

# 预冷对发动机进气道流动特性影响的数值模拟研究\*

薛亮波<sup>1</sup>, 孙波<sup>1</sup>, 卓长飞<sup>1</sup>, 满延进<sup>2</sup>, 李宏东<sup>2</sup>

(1.南京理工大学机械工程学院, 江苏南京 210094;

2.北京动力机械研究所, 北京 100074)

**摘要:** 为了研究预冷对协同吸气式火箭发动机 (Synergetic Air-Breathing Rocket Engine, SABRE) 进气道流场性能的影响, 以各工况临界状态下无预冷的 SABRE 发动机进气道为对象, 结合多孔介质耦合源项法开展了预冷效应对进气道流动特性影响的数值仿真研究。对比了预冷前后进气道流场及气动性能的变化。研究表明, 多孔介质耦合源项法预冷可以较好地模拟预冷器的冷却效应及压降效应, 预冷后结尾激波较预冷前向前移动了一段距离, 各工况涡轮通道出口总温降低了 48%~77%, 其中  $Ma2\sim4$  时总温降低到了 210K 左右; 来流空气经预冷后涡轮通道出口马赫数降低, 流量系数也随之降低; 进气道总压恢复系数呈减小趋势, 低速工况总压恢复系数较好, 预冷前后两通道总压恢复系数变化不大, 涡轮通道流量系数较预冷前降低了约 15%。

**关键词:** SABRE 进气道; 数值仿真; 源项; 多孔介质; 预冷; 压降

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2020) 06-1227-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190368

## Numerical Simulation Study of Effects of Precooling on Flow Characteristics of Engine Inlets

XUE Liang-bo<sup>1</sup>, SUN Bo<sup>1</sup>, ZHUO Chang-fei<sup>1</sup>, MAN Yan-jin<sup>2</sup>, LI Hong-dong<sup>2</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

**Abstract:** To study the precooling effect and flow field performance of synergetic air-breathing rocket engine (SABRE) inlet, the SABRE engine inlet without precooling under critical state of each working condition was adopted, and a numerical simulation study of the effects of precooling on the flow characteristics of inlet was carried out in combination with porous media coupling source term. The change of aerodynamic performance of inlet before and after precooling was compared, and the effect of airflow on inlet performance after precooling was explored. Studies indicate that porous media coupled source term method could commendably simulate the cooling effect and pressure drop effect of precooler and the terminal shock wave moves forward a distance after precooling. The total temperature of turbine channel outlet under each working condition decreases by 48%~77%, among which the total temperature at  $Ma2\sim4$  reduces to around 210K. After precooling the incoming air, the exit Mach number of turbine channel is reduced, and its mass flow ratio also decreases accordingly. The inlet total pressure recovery coefficient tends to decrease, and it is better at low speed condition. The change of total pressure recovery coefficient of the two channels before and after precooling is not obvious. Mass flow ratio of turbine channel is approximately 15% lower than that without precooling.

\* 收稿日期: 2019-07-12; 修订日期: 2019-09-26。

作者简介: 薛亮波, 硕士生, 研究领域为高超声速气体动力学。E-mail: 424130533@qq.com

通讯作者: 孙波, 博士, 讲师, 研究领域为飞机内流空气动力学。E-mail: hypersun@126.com

引用格式: 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 Liang-bo, SUN Bo, ZHUO Chang-fei, et al. Numerical Simulation Study of Effects of Precooling on Flow Characteristics of Engine Inlets[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(6): 1227-1236.)

**Key words:** SABRE inlet; Numerical simulation; Source term; Porous media; Precooling; Pressure drop

## 1 引言

预冷吸气发动机<sup>[1]</sup>是高超声速飞机的理想动力之一,通过对来流空气预冷,可以在很大程度上扩展飞行包线,飞行马赫数可扩展到 $5^{[2-6]}$ 以上,在高超声速飞行器飞行中预冷的优势非常显著。协同吸气式火箭发动机(Synergetic Air-breathing Rocket Engine, SABRE)是典型的预冷吸气发动机,其在吸气模式将进气道吸入的空气在0.01s内从 $1000^{\circ}\text{C}$ 降低到 $-100^{\circ}\text{C}$ 左右<sup>[7]</sup>,从而使涡轮压气机实现对空气的极高压比压缩,不仅可以有效提升燃烧做功的热力循环效率,也使得压缩空气可以直接使用火箭发动机燃烧室,降低了结构质量,并在 $Ma>5.5$ 甚至 $Ma>6$ 后进入火箭模式。

国内外许多学者对SABRE发动机进行了整体建模以及相关实验研究,Roger等<sup>[8]</sup>对SABRE发动机进行了综述。陈静敏等<sup>[9]</sup>对SABRE发动机在吸气模式下的发动机总体性能进行了计算。张建强等<sup>[10]</sup>建立了SABRE发动机各部件模型,计算了SABRE发动机的设计点和非设计点的性能参数。针对SABRE关键技术——预冷器技术,Varvill<sup>[11]</sup>介绍了英国喷气发动机公司(Reaction Engine Limited, REL)预冷器发展现状。Murray等<sup>[12]</sup>对吸气式火箭发动机用预冷器进行了实验研究。朱岩等<sup>[13]</sup>建立了SABRE发动机的预冷器模型,进行了换热特性的仿真分析。罗佳茂等<sup>[14]</sup>设计了一种适合于涡轮发动机使用的换热预冷器,通过仿真并结合数值程序对换热器预冷效果和发动机性能进行了深入研究。杨新奎等<sup>[6]</sup>分析了SABRE发动机吸气模式热力循环过程,对预冷器性能进行了分析,进一步加深了SABRE吸气模式下发动机性能的研究。魏鑫<sup>[15]</sup>则针对SABRE发动机热力循环及预冷器,通过仿真分析研究了不同参数对预冷器流动换热特性的影响,深化了对SABRE发动机热力循环的认识,为预冷器的设计提供了理论依据和数据规律支撑。

常见的预冷技术有两种<sup>[16]</sup>:(1)在压气机前喷入冷却介质进行预冷;(2)压气机前或进气道中加装换热预冷器对空气进行冷却。乐嘉陵等<sup>[17]</sup>通过数值仿真研究了基于变型面TBCC进气道结构的喷水冷却效果,分析了冷却水在进气道内的蒸发冷却过程,揭示了进气道喷水冷却特性及喷水冷却对扩展飞行器飞行马赫数的作用。

本文通过合理的数值模拟方法模拟预冷器的降温效应及压降效应,研究了预冷效应对进气道流动特性的影响。

## 2 物理模型和计算方法

考虑到流体通过预冷器时产生的压降效应,将预冷器部分假设为多孔介质区域模拟压降效果,并耦合源项法对空气进行降温冷却。

### 2.1 源项法

源项法预冷即将预冷区域以热量源的形式与N-S方程进行耦合。预冷器将体积热源吸收从而达到降低涡轮通道总温的目的。

对于量热完全气体,有

$$h = c_p T \quad (1)$$

在Fluent中,能量方程的形式为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i}(u_i(\rho E + p)) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left( k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_i} - \sum_j h_j J_j + u_j (\tau_{ij})_{\text{eff}} \right) + S_h \quad (2)$$

式中 $k_{\text{eff}}$ 为有效热传导系数, $J_j$ 为组分 $j'$ 的扩散流量,方程右边括号内的三项分别描述了热传导、组分扩散和粘性耗散带来的能量输运, $S_h$ 包括了化学反应以及其它定义的体积热源项。

### 2.2 多孔介质法

本文采用多孔介质来模拟空气流过预冷器后产生的压降。文献[18]提到了与多孔介质有关的达西定律和尔格方程,在此基础上,逆推得到了以压降 $\Delta p$ 为已知量的关于孔隙率 $\varepsilon$ 的一元三次方程,从而得到了粘性阻力系数和惯性阻力系数。

关于孔隙率 $\varepsilon$ 的一元三次方程

$$\varepsilon^3 - m\varepsilon^2 + (2m + n)\varepsilon = m + n \quad (3)$$

式中 $m = A \cdot \frac{L}{\Delta p} \frac{\mu v}{d_p^2}$ ,  $n = B \cdot \frac{L}{\Delta p} \frac{\rho v^2}{d_p}$ 。式中,记

沿 $x$ 方向的流程 $L$ 上的压降为 $\Delta p$ , $\mu$ 为动力粘度, $v$ 为速度, $d_p$ 为粒子直径, $\rho$ 为密度, $A$ 和 $B$ 为经验常数,一般取 $A = 150$ , $B = 1.75$ 。

在Fluent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

$$S_i = \frac{1}{\kappa} \mu v_i + C_2 \cdot \frac{1}{2} \rho |V| v_i \quad (4)$$

式中 $\frac{1}{\kappa}$ 为粘性阻力系数, $C_2$ 为惯性阻力系数。

$$\begin{cases} \frac{1}{\kappa} = \frac{A(1-\varepsilon)^2}{d_p^2 \varepsilon^3} \\ C_2 = \frac{2B(1-\varepsilon)}{d_p \varepsilon^3} \end{cases} \quad (5)$$

流体通过多孔介质,由于多孔介质的特性及其阻力系数、孔隙率等参数的影响,会出现阻力压降现象。文献[19]研究了单相流体通过多孔介质通道时的阻力特性,本文为减小计算量,进一步简化该文献中的模型,取小球直径为2mm,以式(3)和式(5)得出的结果作为输入,与文献中的实验数据对比,对多孔介质阻力特性进行验证,图1为实验段的几何模型及网格,因文中未给出入口段具体高度,所以进行了适当修改。



Fig. 1 Geometric model

分别取速度  $u$  为 0.001m/s, 0.005m/s, 0.01m/s, 0.05m/s, 0.1m/s, 对几何模型进行数值仿真,选择常用的  $k-\varepsilon$  湍流模型。由于简化多孔模型的局限性,只给出 Forchheimer 区的速度为 0.01m/s 的压力分布图和速度分布图,见图2。

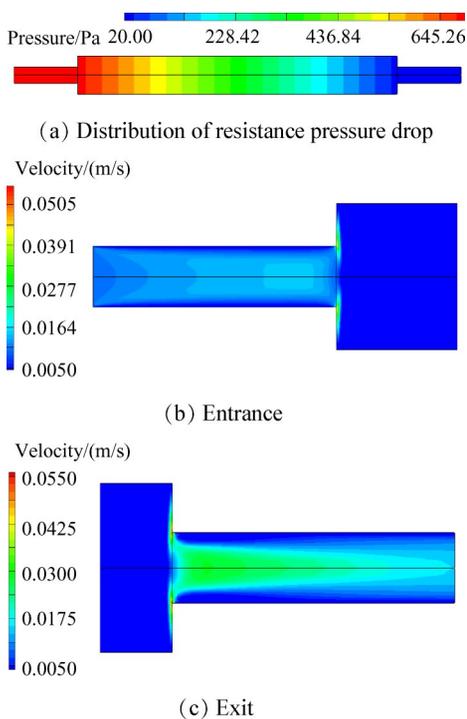


Fig. 2 Distribution of pressure and velocity ( $u=0.01m/s$ )

由上述的压降分布图可以看出,多孔介质中的压力在径向上均匀分布,即在径向上不存在压力梯度;在轴向上呈现逐渐递减的趋势,存在很明显的压

力梯度。由速度分布图可以看出,利用简化模型计算得到的多孔介质区域的速度在径向和轴向上都是均匀分布的,但入口端与出口端的速度分布是不一样的,产生了一定的速度梯度的变化(变化较小),可见在多孔介质入口和出口存在着入口和出口效应。

结合数值计算所得数据,绘制了颗粒直径为2mm的玻璃球所构成的多孔介质中流体阻力压降  $\Delta p$  随速度变化的关系图,如图3所示,可以看出,通过 Fluent 软件数值模拟得到的多孔介质单相流体低流速时的阻力压降变化趋势与文献中实验所得基本吻合,计算值略高于实验值,两者最大偏差不超过10%,说明本文采用多孔介质法模拟流体压降是可行的。

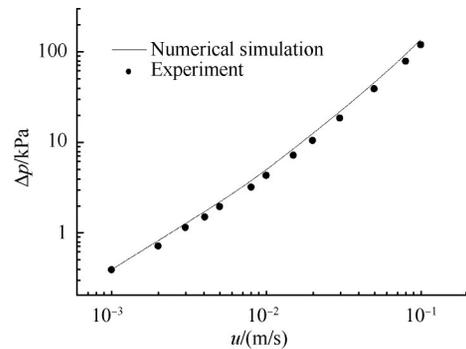


Fig. 3 Relationship between pressure drop and mass flow in media

### 2.3 进气道方案设计

本文同样采用轴对称可调进气道常用的调节方案——前移中心锥,内通道按  $Ma2$  状态设计,实现  $Ma2\sim6$  范围内锥形激波封口,达到调整进气道捕获流量的目的,其中  $Ma2\sim6$  范围内均为纯外压设计,见图4。

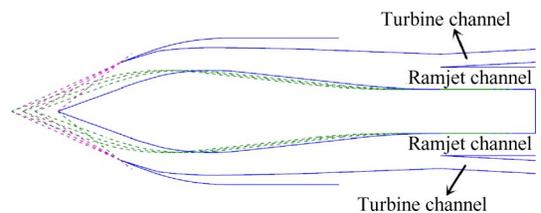


Fig. 4 Scheme of moving the center cone forward

根据资料对所采用的进气道开展方案设计,图5为进气道结构示意图,该进气道采用轴对称外压式进气道布局,中心锥半锥角同样选择为  $20^\circ$ ,其中三道挡风板迎风面与轴线夹角在  $15^\circ\sim20^\circ$ ,唇口角  $17^\circ$ ,进气道总长15m。中心锥为可伸缩设计,后部通过支

板固定在外壁上,前部可通过类似天线拉伸的方式向前运动。随着马赫数的增大和飞行高度的升高,中心锥向前移动实现各马赫数前缘激波封口,并且通过与之相连的平板顺次带动三道挡风板向前移动。三道挡风板的存在是为了在加速到  $Ma > 6$  关闭进气道,发动机进入火箭模式。随着马赫数的增大及中心锥的前移,挡风片随之向前移动,到  $Ma 6$  时,内通道仅存在一道挡风板。

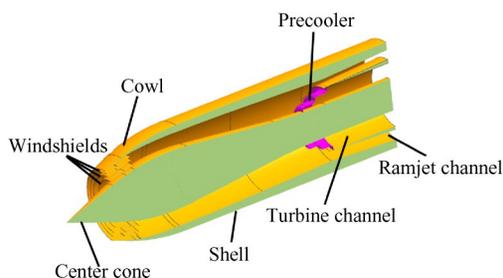


Fig. 5 Structural schematic of inlet

## 2.4 预冷区几何构型

进气道在扩压段分为内外两个环路,二者通过预冷器连通,即图6中涡轮进口附近的阶梯型预冷器。本文根据实际预冷器模型将其简化为两层台阶环面,并在拐角处作倒角处理以减小流场畸变。此外,考虑到预冷器紧贴涡轮进口安装可能会对冲压通道产生干扰,故将预冷器位置相对于涡轮进口向后移动150mm,预冷器厚度为200mm。

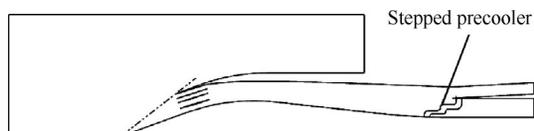


Fig. 6 Geometric model of inlet with pre-cooler

## 2.5 数值模拟方法

对进气道流场进行结构化网格划分,网格数10万左右。采用商业流体力学软件Fluent 15.0对进气道进行轴对称湍流流动模拟,湍流模型选用RNG  $k-\epsilon$  模型,通量差分格式ROE-FDS,分子粘性系数由Sutherland公式给出,流动和湍流的离散化采用一阶迎风格式。在计算过程中监测方程残差、出口质量流量及涡轮通道出口总温。计算收敛准则为:连续方程的残差下降五个数量级以上,能量方程、动量方程以及  $k-\epsilon$  方程的残差下降三个数量级以上或继续迭代残差不再下降,进出口流量差和进出口流量之比小于0.005时,认为计算收敛。数值模拟过程中入口为压力远场边界条件,出口采用压力出口边界条件,壁面取绝热无

滑移和固体边界。为适应粘性计算与激波捕获的需要,加密壁面(包括挡风片)附近的网格,第一层网格高度取0.1mm,并在Fluent中对网格进行了自适应网格处理,保证近壁面的  $y^+$  在30左右。具体的计算区域划分及网格划分情况见图7。

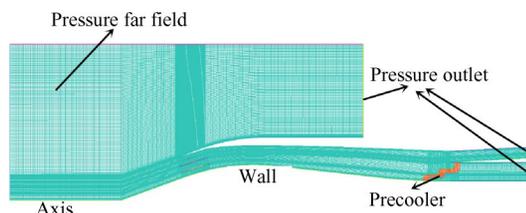


Fig. 7 Grids of inlet numerical simulation regions

文中以各工况不同临界反压下不含预冷器的进气道流场作为基准流场,在此基础上模拟预冷区的预冷效果并研究预冷效应对进气道气动性能的影响。首先,将预冷器部分假设为多孔介质区域,在Fluent中计算得到各马赫数下进气道预冷区域附近速度和密度,根据实际压力损失取其10%为多孔介质区域的压降,并以此得到粘性阻力系数、内部阻力系数和孔隙率填入Fluent相应面板中。然后,将预冷器部分设置为预冷区域(同样为多孔介质区域),利用源项法编制的用户自定义函数(User-Defined Functions, UDF)使预冷区域以体积热源的形式与N-S方程耦合,达到将体积热源吸收的目的。通过多孔介质耦合源项法达到对来流空气降温及模拟预冷器产生的压降的目的。

## 3 分析与讨论

### 3.1 临界反压下无预冷的进气道流场

表1给出了进气道各马赫数下的压力、温度等来流参数。

Table 1 Flow parameters of inlet

$Ma$	Pressure/Pa	Temperature/K	Total temperature/K
2	22700	216.77	390
3	9422	216.65	607
4	5275	216.89	911
6	1616	224.53	1841

计算临界状态下进气道性能时,在Fluent中将预冷区域的边界处理为内部线(Interior),即预冷区部分为流通面,空气自由通过该区域,得到各工况进气道的反压特性及流动特性。图8给出了  $Ma 2 \sim 6$  进气道临界状态下的马赫数和压力云图,其中压力云图以

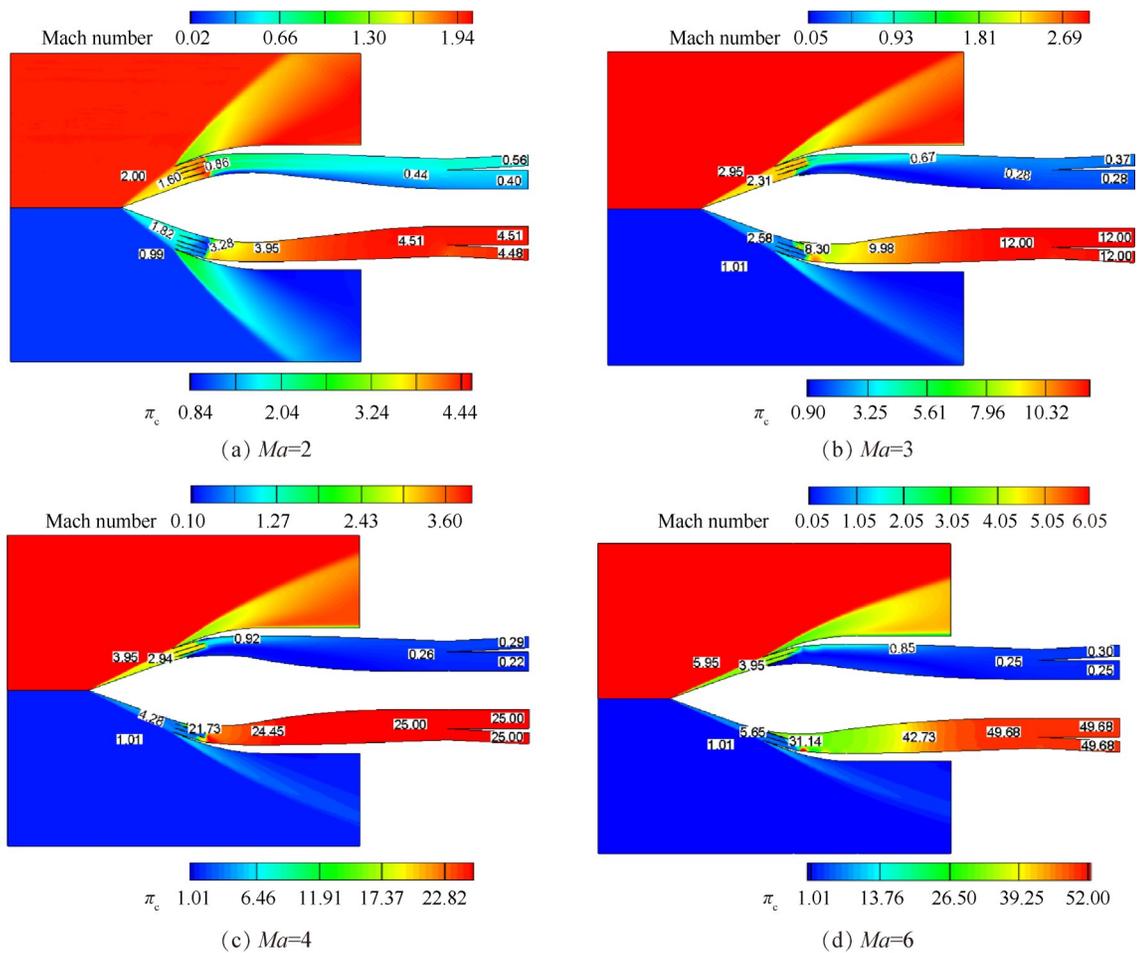


Fig. 8 Mach number contours and pressure contours of inlet for critical state under different Mach number of coming flow

压比(即进气道中各点压力与来流静压之比)表示。由于进气道是轴对称可调进气道,所以每个工况下的云图取上半部分为马赫数云图,下半部分为压力云图。值得注意的是,图8云图中标注的马赫数、压力等参数均为非均匀参数,即局部马赫数、局部压力等,并非其特征截面参数,目的是为了更清楚地描述流场的变化情况。

其中,各工况临界状态下的临界压比见下式,各工况临界压比见表2。

$$\pi_c = p_{out}/p_\infty \quad (6)$$

式中  $p_{out}$  为出口静压,  $p_\infty$  为来流静压。

从图8可以看出,各工况进气道均实现前缘激波封口设计,因此全包线范围内进气道的流量系数均

在0.99以上。临界状态下结尾激波基本都被推移到挡风板后方,紧贴着挡风板。对于进气道的临界状态,当出口反压略微超出临界背压时,进气道不再处于临界状态,激波无法稳定在内通道中,此时通道会出现溢流,甚至导致全流场的发散。

由挡风板到涡轮通道进口该段内通道均为亚声扩压通道,由云图可以看到空气在亚声扩压通道内扩压减速,而且文中涡轮通道高度一定(即涡轮通道相当于等直段)。随着来流马赫数的增大,临界压比也在不断增大,预冷区附近来流空气速度均在  $Ma$ 0.3以下,并且随马赫数升高和临界压比的增大而不断降低,涡轮通道出口马赫数也在逐渐降低。各工况进气道出口流场均为亚声速流,  $Ma$ 6时,涡轮通道出口马赫数仅为0.2左右。此外,可以看到,结尾激波后压力分布较为均匀,各通道出口压比与临界压比基本一致。

### 3.2 多孔介质预冷的进气道流场

在上述基础上,开展预冷对进气道流动特性影响的数值仿真,采用多孔介质耦合源项法模拟预冷器的冷却效应和压降效应。

Table 2 Critical back pressure under different working conditions

$Ma$	Critical back pressure ratio
2	4.5
3	12.0
4	25.0
6	50.0

图9给出了预冷前后涡轮通道出口总温变化曲线,预冷前涡轮通道出口总温随飞行工况的变化而升高,预冷后各工况进气道涡轮通道出口总温较预冷前降低了48%~77%。预冷效应随马赫数升高而逐渐增强,涡轮通道出口总温明显降低,从而提高涡轮高压气机压缩效率及发动机的热力循环效率。

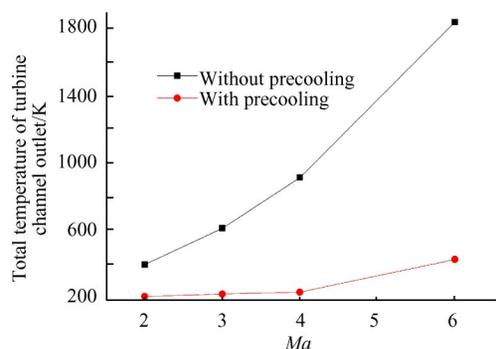


Fig. 9 Comparison of total temperature of turbine channel outlet

由前文知道预冷器附近来流空气速度均在 $Ma0.3$ 以下,所以预冷区域附近密度和速度可以取常数,于是根据各工况压降及式(3)和式(5)计算得到与多孔介质区域相关的参数,见表3。其中, $Ma2,3,6$ 的孔隙率几乎等于1,但是并不等于流道全部敞开使气流自由通过,因为多孔介质是充满孔隙的结构,因此该区域会产生一定的阻力效应,从而模拟多孔介质区域产生的压降效应。

Table 3 Parameters of Porous media region

Ma	Viscous resistance/(1/m <sup>2</sup> )	Inertial resistance/(1/m)	Fluid porosity
2	870.3	8.461	0.9976
3	4783.9	19.933	0.9940
4	10855.3	25.000	0.9160
6	10338.2	20.418	0.9918

图10为进气道马赫数云图、压力云图及总温云图,来流空气经预冷降温后,涡轮通道出口总温有明显降低,其中 $Ma2\sim4$ 时均降低到了220K以下, $Ma6$ 时,涡轮通道出口总温则降低到了420K左右。相比预冷前结尾激波位置不再位于挡风板后方,而是向前移动了一段距离处于挡风板之间。

可以看到,和预冷前一样,涡轮通道出口马赫数随来流马赫数升高而不断降低。不同的是,来流空气在经过多孔介质区域后,由于多孔介质自身的阻力效应及其多孔的特性,导致空气经过预冷器后速

度继续降低,其中 $Ma4$ 和 $Ma6$ 时,涡轮通道出口马赫数仅为0.1左右。

图11、图12给出了两个典型工况 $Ma2$ 和 $Ma6$ 进气道预冷前后结尾激波附近的压力云图及激波后分离区的变化示意图。可以看到,两个工况下预冷后结尾激波较预冷前(即临界状态下)向前移动了一小段距离。 $Ma2$ 时,移动了150mm左右。 $Ma6$ 时,则移动了约50mm。可见多孔介质可以有效地模拟预冷器的压降效应。由表2可知,临界压比随马赫数升高而增大,高背压导致边界层分离,激波与附面层相互作用,在强背压作用下,激波与附面层相交区域壁面附面层发生分离。由图可见,分离区随马赫数和临界压比的升高而变大,但预冷效应并未加剧附面层的进一步分离。

### 3.3 进气道气动性能和预冷性能分析

#### 3.3.1 无预冷进气道气动性能分析

图13给出了进气道两通道流量系数及总压恢复系数变化曲线。计算结果表明:各工况两通道流量系数变化不大,其中涡轮通道流量系数在0.45以下,冲压通道则在0.50~0.55变化, $Ma2\sim4$ 流量系数有减小趋势,之后随马赫数增大逐渐上升。此外,可以看到两通道总压恢复系数快速降低, $Ma2\sim4$ 下的冲压通道总压恢复系数略高于涡轮通道, $Ma6$ 时总压恢复系数基本相等,约为0.033,并且两条曲线比较接近,其中高速工况下的进气道总压恢复系数略微偏低。

图14给出了两通道出口马赫数变化曲线。可以看到, $Ma2\sim4$ 工况下,随马赫数升高两通道出口马赫数快速降低, $Ma4\sim6$ 出口马赫数变化不大。其中,冲压通道出口马赫数略高于涡轮通道, $Ma4$ 时出口马赫数达到最低值,分别为0.21和0.29左右。

#### 3.3.2 多孔介质预冷的进气道性能分析

经过多孔介质耦合源项法对来流空气预冷后,进气道气动性能产生了一些变化。图15给出了预冷前后进气道各通道流量系数对比曲线。结果表明, $Ma2\sim6$ 进气道预冷前后涡轮通道和冲压通道流量系数随马赫数升高变化不大,预冷后涡轮通道流量系数相比预冷前降低了约15%,冲压通道则相反。其中,当来流马赫数大于3时,预冷前后涡轮通道流量系数均随马赫数升高慢慢上升。

图16给出了两通道总压恢复系数变化曲线对比。可以看到,预冷前后进气道总压恢复系数的变化趋势一致,曲线也比较接近。其中,预冷后 $Ma2\sim4$ 时,涡轮通道总压恢复系数略低于预冷前2%~4%,

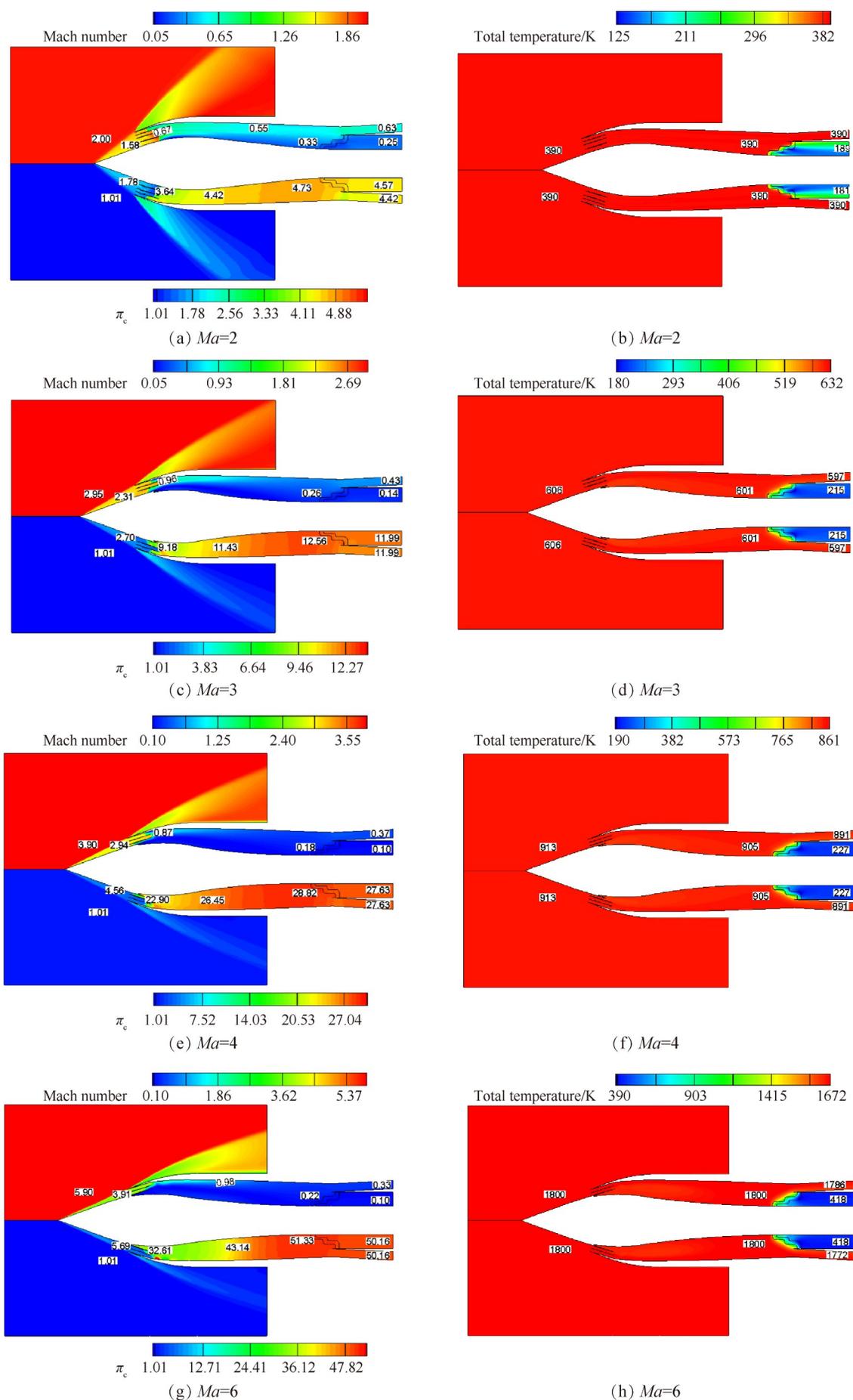
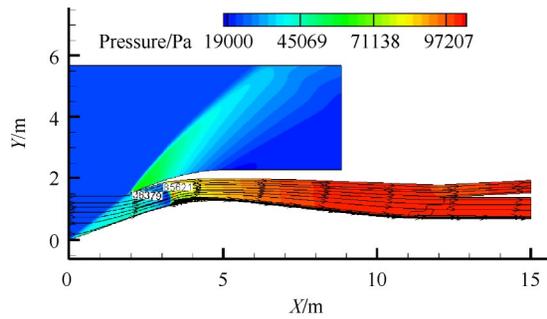
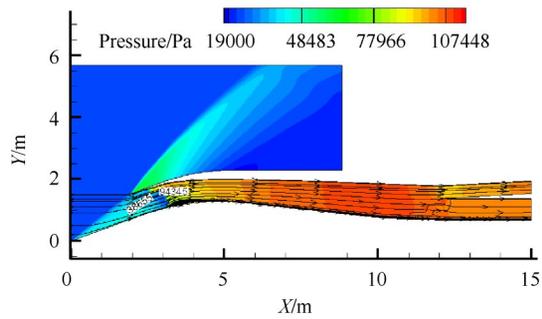


Fig. 10 Inlet flow field

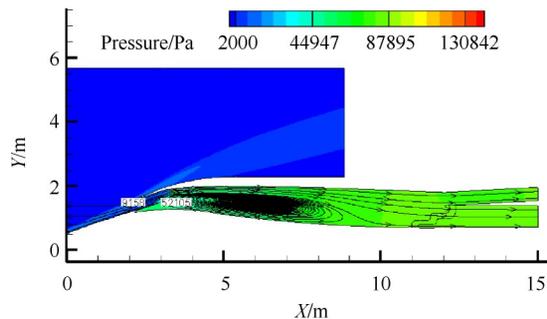


(a) Without precooling

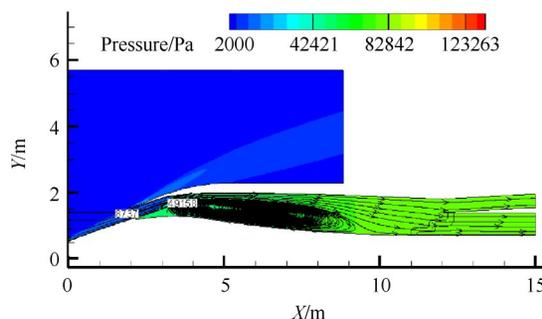


(b) With precooling

Fig. 11 Pressure contours and separation region of  $Ma_{\infty}=2$



(a) Without precooling

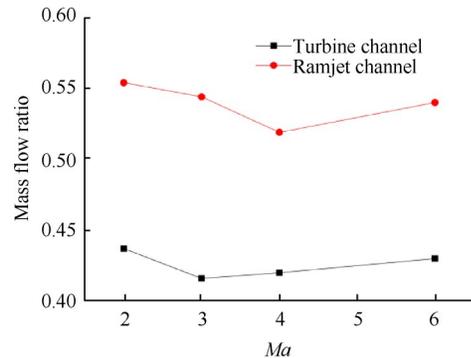


(b) With precooling

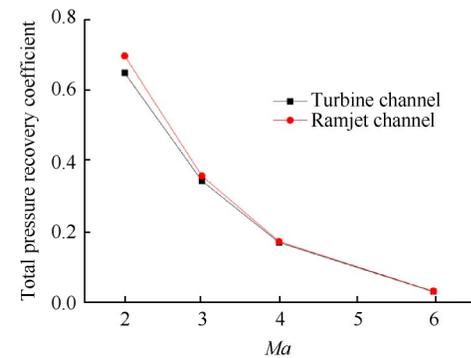
Fig. 12 Pressure contours and separation region of  $Ma_{\infty}=6$

$Ma_6$ 时两者基本相等,冲压通道总压恢复系数则略高于预冷前。

图 17 给出了预冷前后各通道出口马赫数的变化。经过多孔介质模拟预冷器产生的压降后,由于涡轮进口附近多孔介质区域的阻力效应及其自身孔



(a)



(b)

Fig. 13 Inlet performance of two channels

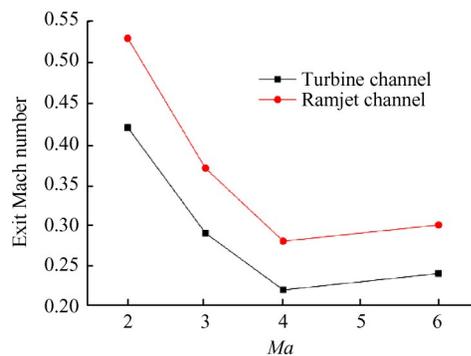
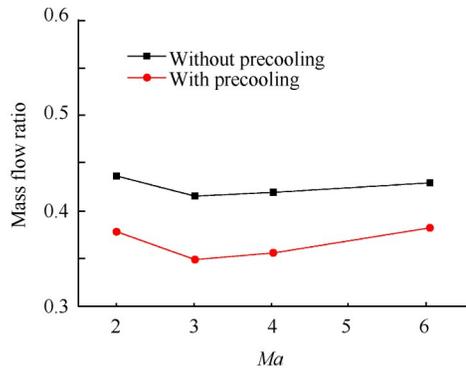


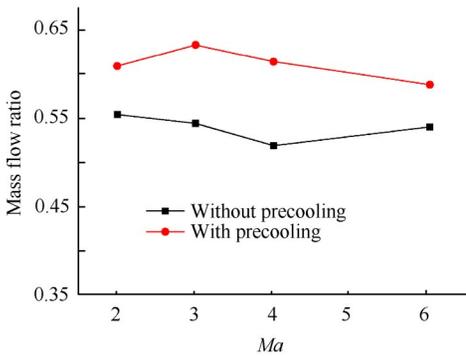
Fig. 14 Exit Mach number of two channels

隙度的影响,预冷后涡轮通道出口马赫数相比预冷前降低了约40%~60%,其中  $Ma_{2-4}$  工况下,出口马赫数逐渐降低,之后变化幅度较小。对于冲压通道,预冷后出口马赫数升高,各工况出口马赫数较预冷前增加了7%~14%。

由前文可知,空气受到多孔介质阻力效应及孔隙度的影响,预冷后涡轮通道出口马赫数降低。由比流量密度与马赫数的关系及流量公式可知,马赫数的降低伴随着流量系数的降低,即涡轮通道流量系数也随之降低,而流经两个通道的总流量是一定的,因此冲压通道出口马赫数和流量系数均上升;从另一方面来讲,预冷器的限流效果也使得涡轮通道流量系数降低。

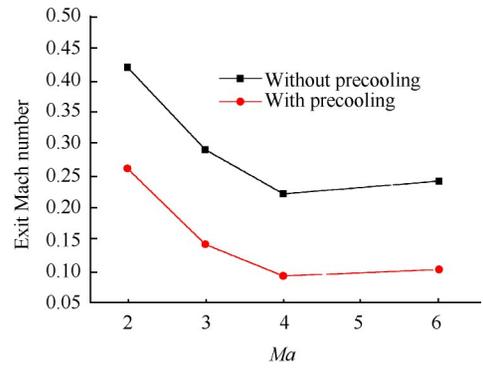


(a) Turbine channel

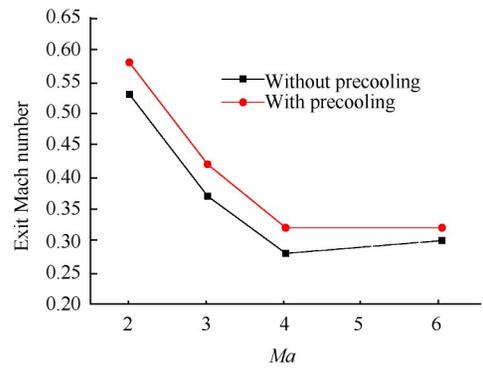


(b) Ramjet channel

Fig. 15 Comparison of mass flow ratio

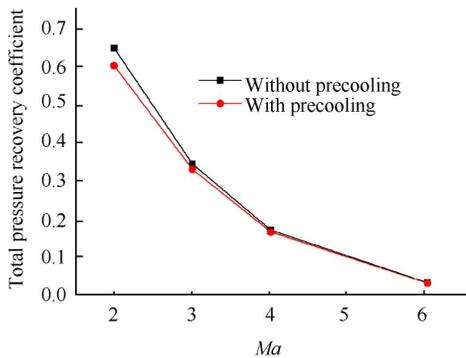


(a) Turbine channel

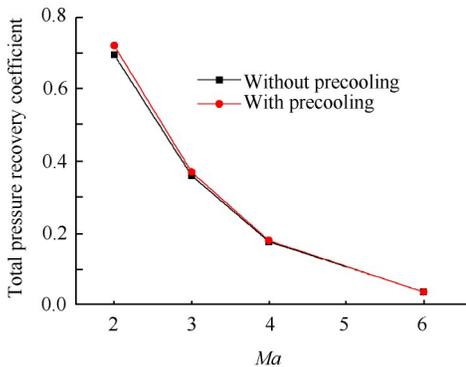


(b) Ramjet channel

Fig. 17 Comparison of exit Mach number



(a) Turbine channel



(b) Ramjet channel

Fig. 16 Comparison of total pressure recovery coefficient

### 4 结 论

本文通过多孔介质耦合源项法,开展了对  $Ma2\sim6$  工况下预冷效应对发动机进气道流动特性影响规律的数值仿真研究,得到结论如下:

(1)多孔介质耦合源项法预冷可以较好地模拟预冷器的冷却效应及压降效应,结尾激波后压力分布均匀,各工况涡轮通道出口总温较预冷前降低了48%~77%。

(2)预冷后结尾激波位置较预冷前向前移动了一段距离,受多孔介质的多孔特性及其自身阻力效应和孔隙度影响,来流空气经预冷器后速度降低。

(3)预冷后涡轮通道流量系数较预冷前降低约15%,冲压通道则有所上升。总压恢复系数呈减小趋势,但预冷前后两通道总压恢复系数变化不大,低速工况总压恢复性能较好。

本文的计算方法初步实现了预冷换热器的预冷效应及压降效应,得到了预冷效应对进气道流动特性影响规律的初步结果,但文献资料记载基本只是单纯模拟预冷换热器的内部流动特性,鲜有文献进行预冷对进气道流动特性影响的相关研究,本文利

用多孔介质法的目的是模拟气流流经预冷器产生的压降,所以差距也无从参考。

后续会继续进行进气道的方案设计优化及进气道实验研究,开展预冷换热器的实验研究,验证换热器设计,进一步优化预冷器计算方法,探讨利用数值仿真软件在进气道中模拟真实换热器密集毛细管结构的可行性。

## 参考文献

- [ 1 ] Varvill R, Bond A. A Comparison of Propulsion Concepts for SSTO Reusable Launchers [J]. *Journal of the British Interplanetary Society*, 2003, 56(3-4): 108-117.
- [ 2 ] Davies R, Bond A. The SKYLON Spaceplane [J]. *Journal of the British Interplanetary Society*, 1999, 52(1).
- [ 3 ] Varvill R, Bond A. The SKYLON Spaceplane—Progress to Realisation [J]. *Journal of the British Interplanetary Society*, 2008, 61(10): 22-32.
- [ 4 ] Longstaff R, Bond A. The SKYLON Project [C]. *Orlando: 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2011.
- [ 5 ] 聂万胜,周思引,雷旭. 协同吸气式火箭发动机研究进展[J]. 装备学院学报, 2016, (6): 57-64.
- [ 6 ] 杨新垒,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, (1): 104-110.
- [ 7 ] Ardema D M, Bowles V J, Whittaker T. Near-Optimal Propulsion System Operation for Air-Breathing Launch Vehicles [R]. *AIAA 94-3635-CP*.
- [ 8 ] Roger L, Alan B. The SKYLON Project [R]. *AIAA 2011-2244*.
- [ 9 ] 陈静敏,蒋妮,郑日恒. SABRE发动机吸气模式下的总体性能分析[C]. 厦门:第五届冲压发动机会议, 2015.
- [ 10 ] 张建强,王振国,李清廉. 空气深度预冷组合循环发动机吸气式模态建模及性能分析[J]. 国防科技大学学报, 2018, 40(1): 1-9.
- [ 11 ] Varvill R. Heat Exchanger Development at Reaction Engines Ltd. [J]. *Acta Astronautica*, 2010, 66(9): 1468-1474.
- [ 12 ] Murray J, Hemsell C M, Bond A. An Experimental Pre-cooler for Airbreathing Rocket Engines [J]. *Journal of the British Interplanetary Society*, 2001, 54(5-6).
- [ 13 ] 朱岩,马元,张蒙正. 预冷组合发动机中微通道换热器的仿真分析[J]. 火箭推进, 2017, 43(2): 18-24.
- [ 14 ] 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): 1-13.
- [ 15 ] 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, 2018.
- [ 16 ] Wang Z, Wang Y, Zhang J, et al. Overview of the Key Technologies of Combined Cycle Engine Precooling Systems and the Advanced Applications of Micro-Channel Heat Transfer [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 39: 31-39.
- [ 17 ] 乐嘉陵,杨顺华,张建强,等. TBCC发动机涡轮进气道喷水冷却特性数值研究[J]. 推进技术, 2019, 40(6): 1-10. (LE Jia-ling, YANG Shun-hua, ZHANG Jian-qiang, et al. Numerical Study on Pre-Cooling Characteristics with Water Injection for TBCC Turbine Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(6): 1-10.)
- [ 18 ] 邓彩华,童亮,陈壁峰,等. 多孔介质流动的直接数值模拟[J]. 武汉理工大学学报(交通科学与工程版), 2011, 35(6): 1257-1260.
- [ 19 ] 李振鹏. 球床多孔介质通道单相流体流动特性研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学, 2009.

(编辑:朱立影)