

射流预冷试验用温度探针的设计与测试

耿欣,薛秀生,王晓良

(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:针对航空发动机射流预冷试验中气流温度难以测量的问题,设计了 1 种温度探针,并提出了测温方法,给出了计算气流总温的修正公式。在射流预冷试验台上开展了试验验证,该试验台具有加温、喷射冷却水、使用温度探针测量喷水后混合气流温度的能力。测温试验结果表明:除临近机匣内壁面的测点外,当水气比小于 5.5% 时,温度探针的测点不遇水。为验证测量方法的准确性,在不同水气比条件下对测量结果与数值模拟结果的偏差进行了比较,并针对截面平均总温的偏差建立拟合曲线。比较结果表明:当水气比在 3% 以下时,测试结果与模拟结果基本吻合,证明了本测试方法具有可行性。

关键词:射流预冷;温度探针;测试方法;数值模拟;水气比;航空发动机

中图分类号: V241.06

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.03.015

Design and Test of Temperature Probe for Jet Pre-cooling Test

GENG Xin, XUE Xiu-sheng, WANG Xiao-liang

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

Abstract: In order to solve the problem that air flow temperature was difficult to measure in jet pre-cooling test of aeroengine, a temperature probe was designed, and a temperature measurement method was put forward. Modified formula was given to calculate the total air flow temperature. Test verification was carried out on the jet pre-cooling test bench, which had the ability of heating, spraying cooling water and measuring the temperature of mixed air flow after spraying with temperature probe. The test results show that when the ratio of water to gas is less than 5.5%, the measuring point of temperature probe is not met with water except the measuring point near the inner wall of casing. In order to verify the accuracy of the measurement method, the deviation between the measurement results and the numerical simulation results is compared under different water to gas ratio conditions, and the fitting curve is established for the deviation of the average total temperature of the section. The comparison results show that when the ratio of water to gas is less than 3%, the test results are basically consistent with the simulation results, which proves that the test method is feasible.

Key words: jet pre-cooling; temperature probe; measurement method; numerical simulation; water to gas ratio; aeroengine

0 引言

近年来,高速飞行器已经成为航空领域的重点研究方向,射流预冷技术作为其中 1 种方便而又经济的关键动力技术受到了越来越多的关注。该技术在压气机进口前喷入适量冷却水以降低压气机进口温度,使气流温度降低,密度增大,从而使进入发动机的空气的质量流量和排气速度增大。同时,喷入的液态水汽化也会增大发动机的推力^[1]。从 1951 年 Wilcox 等^[2]提出射流预冷技术的理论后,国内外开展了大量相关研

究。Meher 等^[3-4]从组合燃气轮机设计的角度对该技术进行大量的试验和理论研究;Daniel 等^[5]对该技术在小压比发动机上应用时的燃气排放和推力进行了研究;商旭升等^[6]根据预冷却涡轮基发动机的工作机理,建立了考虑变比热的预冷却涡轮基发动机性能数学计算模型。除了组合燃气轮机设计方面的研究,喷水雾化技术的研究也已经相继开展。Chaker^[7]从试验和理论 2 方面对喷水雾化、水滴运动和喷嘴设计等开展研究;Sepehr S 等^[8]、张海等^[9]和涂洪妍等^[10]分别通过计

收稿日期:2019-03-09 基金项目:航空动力基础科研项目资助

作者简介:耿欣(1987),男,硕士,工程师,从事发动机气动参数测试工作;E-mail:dbdx19871949@163.com。

引用格式:耿欣,薛秀生,王晓良.射流预冷试验温度探针的设计与测试[J].航空发动机,2020,46(3):84-89.GENG Xin, XUE Xiusheng, WANG Xiaoliang. Design and test of temperature probe for jet pre-cooling test[J]. Aeroengine, 2020, 46(3): 84-89.

算流体力学的方式对喷水蒸发、气流降温、管路降压进行研究。上述研究从理论上分析了喷水后的气动参数变化,但尚缺乏测试技术,特别是温度测试。采用常规的测温方法,探针的测点会被水附着使结果无效^[1]。对此,Phillips 等^[2]设计了 Rosemount 离心温度探针,该探针的整流罩内包含 2 条流路,呈近似垂直的角度,利用惯性将水和气体分离;Willems 等^[3]针对大型汽轮机试验设计了 1 种温度探针,在腔体内设计多重隔板来分离水和气体。上述 2 种温度探针的共同特点是在探针的内部分离水和气体,导致探针体积过大,仅适合单点测温,难以满足航空发动机径向多点温度测试的实际需求。

为此,本文设计了 1 种多点温度探针,在喷水环境下对流场径向进行多点温度测试。为检验测试效果,在模拟试验台上进行验证,并将测试结果与数值模拟结果进行对比。

1 试验装置

为研究射流预冷环境下的温度测试技术,在射流预冷试验温度测试模拟试验台上开展试验,如图 1 所示。从图中可见,气源的来流经燃烧室加热至目标温度后,进入射流段内。射流段为壁厚 10 mm 的圆柱筒体,内径 $D=300$ mm。经加温试验验证,筒体可认为是绝热的。在射流喷杆上均布喷嘴,并连接水箱,可实现喷水对气流进行冷却。经测试,喷出水滴的平均直径为 $50\ \mu\text{m}$ 。在喷嘴前 $2.5D$ 截面测量进气温度,定义为截面 0,喷嘴后 $3.0D$ 、 $5.5D$ 和 $8.0D$ 截面测量水气混合后的气体温度,定义为截面 1~3。

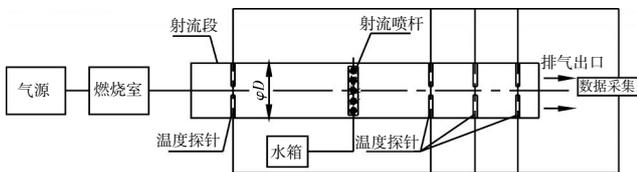


图 1 射流预冷试验温度测试模拟试验台

在每个测试截面均布 4 支温度探针和 4 支壁面静压探针,每支温度探针与水平方向夹角为 45° ,如图 2 所示。温度探针采用 T 型偶丝,静态不确定度为 0.4%。

所设计的温度探针如图 3 所示。在常规多点带罩温度探针的基础上,该探针在支杆背部和端

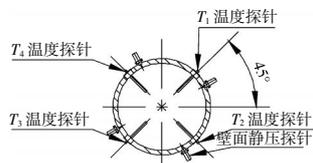


图 2 各截面测试探针分布

部设计了防护罩,防止喷水直接堆积在支杆上。在防护罩和支杆之间形成中空夹层,利用空气是热的不良导体这一性质,减少附着水滴的防护罩与测点间的传热。测点的位置按照等环面法设计,测点 1~3 与流场中心的距离分别为 $0.2D$ 、 $0.35D$ 和 $0.45D$ 。

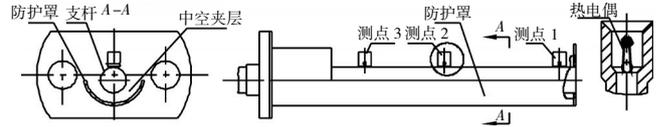


图 3 温度探针

2 试验方法

在射流预冷试验中,采用常规的测试方法时温度探针的测点容易遇水,导致探针无法测到气体温度。为此,提出反向测试方法以获取气流温度,并在此基础上,提出基于现场的正反向校准方法,获得修正公式,计算气体总温。

2.1 反向测试方法及原理

反向测试方法是温度探针的测点背对气流进行测试,依据惯性定律达到在测点处分离水滴的目的,其测试装置如图 4 所示。试验中气体以分子形态存在,水滴以多分子聚合物形态存在,所以水滴的惯性比气体的大,运动轨迹不容易改变。反向测试的原理如图 5 所示。从图中可见,水滴在运动过程中,一部分会冲击防护罩产生吸附和飞溅,另一部分几乎会继续维持直线运动。而气流因惯性较小,运动轨迹容易改变,在绕过防护罩后可以冲刷测点。这样,在一定水气比下,在测点端形成水滴遮蔽区^[14-15],以此获取分离水滴后的气流温度。

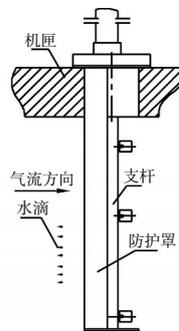


图 4 反向测试装配

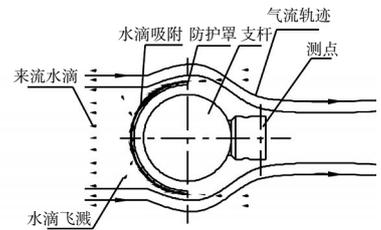


图 5 反向测试原理

2.2 基于现场测试的正反向校准方法

反向测试结果并不是气体总温,有必要对试验的探针进行校准。根据反向测试的原理,提出基于试验现场的正反向校准方法。在不喷水的条件下,建立探

针测点背对气流和正对气流的测温结果的拟合计算公式。假设喷水试验中测点不遇水,则可利用该公式计算得到正对气流的气体温度,即气体总温。

校准的具体方法:(1)在测试的温度区间内选取若干用作参考的温度梯度 x ;(2)按照如图6(a)所示的装配形式,将4支探针正对气流,按照不同温度梯度进行试验;(3)按照如图7所示的校准曲线,以 T_1 和 T_3 探针的平均温度 T_{13} 为横坐标 x , T_2 和 T_4 探针的平均温度 T_{24} 为纵坐标 y_1 ,建立拟合公式 $y_1=f(x)$;(4)按照如图6(b)所示的装配形式,保持 T_1 和 T_3 探针不动,使 T_2 和 T_4 探针测点背对气流,按照温度梯度进行试验;(5)按照如图7所示的校准曲线,以 T_{13} 为横坐标 x , T_{24} 为纵坐标 y_2 ,建立拟合公式 $y_2=g(x)$;(6)建立 y_1 和 y_2 之间的拟合公式

$$y_1 = \varphi(y_2) = 1.0067y_2 + 0.3095 \quad (1)$$

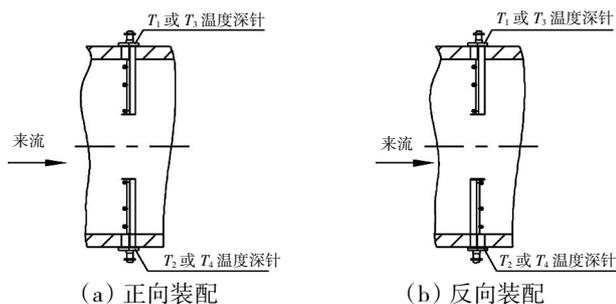


图6 正、反向校准方法装配

拟合结果表明,在350~650 K的测试区间内,反向测试温度比正向测试温度低0.7%~1.0%。

3 试验过程

保持进口空气流量为4.87 kg/s,总压为 1.25×10^5 Pa, $Ma=0.23$ 不变,在水气比分别为2.0%、3.0%、4.0%、5.0%、5.5%的5种试验状态下进行测温试验。在每种状态的试验中,先将气体加温至616 K,然后按目标水气比喷水,录取稳态温度数据后停止喷水。按此程序完成所有试验状态的测温试验,每种试验状态重复进行3次试验,以排除偶然性结果。

4 数值模拟

在射流预冷试验中,在对气流喷水冷却后,形成的两相流流场比较复杂,目前尚缺乏该环境下的校准

技术研究。而两相流方面的计算流体力学技术已经较为成熟,试验台的条件也适合建模分析,所以采用数值模拟来评估测试结果。

4.1 计算模型及边界条件

忽略流场中插入的测试探针,计算水气混合后的温度。简化流场计算模型为直径300 mm、长6000 mm的圆柱体,用Work bench中的Meshing软件生成六面体/三棱柱混合网格并定义边界,其数值模拟模型如图8所示。

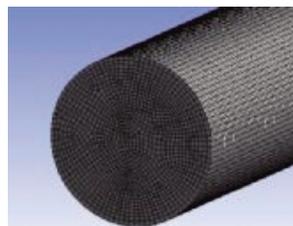


图8 数值模拟模型

本文采用的控制方程与文献[10]中的一致,并忽略了辐射误差。边界条件:环境压力为1.21 MPa,空气质量流量为4.86 kg/s,静温为609 K,出口相对静压为0 Pa,壁面为绝热且无滑移条件。喷嘴为cone喷嘴,给定喷嘴位置、喷射角度和喷射水滴的平均直径等参数,并将喷水总的质量流量平均分配到每个喷嘴上。

4.2 计算方法

试验状态为水气两相流环境,采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型和欧拉-拉格朗日坐标系进行计算。气体设为连续相,在欧拉坐标系下计算。水滴设为离散相,在拉格朗日坐标系下计算,并考虑水滴和气体的双向耦合作用。采用1阶迎风格式离散方程,以残差小于 1×10^{-5} 判断结果收敛。

4.3 网格独立性验证

以水气比为2%的试验状态为例,划分了3种网格,进行网格独立性验证。网格数分别为13万、79万、134万,对8.0D截面顺航向与水平方向呈45°的径向温度分布进行计算,将径向高度 r 除以流场半径 R 进行归一化,所得结果如图9所示。从图中可见,13万的网格与其他网格的温度差别较大,79万和134万网格的差别在0.3%以内,满足网格独立性要求,所以采用79万网格进行数值模拟。

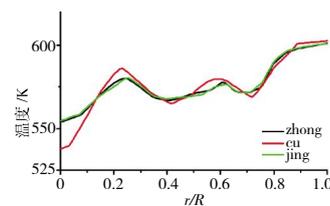


图9 网格独立性验证

5 结果分析与讨论

5.1 测点遇水情况分析

采用常规测试方法测温时,测温探针测点难免遇

水,本试验的首要目的是要检验探针测点是否遇水。在 5 种试验状态中,8.0D 截面静压引线管路中都存在水滴,说明水滴没有完全蒸发。试验后数据取稳态平均值,并按照式(1)进行数值修正。以测点的温度是否高于试验压力下水的沸点(同时给出 5 K 余量,并将结果取整)作为判断基准,得到结果见表 1。

表 1 遇水测点数

水气比 /%	测点数 ($T_1 < 400\text{ K}$)		
	3.0D 截面	5.5D 截面	8.0D 截面
2.0	0	0	0
3.0	0	0	0
4.0	0	0	0
5.0	2	1	1
5.5	4	1	1

从表中可见,在水气比为 4% 以下的环境中,3 个截面的所有测点都没有遇水。在水气比为 5% 及以上的环境中,部分测点遇水,且全都发生在测点 3 上。测点 3 距离机匣的内壁面仅为 13 mm,受附面层影响,该处气流速度较低。水滴被喷射到该处后,随着喷水量的增加,堆积的水滴变大。气流速度将不足以将水滴吹离,导致测点遇水。在实际的整机试验中,随着流场直径的增大,测点 3 与机匣内壁面的距离加大,该问题得以改善。在试验中,截面 1 测点遇水数量最多,这与该截面距离喷嘴近,水滴喷射量较大有关。

综上所述,在水气比为 4% 及以下的环境中,反向测试后所有测点都能避免遇水。若不考虑临近机匣的测点 3,则在水气比为 5.5% 及以下的环境中,所有测点都能避免遇水。

5.2 试验结果与数值模拟结果对比

5.2.1 截面平均温度对比

通过数值模拟得到不同水气比下各截面的温度分布。以水气比为 5.5% 为例,其截面温度分布如图 10 所示,从图中可见,在同一水气比下,从 3.0D ~ 8.0D 的位置,随着距离的增加,截面温度逐渐均匀。排除喷嘴分布对温度不均匀性的影响,8.0D 截面的温度分布与文献[10]中出口处的仿真结果吻合。

从图中还可见,3.0D 截面和 5.5D 截面的温度分布比较不均匀,8.0D 截面有了较大改善,中心区域温度比较均匀,近壁面区域温度较高。在 3.0D 截面,喷嘴投影的边界位置温度梯度甚至达到 10 K/mm。而温

度探针上 3 个测点是按照等环面布置的,如果所在区域温度梯度较大,直接用测点温度的算术平均值计算截面平均总温会与数值模拟结果存在一定偏差,对温度探针测点的排布需进一步研究。

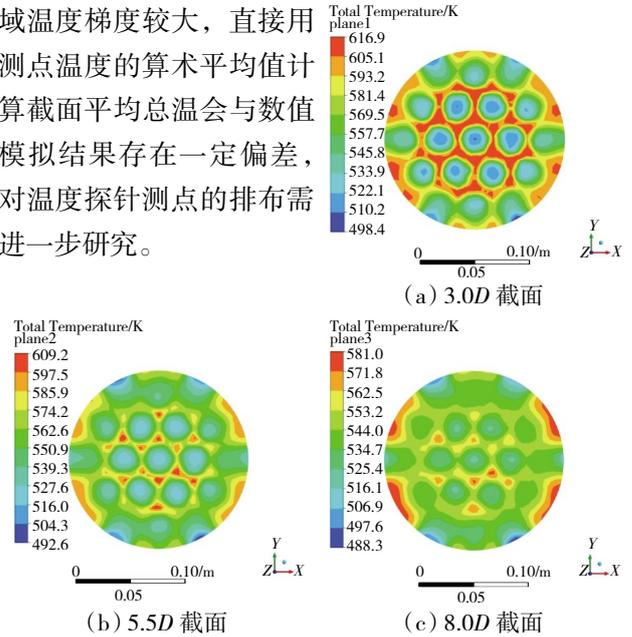
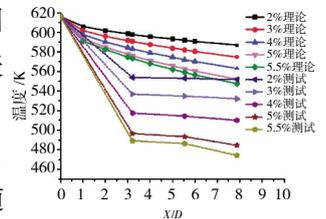


图 10 截面温度分布(水气比为 5.5%)

测点 3 与机匣内壁面的距离为 13 mm,容易产生导热误差,甚至导致遇水。所以在计算截面的测试平均温度时,不考虑测点 3。这样 3 个测试截面的温度测试和数值模拟结果如图 11 所示。数值模拟结果表明,随着喷水流量的增加,相同距离上的温度降低;在相同水气比条件下,随着与喷嘴距离的增加,气



体温度降低。温度测试结果的分布趋势与数值模拟结果的一致,但存在偏差,且温度梯度比数值模拟结果的小。

定义截面 n 的相对降温量

$$\delta = \frac{T_n - T_{n-1}}{T_0} \quad (2)$$

式中: T_n 为截面 n 的平均总温; T_0 为进口截面的平均总温。

计算数值模拟降温量 δ_i 和试验降温量 δ_e , 结果见表 2。数值模拟结果表明,截面 1 的降温量较大,截面 2、3 的降温量较小。测试结果与数值模拟结果的规律一致,但截面 1 降温量比理论降温量大 7%~13.7%,截面 2、3 的降温量比理论降温量小,都在 2% 以下。这可能是由于数值模拟没有考虑流场中插入了受感部,而实测时喷水会冲击和附着在受感部的支杆上,

导致较大的测温误差。在测试结果中,截面1的测试相对降温量最大,而截面2、3的测试相对降温量较小。这是因为喷水造成的测试误差在整体的误差因素中比重最大,所以截面1的相对误差最大。而3个截面上的受感部都不同程度存在喷水造成的导热误差,且沿着气流运动方向,喷水的速度和直径减小,该导热误差会减小,所以截面2、3的相对降温量比数值模拟结果小。

表2 相对降温量 %

水气比	δ_i			δ_e		
	截面1	截面2	截面3	截面1	截面2	截面3
2.1	10.1	0.2	0.2	3.0	1.0	0.8
3.1	12.9	0.3	0.5	4.1	1.4	1.2
4.1	16.0	0.5	0.7	5.3	1.8	1.5
5.1	19.4	0.5	1.4	6.5	2.2	1.8
5.5	20.6	0.5	1.9	6.9	2.3	1.9

在不同水气比条件下,数值模拟结果与测试结果的偏差如图12所示。测试结果表明,在水气比为2%以下的环境中,3个距离上的测温偏差接近,且都在7.5%以下。随着水气比增大,3.0D截面与5.5D和8.0D截面的偏差加大,而5.5D和8.0D截面的偏差比较接近。这是因为水气比增大后水滴的蒸发率降低,3.0D截面受到水滴直接冲击后的降温影响较大,而5.5D和8.0D截面受到的影响较小。对3个距离建立2次拟合曲线,得到不同水气比下测试值与理论值的偏差。当水气比在1%以内时,3.0D截面测试值比计算值低3%以内。该结果与文献[10]的结果相近。所不同的是,文献[10]是通过测量筒体外侧的壁面温度推算筒体内侧临近壁面处的温度;而本探针可用于测量流场中不同径向深度的温度,但在临近壁面处测试效果较差。当水气比为2%时,3.0D截面测试值比计算值低7%;水气比为3%时,3.0D截面测试值比计算值低9%。测试结果与数值模拟结果基本吻合,说明测试方法可行。

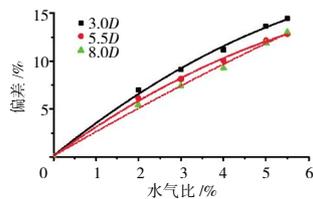


图12 在不同水气比条件下的测试偏差

5.2.2 测点温度对比

去除遇水的测点,不同测试截面在不同水气比下、相同径向高度上测点的平均温度计算值与测试值的偏差如图13所示。其中 T_{jm} 为计算的截面平均温

度, T_i 为测点的计算温度, T_e 为测点的测试温度。从图中可见,随着受感部与喷嘴距离的增加,测试结果与数值模拟结果的偏差减小。在同一截面内,距离轴心0.9R的测点偏差最大,0.4R和0.7R的偏差接近,且0.4R的测试偏差最小。例如,当水气比为2%时,3.0D截面0.4R测点的偏差为6%,0.9R测点的偏差为11%。这与机匣内壁上附着水滴而造成测点3的导热误差大有关。当水气比为3%时,在3.0D截面,距离轴心0.4R和0.7R的测点测量结果与数值模拟结果的偏差为7%左右;在水气比为4%以上的试验中,本探针的测点温度偏差为10%以上。

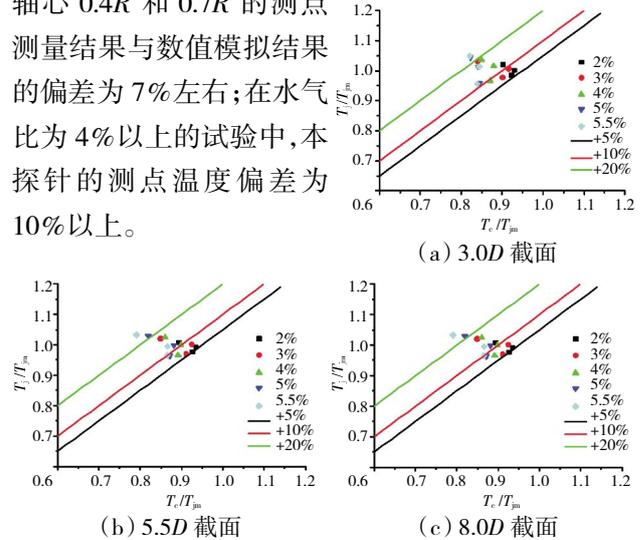


图13 不同测试截面、不同径向测点的平均温度

上述数值模拟温度与实测温度出现偏差的原因主要有2方面:(1)数值模拟没有考虑插入探针对流场的干扰;(2)探针存在测试误差,主要包括导热误差、辐射误差和速度误差等。射流预冷试验温度低于616 K,试验 $Ma=0.23$,与常规测试相比,探针的辐射误差和速度误差没有变化,主要区别是喷水造成的导热误差不同。根据测试结果,探针在低水气比条件下测量误差较小,而在高水气比条件下测量误差增大。说明探针有一定的防水隔热能力,但是在高水气比环境下还需要减小导热误差。本文主要验证测试探针设计和测试方法的可行性,相关的误差分析还需要进行进一步试验研究。

6 结论

(1)设计了1种用于射流预冷试验的温度探针,并提供了测试方法。通过测点反向测试避免测点遇水。试验结果表明,除临近机匣内壁面的测点外,当水气比为5.5%时探针的测点不遇水。

(2)进行了射流预冷降温的数值模拟,结果表明

截面温度梯度较大,因此温度探针的测点排布还需要完善,以合理反映截面的平均总温。

(3)通过正、反向校准试验获取修正公式,利用反向测试结果计算气流总温。为了验证测试方法的准确性,将测试结果与数值模拟结果进行比较。结果表明,当水气比为1%时,对于3.0D截面二者的偏差为3%;当水气比为3%时,对于3.0D截面二者的偏差为9%。数值模拟结果与测试结果基本吻合,证明测试方法是可行的。

参考文献:

- [1] 商旭升,蔡元虎,肖洪,等.射流预冷却涡轮基发动机的技术研究[J].弹箭与制导学报,2004(S4):335-337.
SHANG Xusheng,CAI Yuanhu,XIAO Hong,et al. Research on techniques of mass injection and precooling engines [J].Journal of Projectiles,Rockets, Missiles and Guidance,2004 (S4):335-337. (in Chinese)
- [2] Wilcox E C, Trout A M. Analysis of thrust augmentation of turbojet engines by water injection at compressor inlet including charts for calculating compression processes with water injection [R]. NACA-report-1951-1006.
- [3] Meher-Homji C B, Mee T R. Gas turbine power augmentation by fogging of inlet air [C]//Proceedings of the 28th Turbomachinery Symposium. Texas A&M University. Houston, Texas USA:Turbomachinery Laboratories, 1999:93-113.
- [4] Bhargava R, Meher-Homji C B. Parametric analysis of existing gas turbines with inlet evaporative and overspray fogging[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2002, 127(1):387-401.
- [5] Daniel G,Martin C. An experimental study of water injection into a Rolls-Royce model 250-C20B turboshaft gas turbine [R].AIAA-2008-4902.
- [6] 商旭升,蔡元虎,陈玉春,等.高速飞行器用射流预冷却涡轮基发动机性能模拟[J].中国空间科学技术,2005,25(4):54-58.
SHANG Xusheng,CAI Yuanhu,CHEN Yuchun,et al. Performance simulation of the mass injection pre-cooled TBCC engine for hypersonic vehicles [J]. Chinese Space Science and Technology,2005,25(4):54-58. (in Chinese)
- [7] Chaker M, Meher-Homji C B, Mee T. Inlet fogging of gas turbine engines—part I: fog droplet thermodynamics, heat transfer, and practical considerations [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2004, 126(3):413-428.
- [8] Sanaye S, Rezazadeh H, Aghazeynali M, et al. Effects of inlet fogging and wet compression on gas turbine performance[C]//ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air. Barcelona, Spain: American Society of Mechanical Engineers,2006:769-776.
- [9] Zhang H, Jiang B, Zheng Q, et al. Investigation on cooling effectiveness and flow resistance of inlet fogging location in gas turbine inlet duct [C]//ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. Montreal Canada: American Society of Mechanical Engineers, 2015:V003T20A013:1-9.
- [10] 涂洪妍,邓远灏,康松,等.水气比对射流预冷喷射特性影响的数值研究[J].推进技术,2017,38(6):1302-1309.
TU Hongyan,DENG Yuanhao,KANG Song,et al. Numerical simulation for effects for water/air ratio on injection characteristics with water injection pre-compressor cooling[J]. Journal of Propulsion Technology,2017, 38(6):1302-1309.(in Chinese)
- [11] Garwood K R. Recommended practices for the assessment of the effects of atmospheric water ingestion on the performance and operability of gas turbine engines[R]. AGARD-1995-AR-332.
- [12] Stickney T M, Shedlov M W, Thompson D I. Total temperature sensors, technical report 5755, revision C [EB/OL]. Burnsville MN: Goodrich,1994 [2020-04-07].<http://www.flightdatacommunity.com/wp-content/uploads/downloads/2013/02/TAT-Report.pdf>.
- [13] Willems D E. Combustion turbine having inlet air flow temperature sensor and related methods: U.S. Patent 6775988[P]. 2004-08-17.
- [14] 刘兵,柯鹏.三维圆柱水滴撞击特性分析[J].应用力学学报,2016,33(3):389-393.
LIU Bing,KE Peng.Analysis of water droplet impingement characteristics of three-dimensional cylinder [J].Chinese Journal of Applied Mechanics, 2016,33(3):389-393.(in Chinese)
- [15] Issa R J, Hunt E M, Davis F J. Experimental measurements and numerical modeling for the air-mist cooling of a heated cylinder [C] //ASME 2008 Heat Transfer Summer Conference collocated with the Fluids Engineering, Energy Sustainability, and 3rd Energy Nanotechnology Conferences. Jacksonville, Florida USA: American Society of Mechanical Engineers, 2008: 539-548.

(编辑:刘静)