

# 射流预冷装置温降与流阻特性试验研究

刘旭峰,常鸿雯,薛洪科,扈鹏飞,尚守堂,李云辉,胡铭鑫  
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

**摘要:**为了满足基于某型传统涡轮发动机射流预冷技术验证的需求,以射流预冷装置的温降和流阻特性研究为基础,设计了1种高效蒸发、低流阻的射流预冷装置,搭建了国内首套基于全尺寸的地面模拟试验系统,通过试验验证的方法研究了喷入介质的流量变化和进气温度变化对温降和流阻特性的影响,验证了射流预冷技术的有效性。结果表明:发动机入口来流温度不变时,射流预冷装置的温降特性主要取决于喷入介质的流量变化;随着来流温度的升高,射流预冷装置的介质蒸发率提高,来流降温量也会随之增大;通过调节喷射介质的流量,可将发动机风扇前气流温度维持在80~120℃;流阻特性主要取决于射流预冷装置自身,而介质喷射对流阻特性几乎不产生影响;射流预冷装置的总压损失小于4%,且随着来流温度的升高,总压损失有所减小。

**关键词:**射流预冷装置;流量;温降;流阻;流线型;航空发动机

中图分类号: V228.3

文献标识码: A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.02.014

## Investigation on Temperature Drop and Flow Resistance Characteristics of Mass Injection Pre-Compressor Cooling Device

LIU Xu-feng, CHANG Hong-wen, XUE Hong-ke, HU Peng-fei, SHANG Shou-tang, LI Yun-hui, HU Ming-xin  
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** In order to meet the demand for the verification of the Mass Injection Pre-Compressor Cooling (MIPCC) based on a traditional turbine engine, a kind of MIPCC device with high efficiency evaporation and low flow resistance was designed, and a set of test system was built based on the study of characteristics of temperature drop and flow resistance. The effects of medium flow rate variation and inlet temperature variation on the characteristics of temperature drop and flow resistance were studied respectively, and the effectiveness of the MIPCC was verified. The results show that the characteristics of temperature drop of MIPCC device lie on the medium flow rate variation, while the inlet temperature steadiness, the evaporation efficiency and the temperature drop of MIPCC increase with the increase of the inlet temperature. The inlet temperature in front of the fan could be maintained within the range of 80~120℃ by adjusting the flow rate of medium injection. The flow resistance was mainly caused by the MIPCC device rather than the injection, however, the medium jet influences hardly on flow resistance characteristics. The total pressure loss of MIPCC decrease with the increase of the inlet temperature, and total pressure loss of MIPCC was less than 4%.

**Key words:** MIPCC device; flow rate; temperature drop; flow resistance; streamline; aeroengine

## 0 引言

目前,中国航空动力系统能够实现的最高马赫数不到2.3,与国际先进水平有较大差距,根据高速飞行器的发展趋势,中国亟需开展高速涡轮发动机的相关研究。从国外典型高速涡轮发动机产品及研制路径可

归纳出其基本特征:以现有涡轮发动机为基础,采用组合循环和进气预冷等扩包线技术<sup>[1]</sup>。其中最具代表性的进气预冷却发动机包括射流预冷却(Mass Injection Pre-compressor Cooling, MIPCC)发动机和吸气式涡轮冲压膨胀循环发动机(Air Turbo Ramjet Engine With Expander Cycle, ATREX)<sup>[2]</sup>。MIPCC最早由美国

收稿日期:2017-09-14

基金项目:航空科学基金(2014ZB06005)资助

作者简介:刘旭峰(1987),男,硕士,工程师,主要从事航空发动机设备设计工作;xufg612@163.com。

引用格式:刘旭峰,常鸿雯,薛洪科,等.射流预冷装置温降与流阻特性研究[J].航空发动机,2018,44(2):81-86. LIU Xufeng, CHANG Hongwen, XUE Hongke, et al. Investigation on temperature drop and flow resistance characteristics of mass injection pre-compressor cooling device[J]. Aeroengine, 2018, 44(2): 81-86.

MSE 技术公司提出<sup>[3-4]</sup>,是在常规发动机风扇前端进气道内加装喷射预冷装置<sup>[5]</sup>,通过将冷却介质喷入进气道,由于介质蒸发吸热,降低发动机入口的气流温度,同时改善发动机的推力性能<sup>[6]</sup>。采用射流预冷技术使得发动机不再受飞行马赫数和飞行高度的限制,扩展发动机工作包线<sup>[7-9]</sup>。日本于1986年提出 ATREX 概念<sup>[10]</sup>,也是1种进气预冷却概念的涡轮冲压发动机,利用低温燃料液态氢作为冷却剂通过换热器对来流进行冷却。相比换热器冷却技术,射流预冷技术对现有常规涡轮发动机的改动不大,并具有短期内可实现等优点,其应用于航空发动机已成为高速涡轮发动机研究的重要研究方向之一<sup>[11]</sup>。国外大量研究表明射流预冷技术已具备工程应用条件<sup>[8,12]</sup>。

本文设计了基于某型传统涡轮发动机的全尺寸、高效蒸发、低流阻的射流预冷装置和相关辅助系统,搭建了国内首台基于全尺寸的地面模拟试验系统。通过开展射流预冷试验,以获得射流预冷装置降温量和流阻系数随来流温度、射流预冷装置喷射流量等参数变化的规律。

## 1 试验系统和方法

### 1.1 射流预冷装置模型

设计了基于某型发动机全尺寸的射流预冷装置,如图1所示。射流预冷装置总长600 mm,主要包括喷杆、喷嘴、连接法兰、射流筒体及接头等。喷杆等间距布置在射流筒体内部,喷嘴均匀布置在喷杆上,射流预冷装置采用法兰形式安装在进气道内。该装置通过接头与介质增压系统相连,介质由增压系统经喷杆内腔、喷嘴喷入进气道。

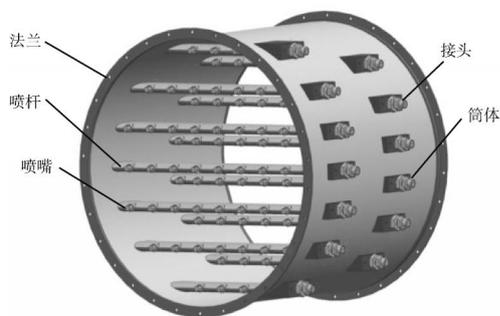


图1 射流预冷装置结构

喷射流量通常是以风扇前介质完全蒸发并达到饱和状态作为理论计算的条件。当喷入的介质流量不足时,则不能满足降温量要求,当喷入的介质流量过

多时,未完全蒸发的介质则会沿着进气道壁面进入发动机,给发动机带来安全隐患。喷射指定流量的介质,使介质较高效率的蒸发是射流预冷装置的基本功能。在保证喷射流量的前提下,增加喷嘴数量,尽量减小喷射介质的雾化粒径,均有利于提高喷射介质与高温气流的换热效率,加快介质雾滴的汽化速度,提高射流预冷装置的喷射介质的蒸发率<sup>[13]</sup>。本次设计选用离心雾化喷嘴来满足喷射流量和雾化粒径的要求,在介质增压系统的工作压力范围内喷射介质的索特平均直径(Sauter Mean Diameter, SMD)应不大于150  $\mu\text{m}$ 。振动可能会引起喷嘴松动,对发动机造成安全隐患,因此在喷嘴与喷杆的接口处采用金属变形法满足喷嘴防松的要求。

装置安装在进气道内,会不可避免地引起严重的总压损失,所谓总压损失 $\delta$ 是指气流经过射流预冷装置后的总压损失量与射流预冷装置前未受扰动气流的总压之比,是气流损失程度的度量。总压损失越小,射流预冷装置的流阻特性越好,通过发动机的空气质量流量越大,射流预冷装置中的喷杆对流阻特性的影响最大也最直接。

为保证装置具有较好的流阻特性,对喷杆开展创新性设计,将喷杆截面设计成流线型,将喷杆等间距交错布置于2个截面上,单截面喷杆堵塞比控制在20%以内,该措施减小了喷杆对气流压力损失的影响,对射流预冷装置的流阻特性具有一定的改善作用<sup>[14-15]</sup>。

### 1.2 试验系统

地面模拟试验系统主要由进气系统、进气道、介质增压系统、测试系统组成。试验系统整体呈直线型布置,相比于美国F100地面验证试验系统的L型布置<sup>[6]</sup>,本试验系统设计可以更好地保证气流流场的均匀性和气流参数测量的准确性和可靠性。地面模拟试验系统流程如图2所示。

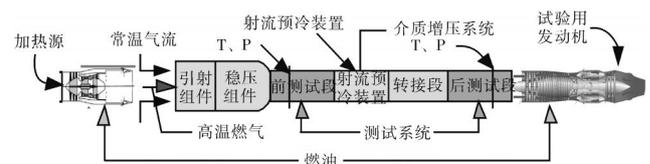


图2 射流预冷装置地面模拟试验系统流程

进气系统用于模拟发动机在高马赫数飞行条件下的气流的环境温度条件。进气系统主要包括加热源、引射组件、稳压组件和试验用发动机。某型小发动

机作为进气加热源处于系统的最前端,试验用发动机处于系统的最末端,试验用发动机和热源小发动机先后工作,小发动机排放的高温尾气与常温气流在引射组件内初步混合,再经稳压组件掺混、整流后进入进气道。通过调整小发动机的工作状态来改变尾气的排放温度,从而实现试验用发动机在不同马赫数、不同来流的环境温度下的模拟。该系统最高可用于模拟发动机在马赫数 3 状态飞行时的温度条件。

进气道连接了进气系统,其主要功能是为气流参数测量提供测试接口,为喷射介质的蒸发提供足够的空间和时间。进气道主要包括前测量段、射流预冷装置、转阶段和后测量段。射流预冷装置安装在进气道中间,喷射截面距发动机入口的距离应该按喷射介质完全蒸发所需的最小距离值确定。该次设计受进气道空间条件的限制,该距离确定为进气道内径的 3.5 倍。前、后测量段上设计了气流的温度和压力测量提供接口,射流预冷装置与转接段采用软连接形式相连,保证发动机推力测量的准确性。

介质增压系统与射流预冷装置接口连接,其主要功能是向射流预冷装置提供充足的喷射介质和喷射压力,对喷射压力、喷射流量和介质温度(对应传感器图 5 中 P、Q、T)进行测量和控制。系统主要包括储水箱、管路、增压泵、调节阀、电磁阀、过滤器、流量传感器等。介质增压系统原理如图 3 所示。

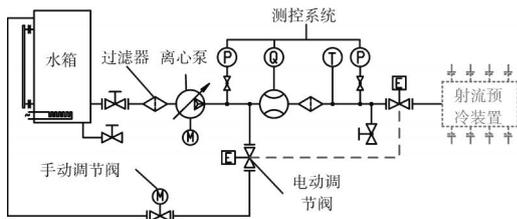


图 3 介质增压系统原理

### 1.3 试验测量

测试系统的主要功能是测量进气道内气流的总压、总温参数。气流总温、总压传感器接口在前测量段和后测量段中都有规划。其中温度测量传感器采用 K 型热电偶,总压测量使用总压耙。

前测量段测点位置如图 4 所示。采用 4 支 7 点共 28 个总温的稳态测点和 3 支 1 点共 3 个总压的稳态测点;后测量段测点位置如图 5 所示。采用 6 支 8 点共 48 个总温的稳态测点和 2 支 8 点共 16 个总压的稳态测点。

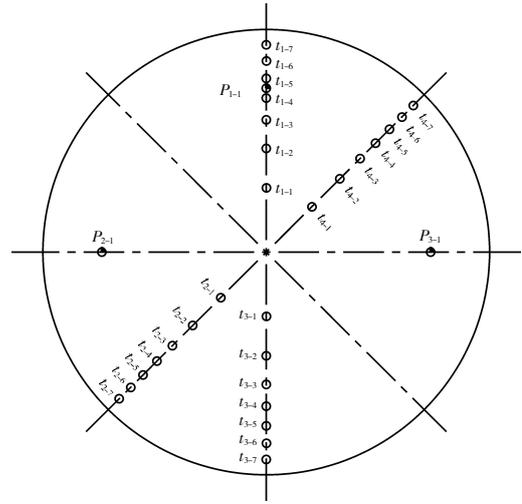


图 4 前测量段总温、总压测点位置

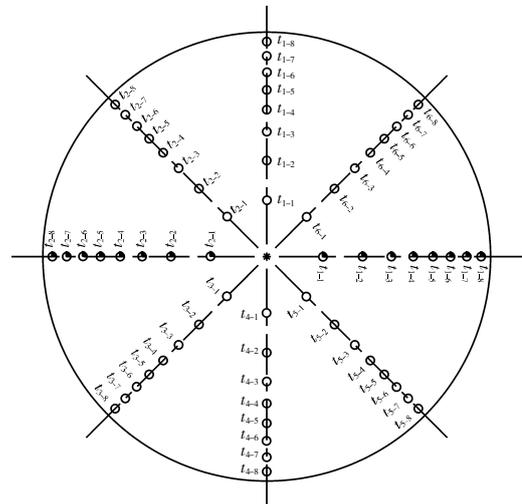


图 5 后测量段总温、总压测点位置

在试验过程中,对温度传感器进行特殊设计,同时采用多轮验证试验,获得气流温度测量值的修正方法,最终获得准确的的气流的温度值<sup>[16]</sup>。总温、总压测量值为射流预冷装置温降特性和流阻特性的分析提供依据。

### 1.4 试验方案和试验工况

试验方案如下:

- (1)系统最末端试验用发动机点火,根据试车程序调整至规定状态;
- (2)系统最前端小发动机工作,调整小发动机工作状态,使进气道来流温度至指定工况状态;
- (3)介质增压系统启动,使介质在介质增压系统内循环,预调整至喷射流量,流量稳定后,开启射流支路,同时关闭回水支路,射流预冷装置开始工作;
- (4)对喷射流量进行微调,使喷射流量值稳定至

试验工况要求,待系统稳定后,测试系统录取数据,同时记录喷射数据;

(5)为保证发动机入口气流不超温,在模拟高马赫数状态点时,前端小发动机工作状态和射流预冷装置喷射流量需协同操作。

规划并开展 10 个工况试验,见表 1。

表 1 试验工况说明

工况	发动机来流温度 $t/^\circ\text{C}$	喷射流量 $q/(\text{kg/s})$
1	140	0
2	140	0.7~1.2
3	160	0.7~1.5
4	180	0.7~1.8
5	200	1.0~1.8
6	220	1.0~2.0
7	200~260	2.0
8	200~280	2.2
9	220~317	2.5
10	280~317	2.7

## 2 试验结果及分析

### 2.1 不同喷射流量对温降特性的影响

在工况 2~6 下,经射流预冷装置后的气流降温量随喷射流量的变化曲线如图 6 所示。从图中可见:

(1)在发动机入口来流温度不变条件下,发动机气流质量流量不变,随着介质喷射流量的增加,气流降温量增大,温降曲线整体呈线性增长,斜率基本保持一致。分析认为,在来流温度恒定时,喷射介质的蒸发稳定,当喷射流量增大时,降温量增大,表明射流预冷装置设计的合理性;

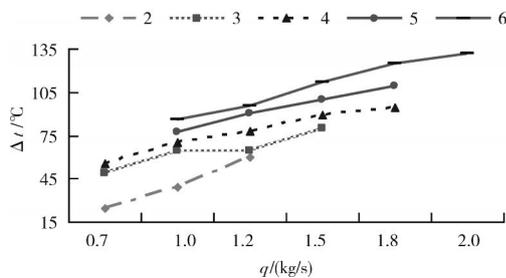


图 6 不同喷射流量对气流降温量的影响(工况 2~6)

(2)在发动机入口来流温度不变条件下,即当发动机工作在特定马赫数状态时,射流预冷装置的温降特性主要取决于喷射介质的流量。

### 2.2 不同来流温度对温降特性的影响

在工况 7~10 下,经射流预冷装置后的气流降温量随不同来流温度的变化曲线如图 7 所示。从图中可见:

(1)在喷射流量不变的条件下,随着来流温度的升高,气流降温量增大,温降曲线整体呈线性增长,斜率基本保持一致。分析认为,当发动机在低马赫数状态下工作时,进气道来流的滞止温度低,风扇前的喷射介质的蒸发率较低;当发动机在高马赫数状态工作时,进气道来流的滞止温度较高,风扇前的喷射介质的蒸发率较高;随着发动机进气来流温度的升高,发动机进气质量流量减小,即使喷射介质的蒸发率保持不变时,气流降温量也会略微增大。因此可知,当进气来流温度越高,喷射介质的蒸发率会增大,降温量越大;

(2)工况 9 曲线末端斜率变小,说明此时气流降温曲线随来流温度的升高而变得缓慢。分析认为:当喷射流量不变时,来流温度到达一定程度后,射流预冷装置喷射介质的蒸发率达到最大,喷入的介质几乎完全蒸发,此时气流降温量增速变缓或基本恒定,气流降温量的增加主要是因为进入发动机的气流质量流量降低所致。

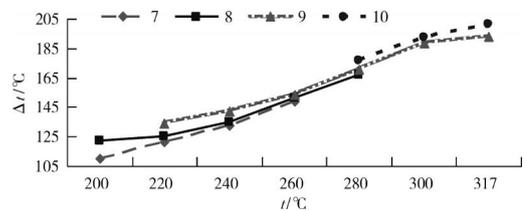


图 7 不同来流温度对气流降温量的影响(工况 7~10)

### 2.3 发动机入口温度的控制

以发动机风扇前入口温度为研究对象(分别如图 8、9 所示),分析喷射介质流量和来流温度对其的综合影响。

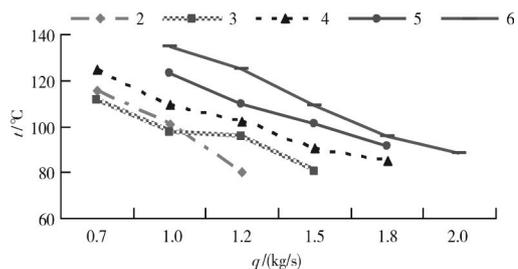


图 8 发动机入口处气流温度(工况 2~6)

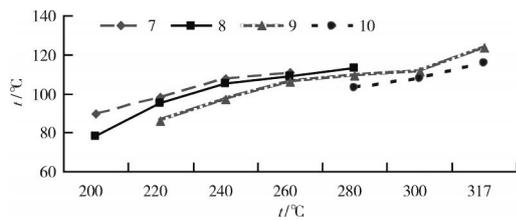


图9 发动机入口处气流温度(工况7~10)

从图中可见,通过合理调节介质的喷射流量,发动机入口气流温度可以控制在 $80\sim 120\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。即使发动机依然工作在极限马赫数状态下,射流预冷降低了发动机风扇入口气流温度,使发动机工作在合适的温度范围内,从而使得发动机不再受飞行马赫数和飞行高度的限制,同时,降低发动机来流温度一定程度还减小了发动机上的应力,提高了发动机的耐久性。

#### 2.4 流阻特性

定义射流预冷装置的总压损失用来衡量射流预冷装置的流阻特性。通过射流预冷装置总压的减少量与射流预冷装置前,即前测量段的总压参数之比来定义射流预冷装置的总压损失 $\delta$ 。以 $\delta$ 为研究对象,分析射流预冷装置的流阻特性。其中工况1是射流预冷装置不喷射介质情况下,随发动机入口温度变化射流预冷装置引起的总压损失曲线如图10所示;在分析介质的喷射与否对流阻特性的影响时,以发动机风扇前入口温度为参考进行对比分析。

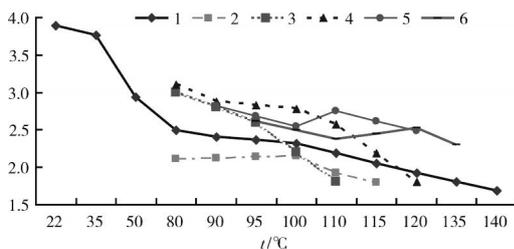


图10 发动机入口气流温度相同条件下射流预冷装置引起的总压损失

从图中可见:

(1)在射流预冷装置不工作状态下,即不喷射介质时,因装置引起的总压损失随着来流温度的升高逐渐减小,且射流预冷装置引起的总压损失 $< 4\%$ 。分析认为,来流温度的升高导致进入发动机的气体质量流量降低,在进气道体积不变的情况下气流流速减小,导致总压损失减小;

(2)在射流预冷装置工作状态下,从工况2~6下的曲线可见,射流预冷装置的总压损失维持在 $1.8\%$

$\sim 3.1\%$ ,且随着发动机风扇入口处温度的升高,总压损失呈递减趋势;

(3)以发动机风扇前入口温度为参考进行对比分析,当发动机风扇前入口温度相近时,射流预冷装置工作前后的总压损失变化量不大于 $1\%$ 。表明发动机入口气流总压损失主要由射流预冷装置引起,而与介质是否喷入关系不大。

### 3 结论

设计了射流预冷装置和地面模拟试验系统,开展了射流预冷装置的温降特性和流阻特性试验研究,得到如下结论。

(1)在国内首次开展了基于整机模型的射流预冷试验研究,试验结果表明:当发动机的飞行状态处于不同马赫数时,可通过调节射流预冷装置的喷射流量,将发动机风扇入口处温度控制在 $80\sim 120\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,从而使得发动机不再受飞行马赫数和飞行高度的限制,射流预冷技术的有效性得以验证;

(2)射流预冷装置的温降特性主要取决于喷射流量,由试验结果可知射流预冷装置具有稳定的蒸发率,随介质喷射流量的增加,气流降温量增加,当喷射介质流量不变时,随着来流温度的增加,射流预冷装置喷射介质的蒸发率提高,直至喷射的介质完全蒸发,气流降温量保持恒定;

(3)当喷杆截面呈流线型,采用2个截面等间距交错布置,各截面喷杆堵塞比控制在 $20\%$ 以内时,射流预冷装置具有较好的流阻特性,总压损失 $< 4\%$ ,该特性主要取决于射流预冷装置自身,而与介质是否喷射关系不大。由此可知:优化喷杆截面形状,减小各截面喷杆堵塞比是进一步改善射流预冷装置流阻特性的研究方向。

后续工作将主要研究射流预冷装置的轻质化和防结冰措施。

#### 参考文献:

- [1] 杨天宇,张彦军,芮长胜.高速涡轮发动机技术发展浅析[J].燃气涡轮试验与研究,2013,26(6):26-30.  
YANG Tianyu, ZHANG Yanjun, RUI Changsheng. High speed turbine engine technology development [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013,26(6):26-30. (in Chinese)
- [2] 王占学,刘增文,王鸣,等.涡轮基组合循环发动机技术发展趋势和应用前景[J].航空发动机,2013,39(3):12-17.  
WANG Zhanxue, LIU Zengwen, WANG Ming, et al. Future develop-

- ment and application prospect of turbine based combined cycle engine [J]. Aeroengine, 2013, 39(3):12-17. (in Chinese)
- [3] Balepin V V, Liston G W. The steam jet TM; Mach 6+ turbine engine with inlet air condition [R]. AIAA-2001-3238.
- [4] Young D A, Olds J R. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) independent performance evaluation [R]. AIAA-2005-3241.
- [5] Carter P H, Balepin V V. Mass Injection and Pre-compressor Cooling engines analyses[R]. AIAA-2002-4127.
- [6] Mehta U, Bowles J, Melton J. Water injection pre-compressor cooling assist space access[R]. AIAA-2012-5922.
- [7] 梅东牧, 林鹏, 王战. 吸气式空天飞机对 TBCC 动力的需求分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(6):12-14, 30.  
MEI Dongmu, LIN Peng, WANG Zhan. Requirements for TBCC propulsion of air-breathing aerospace vehicle [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(6):12-14. (in Chinese)
- [8] Vladimir B, Robert E. MIPCC technology development [R]. ISABE 2005-1297.
- [9] 王芳, 高双林. 高超声速巡航导弹理想动力系统—TBCC 发动机及其关键技术[J]. 飞航导弹, 2007(11):49-53.  
WANG Fang, GAO Shuanglin. The ideal dynamical systems of hypersonic cruise missile—TBCC engine and its critical technology [J]. Winged Missiles Journal, 2007(11):49-53. (in Chinese)
- [10] 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): 1-4.  
LI Cheng, CAI Yuanhu, TU Qiuye, et al. Performance simulation of air-turbo-rocket with water injection pre-cooler[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 1-4. (in Chinese)
- [11] 芮长胜, 张超, 越冬峰. 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.  
RUI Changsheng, ZHANG Chao, YUE Dongfeng. Technical study and development of Mass Injecting Pre-Compressor Cooling turbine engine [J]. Aeronautical Science and Technology, 2015, 26 (10): 53-59. (in Chinese)
- [12] Preston C, Terry S. MIPCC technology development [R]. AIAA-2003-6929.
- [13] 袁红涛, 杨立, 孙嵘, 等. 高温气流内雾滴运动与蒸发特性的理论分析[J]. 海军工程大学学报, 2008, 20(2):5-8.  
YUAN Hongtao, YANG Li, SUN Rong, et al. Water droplet movement and its evaporation characteristics in high temperature gas flow [J]. Journal of Naval University of Engineering, 2008, 20 (2):5 - 8. (in Chinese)
- [14] Claudio B, Claudio B. Evaluation of the combustion process in the Mass Injection Pre-Compression Cooling Engine [R]. ISABE-2003-1127.
- [15] 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, 24(6): 64-67.  
RUI Changsheng, ZHANG Yanjun, QIU Mingxing, et al. Failure mode and method of extending life for the rolling bearing in gas turbine [J]. Aeronautical Science and Technology, 2012, 24(6): 64-67. (in Chinese)
- [16] 刘月玲, 张超. 射流预冷试验温度和湿度测试研究 [J]. 测控技术, 2015(34):517-519.  
LIU Yueling, ZHANG Chao. Research on temperature and humidity measure about injection pre-compressor cooling experiment [J]. Measurement and Control Technology, 2015(34):517-519. (in Chinese)

(编辑:张宝玲)