

全尺寸进气道射流预冷数值研究与性能评估^{*}

乔 木, 薛洪科, 刘旭峰

(中国航发沈阳发动机研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘 要: 针对高马赫数高温条件下飞机进气道射流预冷问题, 本文建立了真实飞机全尺寸进气道-射流预冷装置一体化数值计算模型, 通过控制变量法分析了进气流量、进气温度及射流流量对射流预冷装置性能的影响规律, 发现进气流量与降温量呈负相关, 与蒸发效率和温场均匀性呈正相关; 进气温度与降温量、蒸发效率及温场均匀性均呈正相关; 射流流量与降温量呈正相关, 与蒸发效率及温场均匀性呈负相关。研究结果表明, 在相同进气状态下, 此飞机进气道的特殊构型会导致降温量和蒸发效率曲线在蒸发距离为 2500mm 处存在拐点。在此基础上, 进一步提出了一种基于试验设计法 (Design of experiment, DOE) 评估进气道出口总温的评估方法, 与试验结果对比发现该方法可将误差控制在 5% 以内。因此, 采用该方法进行进气道出口总温预估是有效的。

关键词: 射流预冷; 进气道; 降温量; 蒸发效率; 温场均匀性

中图分类号: V241.06 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 03-22010048-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 22010048

Numerical Study and Performance Evaluation of Jet Precooling in Full-Scale Inlet

QIAO Mu, XUE Hong-ke, LIU Xu-feng

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Aiming at the jet precooling problem of aircraft inlet at high Mach number and high temperature, an integrated numerical calculation model of full-scale inlet jet precooling device for real aircraft is established in this paper. The effects of gas flow rate, intake temperature and jet flow rate on the performance of jet precooling device are analyzed by controlling variable method. It is found that the gas flow rate is negatively correlated with temperature decrease and positively correlated with evaporation efficiency and uniformity of temperature field. The intake temperature is positively correlated with temperature decrease, evaporation efficiency and uniformity of temperature field. The jet flow rate is positively correlated with the temperature decrease and negatively correlated with the evaporation efficiency and uniformity of temperature field. The results show that under the same inlet conditions, the special configuration of the aircraft inlet will cause the inflection point of the cooling capacity and evaporation efficiency curve at the evaporation distance of 2500mm. On this basis, an evaluation method for evaluating total temperature at the outlet of the inlet based on design of experiment is further proposed. Compared with the experimental results, it is found that this method can control the error within 5%. Therefore, it is effective to use this method to predict total temperature at the outlet of the inlet.

Key words: Jet precooling; Air inlet; Temperature decrease; Evaporation efficiency; Uniformity of temperature field

^{*} 收稿日期: 2022-01-24; 修订日期: 2022-03-31。

基金项目: 国家重大基础研究项目 (3030407)。

通讯作者: 乔 木, 硕士, 工程师, 研究领域为航空发动机试验设备设计。E-mail: petejoy@126.com

引用格式: 乔 木, 薛洪科, 刘旭峰. 全尺寸进气道射流预冷数值研究与性能评估[J]. 推进技术, 2023, 44(3):22010048.
(QIAO Mu, XUE Hong-ke, LIU Xu-feng. Numerical Study and Performance Evaluation of Jet Precooling in Full-Scale Inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(3):22010048.)

1 引言

在成熟涡轮机基础上发展的涡轮冲压组合动力(Turbine Based Combined Cycle, TBCC)具有技术难度小、研制周期短、可快速形成装备等优势^[1-4]。但涡轮冲压组合动力最突出的问题是常规涡轮发动机的极限工作速度仅为 $Ma2.5$ 左右,无法达到冲压发动机稳定工作的速度下限 $Ma3.0$ ^[5-7],两者存在“速度沟壑”问题,而采用射流预冷技术(Mass Injection and Pre-Compressor Cooling, MIPCC)可以有效解决此问题。射流预冷技术的原理是将低沸点的离散化水介质或水和甲醇混合物喷射到高温来流中,利用水介质巨大的汽化潜热作用大幅降低来流温度,拓展发动机飞行包线,使其不受飞行高度和马赫数的限制,理论上最大工作速度可达 $Ma6.0$ 以上,同时由于冷却介质的介入,进入发动机的工质流量和密度增加,实现增推收益^[8]。

自射流预冷概念由美国研究提出后^[9],国内外对射流预冷技术进行了大量的理论与试验研究工作。NACA Lewis^[10]获得了射流预冷对压缩部件性能的影响;Sohn^[11]建立蒸发分析模型,通过试验验证得到在 $Ma3.0$ 条件下可实现1.85倍的推力增加;美国阿诺德工程发展中心^[12]在F8U-3飞行器上进行飞行验证,在 $Ma1.3$ 条件下通过射流预冷可获得7%的增推,在 $Ma2.0$ 条件下可获得44%的增推;涂洪妍等^[13]在射流预冷条件下,通过数值模拟的方法研究了水气比对完全蒸发距离的影响,发现完全蒸发距离随水气比的增大而增加,当水气比达到0.03时,完全蒸发距离为10倍的喷水腔室内径;李成等^[14]建立了射流预冷却吸气涡轮火箭发动机数值计算模型,计算结果显示射流预冷器可有效扩展涡轮火箭发动机工作范围并实现增推收益;刘旭峰等^[15]通过试验验证的方法研究了射流预冷装置的温降与流阻特性,结果表明风扇前温度可控制在 $80\sim 120^{\circ}\text{C}$,压力损失不超过4%;李艳军等^[16]建立了多种射流预冷喷射模型,从流场均匀性、压力损失及堵塞比等角度评估了方案的优劣。

目前,国内学者对射流预冷技术的研究主要偏向于单纯的数值模拟研究,通过数值模拟得到的数据由于未经过试验有效验证,往往置信度较低;而国外的研究机构更偏重于射流预冷发动机的整机性能尤其是增推收益方面的试验研究,针对全尺寸进气道射流预冷特性的研究很少。作者单位已经完成基于某型飞机全尺寸进气道的射流预冷部件试验,初步掌握了该型进气道的射流预冷特性,为了更加深

入地探究该型进气道的射流预冷机理,并最终形成该型进气道与射流预冷装置的一体化电子样机,本文基于真实的飞机进气道建立三维物理模型,利用Fluent商业软件,建立全尺寸进气道-射流预冷装置一体化数值计算模型,通过控制变量法研究了不同进气条件对全尺寸进气道-射流预冷装置预冷特性的影响规律,并提出一种基于试验设计法(DOE)评估进气道预冷后出口总温的评估方法,该方法评估精度较高。

2 方法

2.1 物理模型

根据现场试验条件建立了物理模型,其中全尺寸进气道轴向总长度约为3000mm,按照结构特点整体上可以分为前后两部分,前半部分为轴向长度约为2500mm的方转圆,且沿进气方向横截面积逐渐减小,呈收口的结构形式,后半部分为长500mm的圆形筒体;射流预冷装置由7根亚声速翼型喷杆组成,沿进气道入口横向均布,为了降低对发动机的功率提取,采用多支路供水及分别调压的供水方案,每支喷杆前后设计有3个供水通道,并在供水通道两侧开设合适数量的小孔直射喷嘴,垂直于气流方向将水介质侧喷到进气道内。根据射流流量的不同,喷嘴采用分截面开启的方式,小流量状态下只采用前喷水截面喷水,中流量状态下前、中两个喷水截面喷水,大流量状态下前、中、后三个喷水截面同时喷水。考虑到射流后流场径向温场的均匀性,同一喷水截面内,单支喷杆上的小孔直射喷嘴基本采用等间距排列方式;相邻的两支喷杆的小孔直射喷嘴的分布采用相互交错的形式,相邻截面内的喷嘴亦采用交错布局。设备出口和进气道入口之间采用圆转方结构转接,并通过设置导流板保证进气流场的均匀性。计算物理模型见图1。各截面小孔直射喷嘴分布及合并投影见图2。

2.2 边界条件

在Model中选择能量模型、标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型、组分传输模型;将高温来流空气设置为连续相模型,液滴颗粒设置为离散相模型;在Injection模块中,喷嘴类型选择Cone形式,根据实际情况设置喷嘴数量、喷嘴坐标、介质温度、喷射方向、雾化锥角及喷射速度等参数。作者单位在进行全尺寸进气道射流预冷部件试验之前,组织开展了针对高效直射喷嘴的试验研究工作,包括直射喷嘴的雾化特性试验和流量特性试验,其中在雾化特性试验工作中详细对比研究

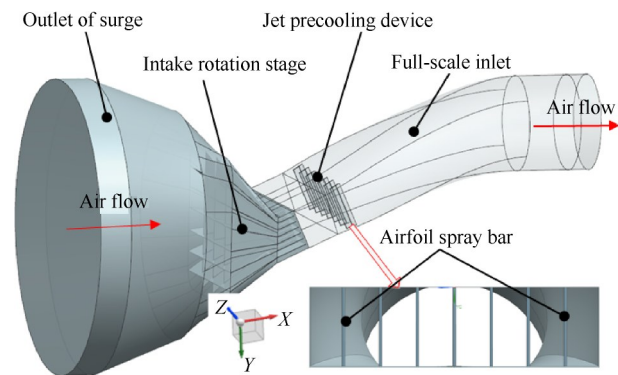


Fig. 1 Computational physical model

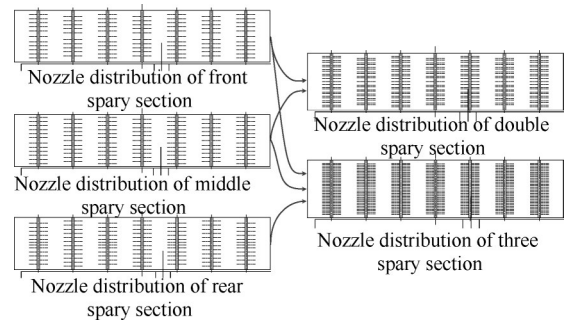


Fig. 2 Nozzle distribution diagram

了不同喷射角度、不同喷嘴直径、不同长径比、不同来流速度(受进气温度和进气流量影响)、不同射流流量对直射喷嘴雾化特性的影响规律,利用相位多普勒粒子分析仪(Phase Doppler Particle Analyzer, PD-PA)在距离试验件出口轴向 200mm 处截面采集各个测点的液滴粒径情况,试验结果表明当喷射角度为 90°侧喷,喷嘴直径为 0.6mm,长径比为 3.3,来流速度为 65 ~ 120m/s,射流流量为 3.5 ~ 20g/s 时,测量到的液滴粒径分布为 10 ~ 30 μ m,试验条件能够与本文数值模拟分析的全工况相匹配,因此在本数值计算模型中将初始液滴粒径设置为 10 ~ 30 μ m,平均粒径设置为 20 μ m,粒径分布选择 Rosin-Rammler 分布。结合前人研究成果可知^[17],来流空气的热量主要被水的汽化潜热吸收,受水介质温度的影响有限,将水温设置为 300K。将入口设置为流量入口,出口设置为压力出口,壁面设置为绝热壁面,与外界无热交换。操作压力采用缺省设置 101325Pa,操作温度为 288.15K。

2.3 网格无关性检查

分别选取网格数量为 361 万和 923 万的计算方案进行网格无关性验证。计算状态点为进气流量 55.96kg/s,进气温度 558K,喷水流量为 4.17kg/s,验证方式是沿 X 轴方向 300 ~ 3000mm (进气道出口平面)

距离内截取若干平面,对比分析不同计算网格数量下的各面平均总温的差异情况,如图 3 所示。

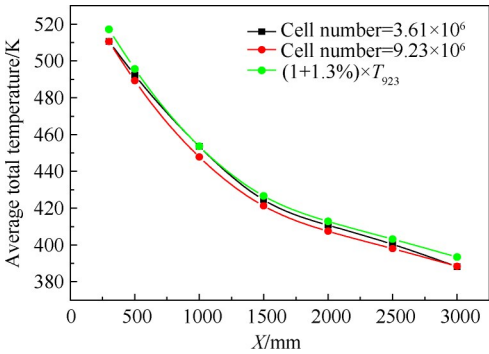


Fig. 3 Influence of different grid numbers on average total temperature

一般情况下网格数量的增加会显著提高计算域内单元体间数据传递的有效性,从而提高模型的计算精度。但当网格数量增加到一定程度后,模型变化梯度减小,网格数量的增加已经对计算结果影响不大,进一步增加网格只会增加计算资源的消耗,因此以网格数为 923 万的计算方案为参考,对比分析两种计算方案的差异化情况,计算结果表明截取的 7 个面平均总温沿 X 轴变化趋势一致且差异很小,最大相对误差不超过 1.3%,满足网格无关性的要求,综合考虑计算经济性和计算精度后,选取网格数量为 361 万的计算方案完成后续研究,该网格节点数为 113 万。

模型采用非结构化网格,保证最小网格体积为正,网格扭曲度不超过 0.9,由于进气转接段内部构型变化剧烈,且布置多支横向和纵向导流薄板,喷杆壁厚较薄,因此将整个进气转接段和喷杆网格细化,并在壁面位置设置合适数量附面层,关键区域网格划分情况见图 4 中的 B 向视图。

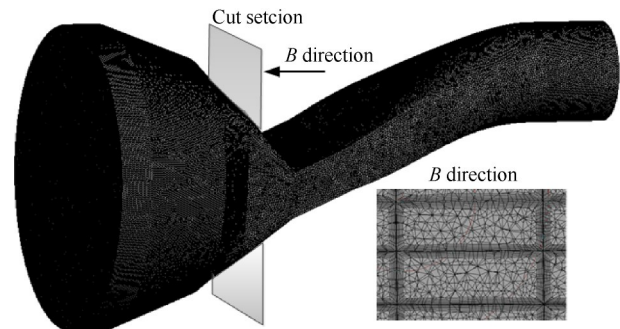


Fig. 4 Grid distribution diagram of key areas

3 计算结果分析

本节通过控制变量法研究进气流量、进气温度

和射流流量对射流预冷装置的降温能力、蒸发效率以及出口温度场均匀性的影响。根据试验台架进气系统和射流预冷装置水系统的能力,确定上述自变量范围。其中本文所涉及的温度降与进气道出口温度场分布均是指总温。

3.1 进气流量的影响

选取进气温度 550K,射流流量 3.65kg/s,进气流量 m_{in} 分别为 45kg/s, 55kg/s, 62.5kg/s, 70kg/s 及 80kg/s 五个计算状态点。进气流量对射流预冷装置降温量和蒸发效率的影响如图 5 所示,蓝色空心曲线代表蒸发效率变化情况,蒸发效率对应右侧蓝色 Y 轴,而黑色实心曲线表示降温量变化情况,降温量对应左侧黑色 Y 轴,结果表明,随着进气流量的增大,沿 X 轴方向装置相同截面的降温量逐渐降低,蒸发效率逐渐升高,进气道出口最小降温量为 104.4K,最大降温量为 169K,温差达到 64.6K,最低蒸发效率为 82.1%,最高蒸发效率为 86.5%,蒸发效率较接近,差值只有 4.4%。由于水介质汽化潜热吸收的热量几乎不变,随着进气流量的增大,系统的总焓值增大,导致降温量降低,进气道环境温度变高;从蒸发的角度分析,蒸发效率主要受蒸发速率的影响较大,而蒸发速率主要由空气与水介质的温差和空气的绝对湿度决定,当进气流量增加时,进气道环境温度变高,与水介质温差变大,同时进气流量的增大,引起空气的绝对湿度变小,蒸发速率增大,尽管进气流量的增加导致水介质在进气道内的驻留时间变短,但综合计算数据来看,进气流量的增加有利于水介质的蒸发,但

不显著。由图 5 可以看出,在相同进气状态下,随着蒸发距离的增加,液滴的蒸发速率整体上呈现先减小后增大的趋势,这是进气道的特殊构型导致的,进气道沿 X 轴正向截面面积逐渐减小,液滴在进气道内运动速度加快,在相同蒸发距离内,液滴蒸发时间变短,导致蒸发速率呈现减小趋势,而当液滴运动到进气道末端的圆形直管段时,液滴的运动速度趋于稳定,而随着液滴的不断蒸发,液滴粒径逐渐减小,与环境传热传质的速率加快,引起液滴蒸发速率增大。

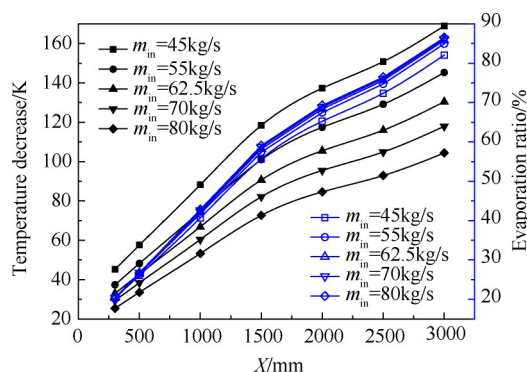


Fig. 5 Effects of gas flow rate on device performance

从图 6 中可以看出,随着进气流量的增大,进气道出口温度场的分布趋向均匀,截面平均总温升高,高温区主要分布于截面 12 点钟方向并靠近壁面,低温区主要分布于截面中间区域,在低温区内明显可见 7 个不均匀温度条带,正对 7 支翼型喷杆尾缘后方气流温度低,主要原因是直射喷嘴特性带来的,喷嘴

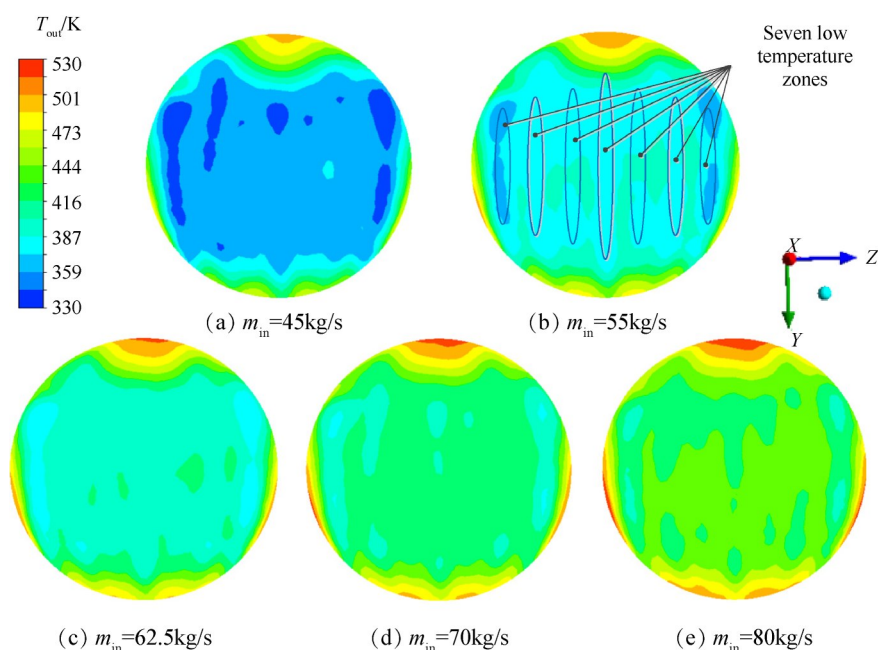


Fig. 6 Effects of gas flow rate on outlet temperature distribution

穿透深度接近相邻喷杆壁面间距,导致喷杆两侧近壁面区域水流通量较大,造成喷杆尾迹区水量大,气流温度低,而喷杆中间区域水流通量较小,气流温度高。

3.2 进气温度的影响

选取进气流量 60kg/s,射流流量 3.65kg/s,进气温度 T_{in} 分别为 430K, 475K, 520K, 565K 及 610K 五个计算状态点。进气温度对射流预冷装置降温量和蒸发效率的影响规律如图 7 所示,结果表明,随着进气温度的升高,沿 X 轴方向装置相同截面的降温量逐渐增大,同时蒸发效率逐渐提高,进气道出口最小降温量为 87.9K,最大降温量为 145.1K,温差达到 57.2K,最低蒸发效率为 57.9%,最高蒸发效率为 89.6%,蒸发效率差值达到 31.7%。随着进气温度的升高,系统内的总焓值升高,同时进气道内流体密度降低,流速加快,引起水介质在进气道内驻留时间变短,蒸发时间变短,不利于水介质的蒸发,但进气温度的升高导致来流空气与水介质温度差变大,同时进气温度的升高引起空气密度降低,体积膨胀,空气的绝对湿度降低,结合仿真数据来看,进气温度的升高对射流预冷装置的降温量和蒸发效率的提高均有利且影响较显著。

从图 8 中可以看出随着进气温度的升高,进气道出口温度场的分布趋向均匀,截面平均总温升高,高温区主要分布于截面 12 点钟方向并靠近壁面,低温区主要分布于截面中间区域。

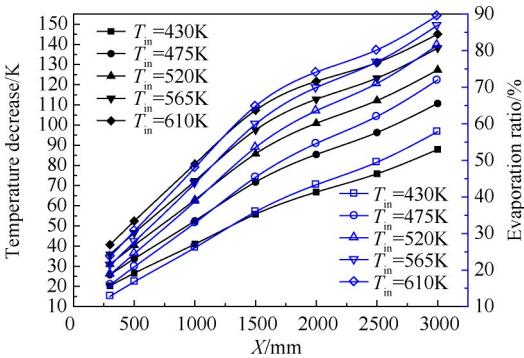


Fig. 7 Effects of intake temperature on device performance

3.3 射流流量的影响

选取进气流量 65kg/s,进气温度 520K,射流流量 m_{jet} 分别为 1.3kg/s, 2.5kg/s, 3.65kg/s, 4.8kg/s 及 6.0kg/s 五个计算状态点。射流流量对射流预冷装置降温量和蒸发效率的影响规律如图 9 所示,结果表明,随着射流流量的增大,沿 X 轴方向装置相同截面的降温量逐渐增大,但蒸发效率逐渐降低,进气道出口最小降温量为 48K,最大降温量为 165.6K,温差达到 117.6K,最低蒸发效率为 71.7%,最高蒸发效率为 89.1%,蒸发效率差值达到 17.4%。随着射流流量的增加,装置相同截面内蒸发的绝对水量增加,引起降温量的提高,但蒸发的水介质引起空气绝对湿度的增加,空气不饱和度降低,导致绝对蒸发效率的降低,结合仿真数据看,射流流量的增加有利于射流预冷装置降温量的提高,效果非常显著,但不利于水介质的蒸发。

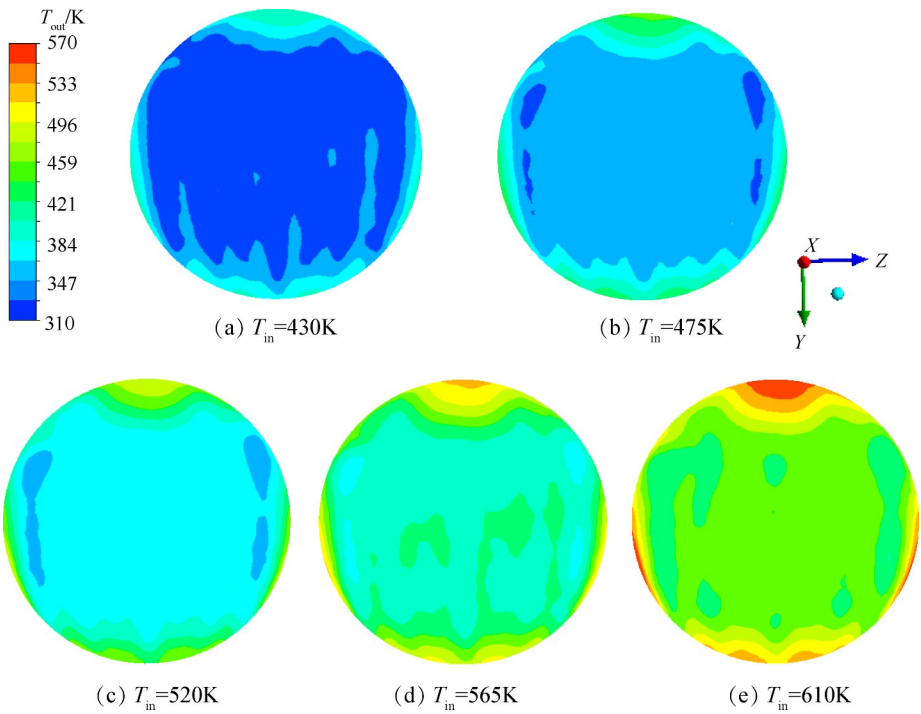


Fig. 8 Effects of intake temperature on outlet temperature distribution

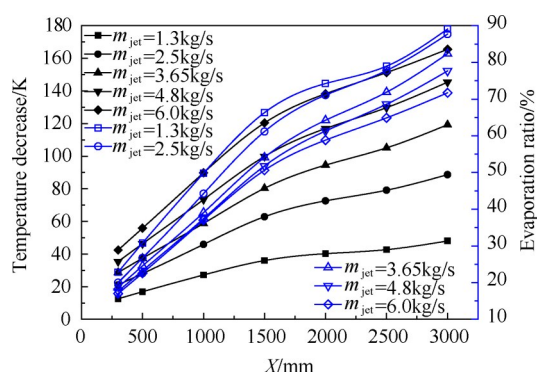


Fig. 9 Effects of jet flow rate on device performance

从图10中可以看出,随着射流流量的增大,进气道出口温度场的分布趋向不均匀,截面平均总温降低,高温区主要分布于截面12点钟方向并靠近壁面,低温区主要分布于截面中间区域。

4 性能评估

4.1 影响因素

射流预冷装置的功能是将高马赫数飞行状态下的较高进气温度降低至发动机可接受的范围,若发动机进气温度超温可能导致涡轮叶片出现烧蚀、裂纹,滑油系统超温等严重后果,因此进气道出口总温是保证发动机稳定运行的重要性能指标,根据目前的技术手段只能通过试验的方式实现进气道出口总温即风扇进气温度的测量。但完成射流预冷试验需要花费大量的时间、人力和物力,并且只能在较短的试验窗口期内,得到数量有限的试验状态点,本节结

合DOE试验设计方法并基于上述仿真计算模型得到进气道出口总温的评估模型,可有效解决上述问题。

DOE试验设计法是一种安排试验和试验数据分析的数理统计方法,能够在很少试验次数的条件下获得预期目标和优化方案,主要包含部分因子设计、全因子设计和响应曲面试验设计等。本文采用全因子设计法,将进气流量、进气温度及射流流量作为影响因素,考虑到非线性模型的可能,加入1个中心点作为试验状态点,需进行 $2^3+1=9$ 次试验,试验状态点如表1所示。

4.2 计算结果

取显著性水平 $\alpha=0.05$,计算过程中只考虑2阶及以下影响因子的作用,模型经过优化,排除对响应影响小的因子,得到进气道出口温度与影响因子的主效应Pareto图,如图11所示,按照影响大小排列为进气温度>射流流量>进气温度&射流流量耦合作用>进气流量(柱状实体越长表示影响越显著)。

各影响因素与进气道出口温度间的传递函数模型如公式(1)所示,模型无弯曲、无失拟,拟合程度较好,通过与试验结果对比分析,误差可以控制在5%以内,截取部分试验状态点分析比较,如表2所示。

$$T_{out} = -151.125 + 1.78485m_{in} + 1.08983T_{in} + 57.05475m_{jet} - 0.177405m_{jet}T_{in} \quad (1)$$

式中 T_{out} 为进气道出口总温; m_{in} 为进气流量; T_{in} 为进气温度; m_{jet} 为射流流量。

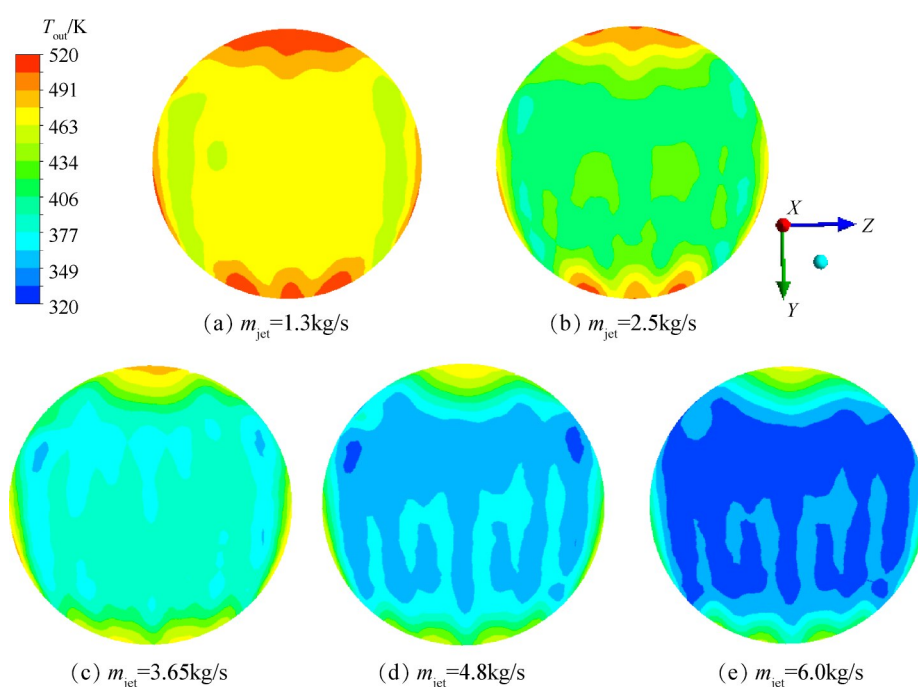


Fig. 10 Effects of jet flow rate on outlet temperature distribution

Table 1 Test status point

Standard order	Running order	Center point	Block	$m_{in}/(\text{kg/s})$	T_{in}/K	$m_{jet}/(\text{kg/s})$	T_{out}/K
6	1	1	1	53.3	430	4	326.9
5	2	1	1	30	430	4	306.9
1	3	1	1	30	430	0.87	363.4
8	4	1	1	53.3	610	4	429.0
7	5	1	1	30	610	4	341.7
3	6	1	1	30	610	0.87	529.8
9	7	0	1	41.7	520	2.43	388.8
2	8	1	1	53.3	430	0.87	390.9
4	9	1	1	53.3	610	0.87	561.5

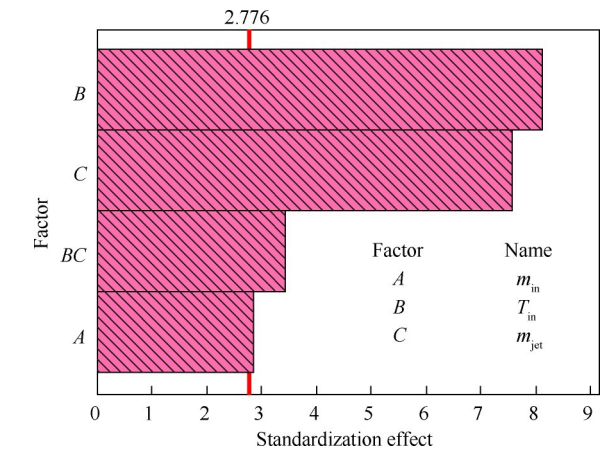


Fig. 11 Pareto diagram of standardization effect

Table 2 Comparison of evaluation results with test data

$m_{in}/(\text{kg/s})$	T_{in}/K	$m_{jet}/(\text{kg/s})$	T_{test}/K	$T_{evaluation}/\text{K}$	$T_{deviation}/\%$
49.71	577.06	2.09	472.37	471.78	0.12
51.77	545.89	3.89	390.14	381.43	2.23
54.97	438.19	1.36	380.02	396.41	4.31

5 结 论

本文对全尺寸进气道-射流预冷装置的预冷特性进行了数值研究,可以得到如下结论:

(1)建立了全尺寸进气道-射流预冷装置一体化数值计算模型,研究发现进气流量越大,射流预冷装置的蒸发效率越高但差别不明显、降温量越低、出口温场均匀性越好;进气温度越高,射流预冷装置的蒸发效率及降温量越高、出口温场均匀性越好;射流流量越大,射流预冷装置的蒸发效率越低、降温量越高、出口温场均匀性越差;

(2)计算结果显示,在相同的进气状态下,该型飞机进气道的特殊构型会导致降温量和蒸发效率曲线在蒸发距离为 2500mm 处产生拐点;

(3)基于上述数值计算模型,提出一种利用 DOE

试验设计法评估进气道预冷后出口总温的评估方法,将评估结果与试验数据对比分析,发现评估误差可控制在 5% 以内,证明此评估方法的有效性;

(4)在进气道出口温场低温区内存在明显的 7 个不均匀温度条带,正对 7 支翼型喷杆尾缘后方气流的温度低,后续研究工作可以通过优化喷杆构型及喷嘴布局等措施改善温场均匀性。

致 谢:感谢国家重大基础研究项目资金的支持。

参考文献

[1] 王占学, 乔渭阳. 预冷却涡轮基组合动力循环发动机发展现状及应用前景[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(1): 53-56.

[2] 芮长胜, 张 超, 越冬锋. 射流预冷涡轮发动机技术研究及发展[J]. 航空科学技术, 2015, 26(10): 53-59.

[3] Mesnard J. Overview of the British Aerospace Hotol Tra-natmospheric Vehicle[R]. NASA-TM-88008, 1986.

[4] Koelle D. Sanger Advanced Space Transportation System Progress Report 1990[R]. AIAA 90-5200.

[5] Balepin V, Engers R, Terry S, et al. MIPCC Technology Development [R]. ISABE 2005-1297.

[6] Kloesel K J, Clark C M. Preliminary MIPCC Enhanced F-4 and F-15 Performance Characteristics for a First Stage Reusable Launch Vehicle[R]. AIAA 2013-3066.

[7] Mehta U, Bowles J, Melton J. Water Injection Precom-pressor Cooling Assist Space Access[J]. The Aeronauti-cal Journal, 2005, 119: 1455-1471.

[8] 芮长胜, 张彦军, 邱明星, 等. 马赫数 3 一级涡轮发动 机设计特点及关键技术浅析[J]. 航空科学技术, 2012, 23(6): 64-67.

[9] Carter P H, Balepin V V. Mass Injection and Precom-pressor Cooling Engines Analyses[R]. AIAA 2002-4172.

[10] Lieblein S, Johnesn I A. Resume of Transonic Compres-sor Research at NACA Lewis-Laboratory[J]. Journal of

- Engineering for Power*, 1961, 83(3): 219-232.
- [11] Sohn R L. Theoretical and Experimental Studies of Pre-compressor Evaporative Cooling for Application to the Turbojet Engine in High Altitude Supersonic Flight[R]. WADC-TR-56-477, 1956.
- [12] Kang Yudong, Sun Bing. Numerical Simulation of Liquid Rocket Engine Thrust Chamber Regenerative Cooling[J]. *Journal of Thermo Physics and Heat Transfer*, 2011, 25(1): 155-164.
- [13] 涂洪妍, 邓远灏, 康松, 等. 水气比对射流预冷特性影响的数值研究[J]. 推进技术, 2017, 38(6): 1302-1309. (TU Hong-yan, DENG Yuan-hao, KANG Song, et al. Numerical Simulation for Effects for Water/Air Ratio on Injection Characteristics with Water Injection [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(6): 1302-1309.)
- [14] 李成, 蔡元虎, 屠秋野, 等. 射流预冷却吸气式涡轮火箭发动机性能模拟[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 1-5. (LI Cheng, CAI Yuan-hu, TU Qiu-ye, et al. Performance Simulation of Airturbo-Rocket with Water Injection Precooler[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(1): 1-5.)
- [15] 刘旭峰, 常鸿雯, 薛洪科, 等. 射流预冷装置温降与流阻特性试验研究[J]. 航空发动机, 2018, 44(2): 81-86.
- [16] 李艳军, 常鸿雯, 薛洪科, 等. 射流预冷装置降温性能评估及敏感性分析[J]. 航空发动机, 2017, 43(1): 85-90.
- [17] 王昊, 安利平, 王掩刚, 等. 高速来流发动机进气道射流预冷水滴蒸发过程数值研究[C]. 昆明: 中国航天第三专业信息网第四十届技术交流会暨第四届空天动力联合会议, 2019: 2443-2454.

(编辑:朱立影)