chinese)

[7] 邓大祥, 陈小龙, 谢炎林, 等. 航空航天冷却微通道制造技术及应用[J]. 航空制造技术, 2017, 60(23/24): 16-24.

DENG Daxiang, CHEN Xiaolong, XIE Yanlin, et al. Fabrication and application of microchannels heat sinks in aerospace areas[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(23/24): 16-24. (in Chinese)

[8] 邓帆, 陈林, 宋巍, 等. 英国空天飞机云霄塔的总体方案设计及任务需求分析[J]. 飞航导弹, 2017, 47(2): 41-45.

DENG Fan, CHEN Lin, SONG Wei, et al. The overall plan design and mission demand analysis of the SKYLON project[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2017, 47(2): 41-45. (in Chinese)

[9] 康开华, 丁文华. 英国未来的 SKYLON 可重复使用运载器[J]. 导弹与航天运载技术, 2010, 39(6): 53-56.

KANG Kaihua, DING Wenhua. British future SKYLON reusable launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2010, 39(6): 53-56. (in Chinese)

[10] 牛文, 李文杰. SKYLON 飞行器与 SABRE 发动机研究[J]. 飞航导弹, 2013, 43(3): 70-75.

NIU Wen, LI Wenjie. Research of SKYLON aircraft and SABRE engine[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2013, 43(3): 70-75. (in Chinese)

[11] FINCHAM J, TAYLOR N V. Freestream disturbance effects on an axisymmetric hypersonic intake[R]. AIAA-2011-5760, 2000.

[12] EGGERS T, DITTRICH R, VARVILL R. Numerical analysis of the SKYLON spaceplane in hypersonic flow[R]. San Francisco, USA: the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011.

[13] MEHTA U, AFTOSMIS M, BOWLES J, et al. SKYLON aerodynamics and SABRE plumes[R]. AIAA 2015-3605, 2015.

[14] LONGSTAFF R, BOND A. The SKYLON project[R]. San Francisco, USA: the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011.

[15] VARVILL R. Heat exchanger development at Reaction Engines Limited[J]. Acta Astronautica, 2009, 66(9/10): 1468-1474.

[16] HEMPESELL M. Progress on SKYLON and SABRE[R]. Beijing: the 64th International Astronautical Congress(IAC), 2013.

[17] 张志刚, 陈静敏, 李志永, 等. SABRE 发动机吸气模式下氦气闭式循环特性分析[J]. 战术导弹技术, 2016, 37(2): 57-62.

ZHANG Zhigang, CHEN Jingmin, LI Zhiyong, et al. Characteristic analysis of the helium closed cycle of SABRE in air-breathing mode[J]. Tactical Missile Technology, 2016, 37(2): 57-62. (in Chinese)

[18] 李明迪, 苏伟仪, 关李鑫, 等. 高马赫数进气道-预冷器流动与预冷耦合特性的初步研究[R]. 成都: 第 7 届冲压发动机技术交流会, 2019.

[19] 薛亮波, 孙波, 卓长飞, 等. 预冷对发动机进气道流动特性影响的数值模拟研究[J]. 推进技术, 2020, 41(6): 1227-1236.

XUE Liangbo, SUN Bo, ZHUO Changfei. Numerical simulation study of effects of precooling on flow characteristics of engine inlets[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(6): 1227-1236. (in Chinese)

[20] 罗佳茂, 杨顺华, 张建强, 等. 换热预冷发动机预冷特性和发动机性能数值研究[J]. 航空学报, 2019, 40(5): 111-123.

LUO Jiamao, YANG Shunhua, Zhang Jianqiang, et al. Numerical investigation of pre-cooling characteristics of heat exchange pre-cooling engine and engine performance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(5): 111-123. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)