

## 喷水射流预冷对加力燃烧室特性影响分析\*

高鹏举, 岳晨, 范育新, 于文博

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏南京 210016)

**摘要:** 为了探究采用射流预冷技术之后加力燃烧室性能, 开展了不同喷嘴布置方案、喷水量和来流温度对预冷效果的影响研究。对射流预冷发动机工作过程进行了简化, 建立了加力燃烧室进口前段射流预冷喷水特性计算的数学模型。同时搭建了小型试验台, 通过与试验结果的比对验证了该模型的准确性, 并利用该模型对射流预冷效果进行了仿真预测。结果表明: 提高喷嘴数量与布置均匀性能够小幅度改善预冷效果; 当来流温度不变时, 射流预冷喷射腔室出口处的液态水蒸发量随着喷水量的增加而提高, 但蒸发率却处于下降的趋势; 当喷水量达到2%时, 加力燃烧室燃烧效率对比不喷水工况会有一定的提升; 喷水量达到4%以后, 加力燃烧室出口温度及燃烧效率随着喷水量的提高而降低; 喷水量大于8%以后, 恶化了加力燃烧室(V型火焰稳定器)贫油熄火极限与燃烧效率; 喷水量达到最大10%时, 油气比需从原来设计工况的0.052上升到0.064才能保持稳定点火且对比不喷水时工况, 加力燃烧室出口温度由1860K下降到1373K, 燃烧效率由80.2%下降到69.2%。

**关键词:** 射流预冷; 气液两相流; 预冷特性; 燃烧效率; 蒸发率

**中图分类号:** V235.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2023) 10-22010022-10

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.22010022

## Effects Analysis of Water Spray Mass Injection Pre-Compressor Cooling on Afterburner Characteristics

GAO Peng-ju, YUE Chen, FAN Yu-xin, YU Wen-bo

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to investigate the combustion performance of afterburner after adopting the Mass Injection and Pre-Compressor Cooling (MIPCC) technology, the effects of different nozzle layout schemes, water spray volumes and incoming flow temperatures on pre-cooling effect were studied. The working procedures of MIPCC engine was simplified, and a mathematical model to calculate the water spray characteristics of MIPCC in the inlet front section of the afterburner was established. Simultaneously, a small-scale test bench for MIPCC was also set up. The accuracy of the model has been verified by comparing with the test results, and the model was also used to predict the effect of MIPCC. The results showed that increasing the number and arrangement uniformity of the nozzles can slightly improve the pre-cooling effect. At the fixed inlet temperature, the liquid water evaporation at outlet increased gradually with the increase of the water spray volume, but the evaporation rate was in a decline trend. When the volume of water spray reached 2%, the combustion efficiency of afterburner showed a prom-

\* 收稿日期: 2022-03-31; 修订日期: 2023-02-07。

基金项目: 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金立项资助项目(kfjj20200217); 南京航空航天大学研究生科研与实践创新计划(xcxjh20210206)。

作者简介: 高鹏举, 硕士生, 研究领域为高速涡轮发动机射流预冷技术。

通讯作者: 岳晨, 博士, 副教授, 研究领域为新能源储能。E-mail: yuechen@nuaa.edu.cn

引用格式: 高鹏举, 岳晨, 范育新, 等. 喷水射流预冷对加力燃烧室特性影响分析[J]. 推进技术, 2023, 44(10): 22010022. (GAO Peng-ju, YUE Chen, FAN Yu-xin, et al. Effects Analysis of Water Spray Mass Injection Pre-Compressor Cooling on Afterburner Characteristics[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(10): 22010022.)

inent improvement compared with that without water spray. After the water spray volume reached 4%, the outlet temperature and combustion efficiency of afterburner decreased with the increase of water spray volume. With the water spray volume over 8%, the lean oil flameout limit and combustion efficiency of afterburner (V-gutter flameholder) become deteriorated obviously, When the water spray volume reached the maximum value of 10%, the oil-gas ratio rise from the original value of 0.052 to 0.064 to maintain stable ignition. Meanwhile, the outlet temperature of afterburner decreased from 1860K to 1373K, and the combustion efficiency would decrease from 80.2% to 69.2% compared with the working condition without water spray.

**Key words:** Mass injection and pre-compressor cooling; Gas-liquid two-phase flow; Pre-cooling characteristics; Combustion efficiency; Evaporation rate

## 1 引言

动力装置是实现高超声速飞行的关键技术,在高马赫数( $Ma > 3$ )工况下,涡轮发动机已经失去了优势,必须采用组合动力。预冷发动机是实现高超声速飞行器的一种极具潜力的推进系统,采用射流预冷的方式,可以将高马赫数工况下滞止高温空气降低到常规工况下的进气温度,可以有效拓展发动机的飞行包线<sup>[1]</sup>,以解决涡轮发动机与冲压发动机之间的“推力鸿沟”问题<sup>[2]</sup>。图1<sup>[3]</sup>为美国MSE技术应用公司提出的射流预冷(Mass Injection Pre-Compressor Cooling, MIPCC)涡轮发动机概念<sup>[4-5]</sup>,是在传统的涡轮发动机压气机部件前加装喷水系统,通过水蒸发吸收大量热量从而冷却高温空气,同时水蒸气的混入增加了发动机的工质流量与密度,从而增大发动机推力。

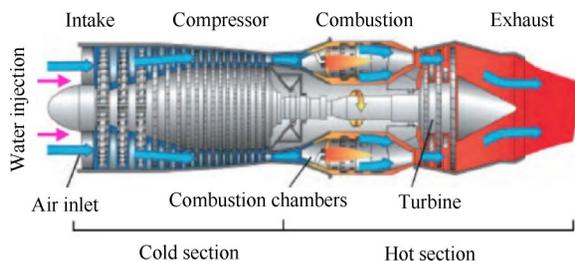


Fig. 1 Mass injection pre-compressor cooling (MIPCC) concept<sup>[3]</sup>

研究者们就射流预冷对发动机关键部件及整机性能的影响已开展相关研究。林阿强等<sup>[6]</sup>基于欧拉-拉格朗日多相流数值方法分析了不同喷雾条件和高空环境时压气机特性变化。结果表明,在一定范围内较大的喷水量和较小的液滴尺寸,能够达到更好的预冷效果。对于射流预冷效果,水滴在流场中雾化、蒸发过程的数值模拟研究方面,涂洪妍等<sup>[7]</sup>对水气比对于喷射特性的影响进行了数值模拟,并计算得到了完全蒸发距离;Lin等<sup>[8]</sup>发现液滴尺寸和射流

速度是影响水雾蒸发的关键因素,此外,这两个因素对液滴的蒸发率、嫡产、温降和压气机做功都有重要影响<sup>[9-10]</sup>。Kim等<sup>[11]</sup>发现不同的射流量对预冷效果具有显著的影响,针对液滴的蒸发过程进行详细分析,表明蒸发率可以通过减小水雾的颗粒直径来提高。

对于采用射流预冷技术所引起的发动机性能变化方面,文献[12-13]通过理论分析水蒸发过程和试验验证,发现飞行速度在 $Ma 2 \sim 3$ 内,水可以更好地蒸发,在 $Ma 3$ 可实现1.85倍推力增益;1958年,美国阿诺德工程发展中心<sup>[14-15]</sup>在J57-P-11发动机上模拟 $Ma 2.5$ , 24.4km工况下与F8U-3战斗机上开展飞行试验,发现 $Ma 1.7$ 的爬升率为原来的两倍;分析认为,在 $Ma 1.3$ ,射流预冷可获得7%推力增加,在 $Ma 2.0$ 可获得44%推力增加;美国国防部高级研究计划局(DARPA)在2002—2005年提出快速响应小载荷低成本运载(RASCAL)计划,将射流预冷技术作为研究重点之一,经过理论分析发现,应用射流预冷技术的涡轮发动机可将飞行器速度提高到 $Ma 6$ 以上,且对比冲压发动机拥有更高的推重比<sup>[16]</sup>。

射流预冷技术由于具有扩展涡轮发动机工作范围、增大推力等优势,被认为是发展高速飞行器最有效的途径之一,但不可避免地会对加力燃烧室燃烧性能造成影响。

本文为后续探究射流预冷技术对加力燃烧室性能的影响,对射流预冷发动机工作过程进行了简化,建立了加力燃烧室进口前段射流预冷喷水腔室模型,对加力燃烧室进口速度进行模化,更加贴近真实加力燃烧室进口速度。采用基于Lagrangian方法的DPM离散项模型对水雾与空气掺混过程中的非平衡相变冷却进行研究,探究了喷嘴布置方案、喷水量及来流温度对射流预冷效果的影响,并对射流预冷水特性进行分析;此外通过试验的形式评估了不同喷水量对加力燃烧室燃烧效率的影响。

## 2 数值模型

### 2.1 计算模型及网格

将射流预冷喷水腔室简化为40mm×105mm的矩形通道进行建模,射流预冷装置布置在距入口处50mm处,喷孔孔径为0.5mm。利用UG软件建立流体域实体模型,用ICEM-CFD软件进行网格划分,生成结构性网格并定义边界,如图2所示。

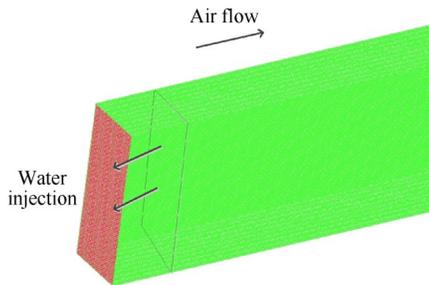


Fig. 2 Solution domain and mesh of the cooling section

### 2.2 网格无关性验证

以喷水量10%为例,分别取网格单元总数124万、300万和480万进行网格无关性验证,以射流预冷喷水腔室出口平均温度作为验证网格无关性的标准。相同进口条件下,三种网格单元总数的计算结果如图3所示。从图中可以看出,网格单元总数为300万和480万下射流预冷喷水腔室出口的平均温度基本一致,满足网格无关性要求。本文选取网格单元总数为300万的网格划分方案进行计算。

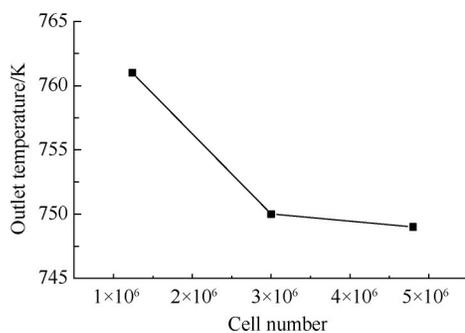


Fig. 3 Grid independence test results

### 2.3 数值方法

#### 2.3.1 连续相控制方程

质量守恒方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u) = S_p \quad (1)$$

式中 $\rho, u$ 分别表示混合气体的密度与速度; $S_p$ 表示液滴蒸发所产生的由离散相传输到连续相的质量。

动量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u) + \nabla \cdot (\rho u u) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + F \quad (2)$$

式中 $p$ 为静压, $\tau$ 为黏性剪切应力张量, $F$ 为外部的体积力源项,也包括连续相与离散相之间的动量传递等。

能量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho h_t) + \nabla \cdot (u(\rho h_t + p)) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T + (\tau \cdot u)) + u \cdot F + S_h \quad (3)$$

式中 $h_t$ 为总焓, $\lambda$ 为传热速率, $S_h$ 为热量源项。

#### 2.3.2 离散相控制方程

液滴颗粒运动方程

$$m_p \frac{du_p}{dt} = F_D + F_R \quad (4)$$

式中 $m_p$ 为液滴质量, $u_p$ 为液滴的速度, $F_D$ 为液滴受到的气动曳力, $F_R$ 为液滴受到的科式力及离心力。

液滴的蒸发过程可以分为两个阶段,当液滴温度低于蒸发温度时,处于升温阶段,用惯性颗粒的加热定律来描述其传热过程。升温阶段,液滴表面的温度可以由以下公式得到,即

$$m_p c_p \frac{dT_p}{dt} = h A_p (T_\infty - T_p) + \varepsilon_p A_p \sigma (\theta_R^4 - T_p^4) \quad (5)$$

式中 $c_p$ 为液滴比热, $h$ 为对流传热系数, $A_p$ 为液滴表面积, $T_\infty$ 为连续相的当地温度, $T_p$ 为液滴温度, $\varepsilon_p$ 为液滴辐射率, $\sigma$ 为斯蒂芬孙-玻尔兹曼常数, $\theta_R$ 为辐射温度。

当液滴温度达到或高于蒸发温度时,此时连续相与离散项的热量传递方程为

$$m_p c_p \frac{dT_p}{dt} = h A_p (T_\infty - T_p) + \frac{dm_p}{dt} h_{fg} + \varepsilon_p A_p \sigma (\theta_R^4 - T_p^4) \quad (6)$$

式中 $dm_p/dt$ 为液滴蒸发速率, $h_{fg}$ 为液滴的蒸发潜热。

#### 2.4 边界条件

射流预冷喷射腔室入口给定速度入口,速度为140m/s,出口给定压力出口边界条件,各壁面设置为绝热。喷嘴模型采用Cone模型,同时给定喷射量、孔径、射流温度、平均颗粒直径等参数,如表1所示。

Table 1 Jet parameters

Parameter	Numerical value
Water spray volume/%	0~10
Diameter/mm	0.5
Jet temperature/K	300
Average particle diameter/ $\mu$ m	50

## 2.5 计算方法

通过 FLUENT 软件进行流场计算,湍流模型选择标准  $k-\varepsilon$  模型。控制方程离散选用求解压力耦合方程组的半隐式 SIMPLE 算法。离散项计算采用基于 Lagrangian 方法的 DPM 模型,颗粒运动轨迹追踪采用随机轨道模型,同时考虑颗粒的破碎和碰撞,曳力模型选择 Dynamic-Drag。文献[17-18]中提到了在韦伯数较高的情况下,波致破碎(Wave)模型与试验结果符合度更高,且可以通过调整液滴颗粒直径来提高仿真精度,经过初步试算,本文最终选用 Wave 模型并确定初始液滴直径为  $50\mu\text{m}$ 。

本文数值模拟中认为当进出口流量相对误差小于 0.5%,监测出口温度波动小于 1%,全部残差小于  $1 \times 10^{-3}$  时,计算结果收敛。

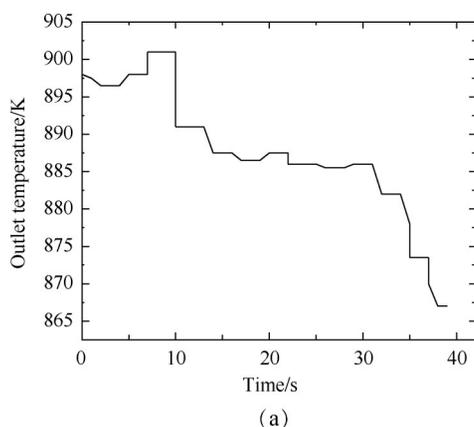
## 2.6 算例验证

为了验证本文所建立的射流预冷喷水模型的合理性与准确性,搭建了射流预冷小型试验台,在距离入口处 50mm 位置的试验段中布置了射流预冷装置,试验系统实物图如图 4 所示。选取来流温度为 900K,喷水量  $f=2\%, 4\%, 6\%, 8\%, 10\%$  的工况进行了数值模拟计算,并将计算结果与试验数据进行了对比。

图 5(a)为喷水量为 2% 时,试验测得的出口温度随时间的变化关系。从图中可以看到,喷水后液滴蒸发吸收热量,导致气相温度从 900K 下降到 867K;



Fig. 4 Physical object of test system



由于试验件通道尺寸较小,且点火后工质温度较高,未蒸发的液态水温度只能到达对应气相温度的湿球温度,故本文认为燃烧产生的化学能全部被工质所吸收,整体误差在可接受范围内。试验结果与仿真预测结果吻合良好,最大误差在 2% 以内,如图 5(b) 所示。表明本文所建立的射流预冷喷水模型和数值计算方法能够较为准确地预测出实际情况,可以用于预测射流预冷喷水特性。

## 3 结果分析

### 3.1 喷嘴布局对预冷效果的影响

为了探究喷嘴布局对射流预冷效果的影响,首先对单个喷嘴液滴蒸发过程进行研究。图 6 为喷嘴处液滴颗粒运动的直径和温度的变化情况。由图 6(a) 可知,由于喷嘴喷出的液滴速度方向与来流空气相反,会和来流空气形成强制对流,受到高速的来流空气影响,速度逐渐减小,一段时间后跟随来流燃气往出口方向流出,这段时间称之为“弛豫时间”;且喷嘴喷出的水雾颗粒直径按照 R-R 分布原则,颗粒直径越小代表惯性越小,则弛豫时间越短、随流性越强,所以颗粒直径最小的粒子会最先跟随来流空气运动,而颗粒直径最大的粒子运动到滞止点再跟随来流空气运动,故而可以观测到越靠近滞止点,颗粒数量越少;液滴受到气动力的作用逐渐破碎成更小的颗粒,越靠近出口位置,颗粒直径越小。由图 6(b) 可知,液滴温度逐渐升高,且在一段时间后达到峰值,原因在于:液滴与周围高温空气产生强烈的热交换,同时与空气发生碰撞及气动力的做功等综合作用下导致液滴内能量不断提高,从而降低喷水腔室内的气相温度。

由于喷水腔室为  $40\text{mm} \times 105\text{mm} \times 600\text{mm}$  的矩形腔,为了保证良好的预冷效果以及出口温度分布的

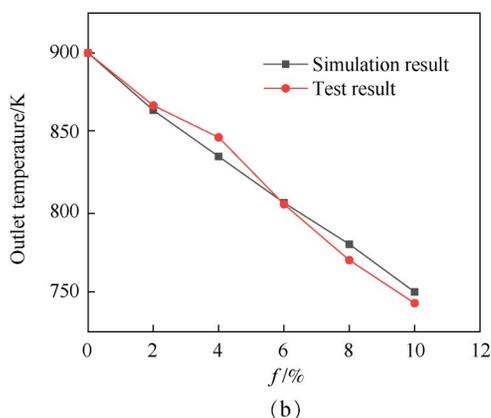


Fig. 5 Comparison between simulation results and test results

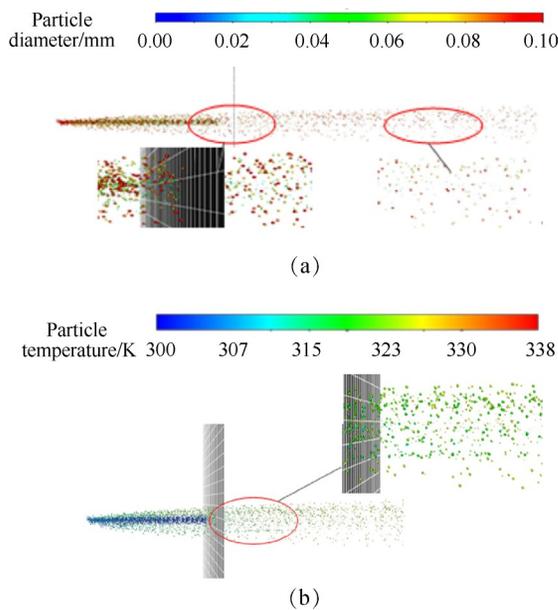


Fig. 6 Variation of droplet diameter and temperature at nozzle

均匀性(本节中出口截面指的是3.4节中火焰稳定器前截面,对应位置6),喷嘴布置方案尽量按照均匀分布的原则设计。本文提出了以下四种喷嘴布局方案,如图7所示。计算中保持来流温度  $T_0=900\text{K}$ , 喷水量  $f=10\%$ , 液滴温度  $T_w=300\text{K}$ 。每个喷嘴流量按照总喷水量与喷嘴个数平均分配,采用逆喷的形式(射流方向与来流方向相反),喷嘴布置在距入口50mm处。

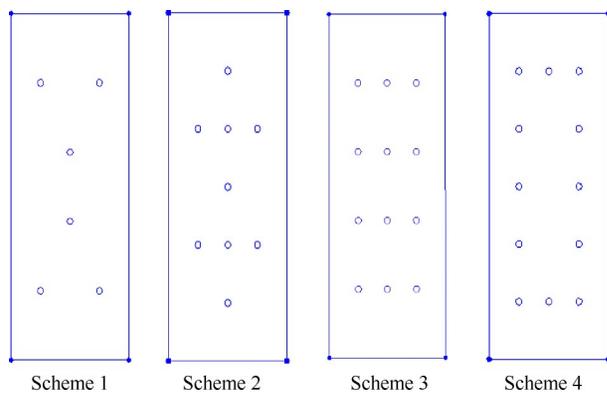


Fig. 7 Various nozzle layout schemes

各方案出口静温分布如图8所示,可以看到各方案喷水腔室中心都能达到较好的预冷效果,且低温区受喷嘴位置的影响,越靠近喷嘴位置的区域温度越低;喷嘴数量越少,低温区温度更低且范围越大。这是因为总喷水量相同,喷嘴数量越少则单个喷嘴的喷水量越大,导致大部分水聚集在喷嘴附近,虽然局部区域预冷效果更佳,但会导致预冷区域温度分

布不均匀,并且局部气相温度较低,气液两相温差随之减小导致蒸发率降低。方案3与方案4都布置了12个喷嘴,由于方案3中喷水腔室中心位置喷嘴布置较为紧凑,而上下两端较为稀疏,所以上下两端还存在高温区;四种方案中方案4预冷区域温度分布最为均匀。表2为各方案关键性能参数对比,各方案中水均未能完全蒸发,其中方案4蒸发率最高,为49.56%,且随着喷嘴数量的增加,蒸发率也会有小幅度的提高;降温量是衡量射流预冷装置的重要指标,各方案中方案4的降温量最高,为152K,且喷嘴数量越多,降温量越高;蒸发率与降温量同样呈正相关,水的蒸发潜热远大于显热,有越多的水蒸发液滴吸收的热量越多,预冷效果越好。液滴的蒸发率主要以气液两相的温度差和浓度差作为驱动力,喷嘴布置密集的区域,液滴浓度较高,出现低温区,该区域的蒸发率也会略有下降。方案3与方案4虽然喷嘴数量相同,但方案4喷嘴布置更加均匀,所以蒸发率较方案3略有提高。

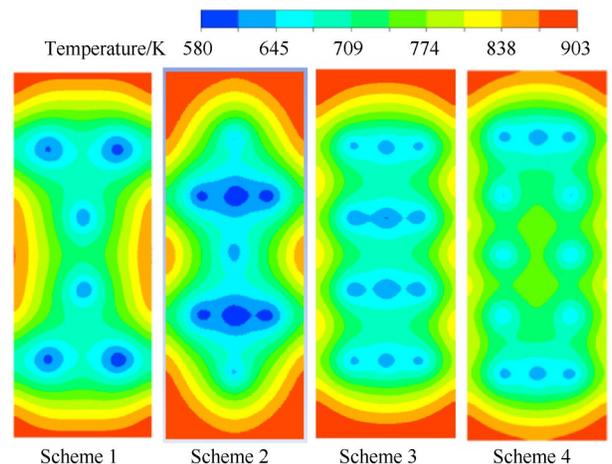


Fig. 8 Outlet static temperature distribution of each scheme

Table 2 Key performance parameters of each scheme

Scheme	Number of nozzles	Cooling capacity/K	Evaporation rate/%
1	6	144	46.88
2	9	146	47.14
3	12	150	48.53
4	12	152	49.56

### 3.2 喷水量对预冷效果的影响

在确定了12个喷嘴的方案4之后,进一步开展了喷水量对射流预冷影响的研究。高空高马赫数下的射流预冷过程气流一般无法达到饱和,但过大的喷水量会导致发动机工质氧浓度降低。通过评估近

期射流预冷对发动机整机性能及加力燃烧室性能的影响<sup>[19]</sup>发现,喷水量大于8%时,过量的水或水蒸气对加力燃烧效率和贫油熄火极限会产生不利影响。为此,本文研究喷水量对射流预冷效果的影响时,以方案4为原型,选取喷水量为2%,4%,6%,8%,10%五种工况进行研究,其中来流温度保持 $T_0=900\text{K}$ ,液滴温度 $T_w=300\text{K}$ 。不同喷水量 $f$ 对射流预冷腔室内气液两相物性的影响如图9所示。从图中可以看出,来流温度和液滴温度相同条件下,喷水量越大,预冷效果越好。从图9(a)中可以看到,随着喷水量的增加,喷水腔室内气相降温速率不断增快,当喷水量为2%时,降温量为36K,喷水量增加至10%时,降温量为152K;从图9(b)中可以看到,蒸发量及蒸发率随喷水量的变化情况,随着喷水量的增加,喷水腔室内水的蒸发量不断提高,而蒸发率不断降低。这是因为蒸发速率受温差与质量浓度差影响,喷水量越多则气相温度越低,气相与液相之间的温度差、浓度差越低,蒸发速率越慢;图9(c)为液滴平均温度随时间的变化情况,可以看到液滴吸收来流空气的热量导致温度不断升高,并在一段时间后达到峰值,该值为液滴在一定温度的空气下蒸发的湿球温度,且喷水量越高,气相温度越低,湿球温度也略有降低,到达湿球温度的时间也越长;由于液滴直径遵循R-R分布

原则,选取了初始直径处于最大及最小的液滴颗粒,其直径随时间的变化如图9(d)所示,可以看到初始直径大的颗粒直径变化很小,代表大液滴蒸发速率很慢,而初始尺寸小的颗粒能够很快地被蒸发,并且喷水量越大,液滴颗粒直径下降速率越慢,表示蒸发速率越慢。

### 3.3 来流温度对预冷效果的影响

选取来流温度 $T_0$ 从800~1200K变化,探究来流温度对射流预冷效果的影响。其他参数选择液滴温度 $T_w=300\text{K}$ ,喷水量 $f=10\%$ 。图10为不同来流温度对喷水腔室内气液两相的影响,可以看到不同来流温度对预冷效果具有显著影响。

图10(a)为不同来流温度下,喷水腔室内气相温度随距喷水平面距离的变化情况。从图中可以看出,随着来流温度的升高,降温速率随之增大,当来流温度为800K时,降温量为113.3K,而当来流温度为1200K时,降温量为276.8K。另外,结合图10(b)蒸发量及蒸发率随来流温度变化图和图10(d)液滴颗粒直径随时间变化图来看,来流温度越高,液滴蒸发量及液滴蒸发率越高,当来流温度从800K增加到1200K,蒸发率从37.66%上升到83.52%,这是由于更高的来流温度使得气相与液相之间的温度差增大,传热速率显著提高;从图10(c)液滴温度随时间的变

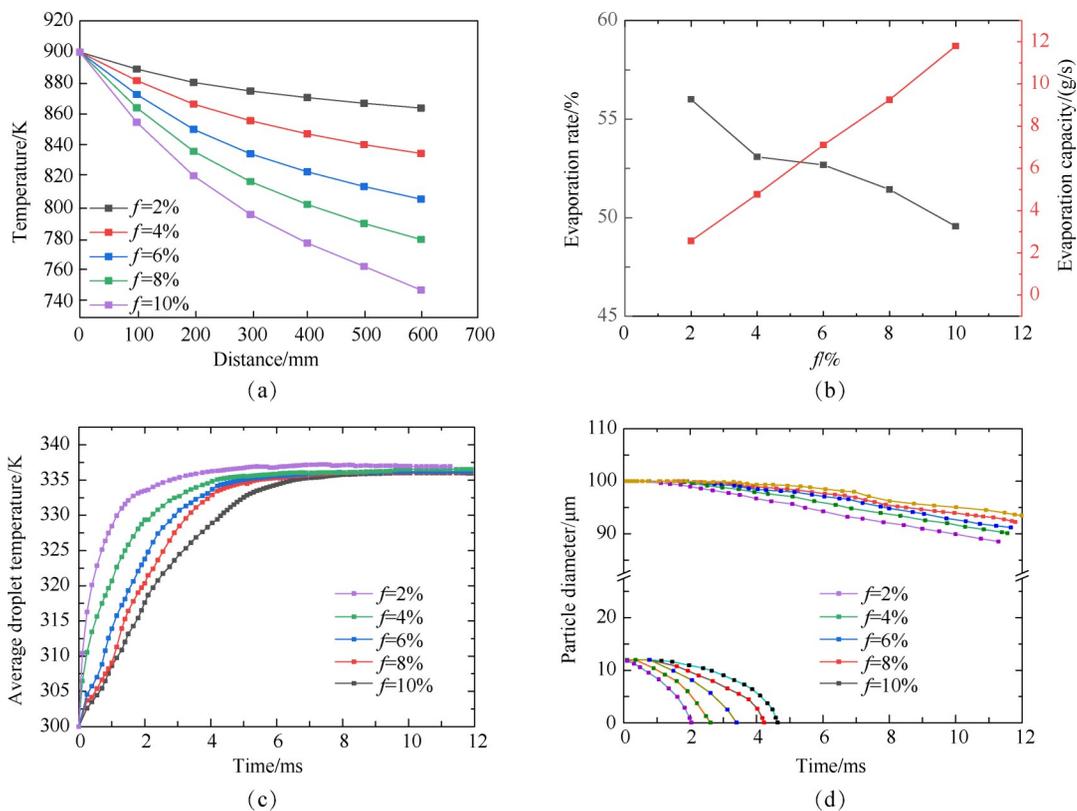


Fig. 9 Effect of water spray rate on gas-liquid two-phase physical properties in pre-cooling chamber

化图中可知,液滴进入喷水腔室一段时间后达到湿球温度,且随着气相温度的升高,湿球温度也相应提高。

### 3.4 喷水量对燃烧特性的影响

前文中提到过量的水或水蒸气对加力燃烧效率和贫油熄火极限会产生不利影响。本文为探究射流预冷对加力燃烧室性能的影响,建立了地面小型试验台,并对发动机整机模型进行了简化,评估射流预冷对加力燃烧室性能影响试验测试系统如图11所示。仅保留预冷段和加力燃烧室,冷空气经前端

特燃烧室加热形成高温燃气以满足试验所要求的来流条件,采用V型火焰稳定器(其结构如图12所示)。测量设备(热电偶及烟气分析仪)分别布置在火焰稳定器前端截面(位置6)以及出口截面处(位置8),经过试验测量,当不喷水工况时,来流温度保持 $T_0=900\text{K}$ 条件下,燃气氧含量为15%。试验工况如表3所示,表中 $m$ 为燃气质量流量; $\omega_w$ 为水/燃气质量比; $f_{AB}$ 为加力燃烧室内名义油气比,其计算公式为

$$f_{AB} = m \times 0.232/0.15 \quad (7)$$

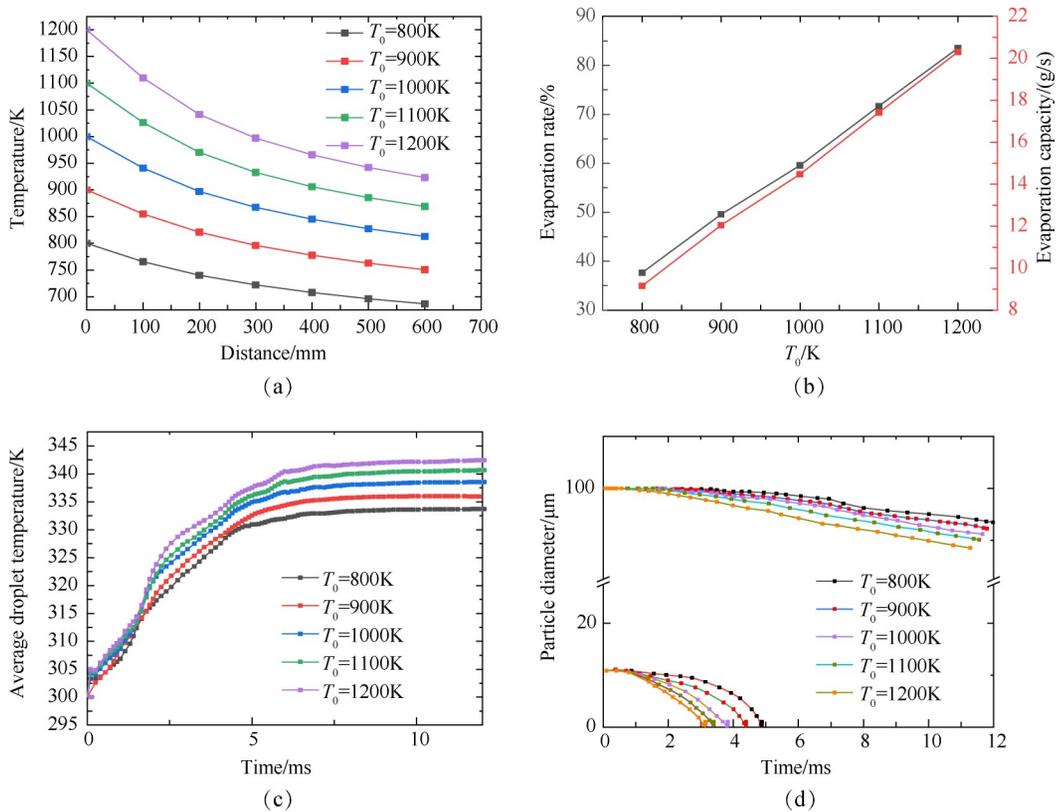


Fig. 10 Effect of incoming flow temperature on gas-liquid two-phase physical properties in pre-cooling chamber

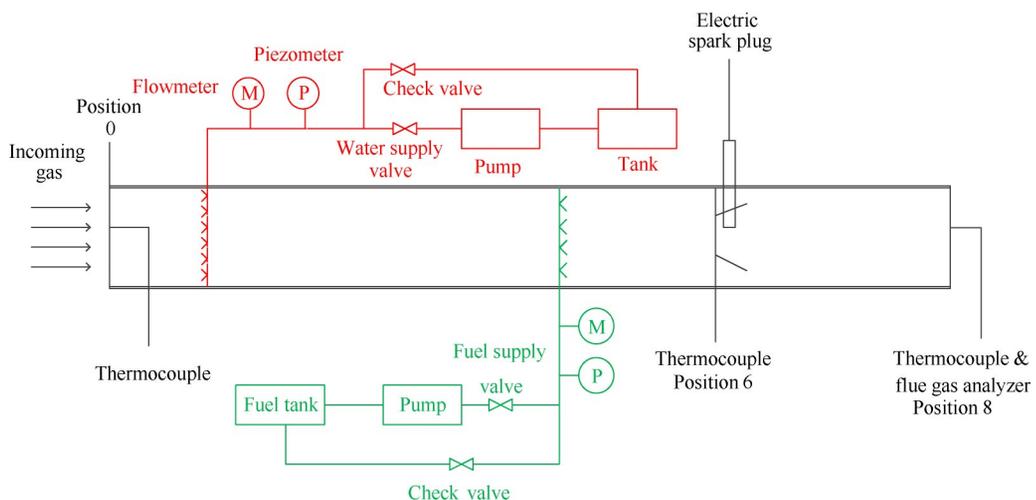


Fig. 11 Schematic diagram of test system

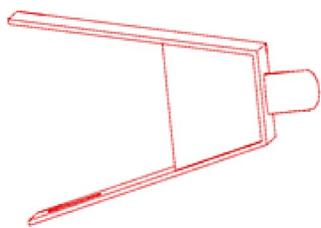


Fig. 12 V-gutter flameholder

Table 3 Test conditions

Parameter	Value
$T_0/K$	900
$f_{AB}$	0.064
$\alpha_w / \%$	0~10
$m/(kg/s)$	0.23

由于试验过程中烟气分析仪受到试验段内大量水蒸汽的影响,不能准确地测量加力燃烧室出口的烟气成分,故本文根据加力燃烧室出口温度,通过温升法计算燃烧效率。同时由于预冷段喷水,需要对原先的温升法燃烧效率计算公式加以修正,计算公式分别为

燃烧效率

$$\eta_{ab} = \frac{f_{65}(i_8 - i_6) + (q_8 - q_6) + f_{ab}(i_8 - i_0)}{f_{ab}H_f} \quad (8)$$

喷水后燃烧效率

$$\eta'_{ab} = \frac{f_{65}(i_8 - i_6) + (q_8 - q_6) + f_{ab}(i_8 - i_0) + \alpha_w(h_{w8} - h_{w0})}{f_{ab}H_f} \quad (9)$$

式中 $f_{65}$ 代表主燃烧室油气比; $f_{ab}$ 代表加力燃烧室油气比; $i$ 代表对应不同温度的“等温燃烧焓差”; $q$ 代表对应不同温度的燃气焓值; $H_f$ 代表燃油热值; $h_w$ 代表对应不同温度的水焓值;下标0,6,8代表试验段不同位置截面时的状态参数。

“等温燃烧焓差”是指1kg燃料与 $x$ kg空气完全燃烧产生的纯燃气与 $x$ kg在同一温度下的纯空气的热

焓之差, $x$ 为燃烧1kg燃料所需的理论空气量。

由于喷水后大量的水蒸气和未蒸发的液态水进入加力燃烧室,不可避免地会对加力燃烧室的贫油熄火极限造成影响。为了保证喷水燃烧试验在不同喷水量的工况下都能稳定燃烧,试验首先确定在喷水量最大10%时能够稳定燃烧的油气比。试验发现喷水量在达到10%后,油气比达到0.064时才能保证试验稳定燃烧,为了探究喷水量对加力燃烧室燃烧性能的影响,所以本文试验油气比保持在0.064。

图13为出口温度和燃烧效率随喷水量增加的变化曲线。从该图可以看到,随着喷水量的增加,出口温度呈不断下降的趋势,这是由于水蒸发需要吸收大量的热量,同时喷水量的增加对燃油的雾化蒸发、掺混过程具有不利影响,造成燃烧效率下降;喷水量从0%上升到2%时,燃烧效率有小幅度增长,在文献[20]中同样提到了此现象,当射流喷水量较小时有助于整体燃烧性能的提升,这可能是由于少量水在蒸发的过程中,造成流场的紊乱与脉动,这种脉动有助于液滴的蒸发,同时粒子间的碰撞促进了燃油的雾化蒸发,导致燃烧效率增长,但喷水量达到4%以后,燃烧效率不断降低。这是因为水蒸发需要吸收大量的热量,导致燃油不能吸收足够的热量保证其雾化蒸发,同时来流烟气中氧含量进一步降低,从而造成了燃烧效率明显降低。对比不喷水的情况,当喷水量达到10%时,燃烧效率从80.2%下降到69.2%,燃烧效率下降了11%左右。试验现场中还可以观测到,当不喷水工况下,加力燃烧室火焰颜色为蓝白色,此时燃烧效率为80%以上;喷水之后,水分子在高温环境下处于激发状态<sup>[18]</sup>,加力燃烧室火焰颜色逐渐变为红色,且随着喷水量的增加,红色越加明显,如图14所示。

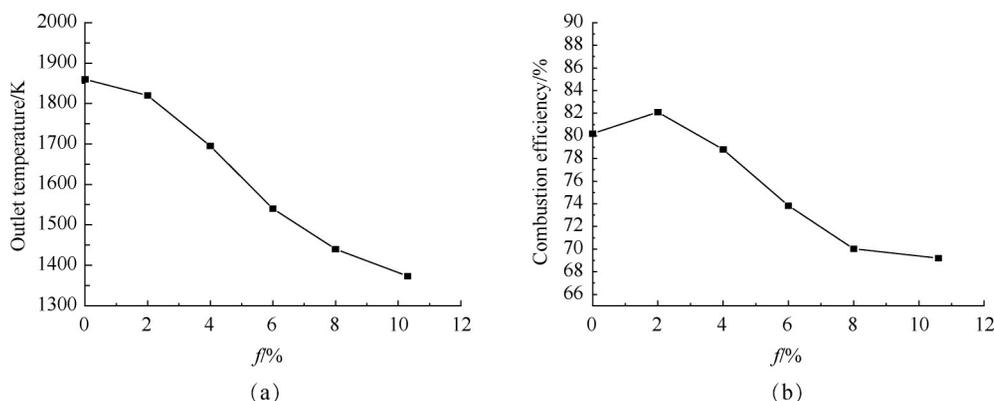


Fig. 13 Variation of outlet temperature and combustion efficiency with water spray volume



(a) Without water spraying



(b) With water spraying

**Fig. 14** Flame diagram of test site

## 4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)建立了射流预冷喷水模型,经过与试验结果的比对,最大误差在2%以内,证实了使用该数值计算模型预测射流预冷喷水特性的可行性。

(2)喷嘴布置方案是影响射流预冷出口温度分布均匀性最重要的因素,随着喷嘴数量的增多,喷嘴布置更加均匀,预冷性能会有小幅度改善;采取方案4时,降温量为152K,蒸发率为49.56%。

(3)当来流温度不变时,射流预冷喷射腔室出口处的液态水蒸发量随着喷水量的提高而提高,但蒸发率却处于下降的趋势;当喷水量不变时,射流预冷喷射腔室出口处的液态水蒸发量随着来流温度的降低而降低,来流温度 $T_0=800\text{K}$ 时,降温量为133.3K,蒸发率为37.66%,来流温度 $T_0=1200\text{K}$ 时,降温量为277.8K,蒸发率为83.52%。因此需要综合考虑发动机的工作状态而设定喷水量。

(4)喷水量大于8%以后,恶化了加力燃烧室贫油熄火极限与燃烧效率,喷水量达到最大10%时,油气比需从原来设计工况的0.052上升到0.064才能保持稳定点火;当喷水量达到2%时,加力燃烧室燃烧效率对比不喷水工况会有一定的提升;喷水量达到4%以后,加力燃烧室出口温度及燃烧效率随着喷水量的增加而降低,当喷水量达到10%后,对比不喷水

时工况,加力燃烧室出口温度由1860K下降到1373K,燃烧效率由80.2%下降到69.2%。

**致 谢:**感谢南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金立项资助项目与南京航空航天大学研究生科研与实践创新计划的资助。

## 参考文献

- [ 1 ] 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.
- [ 2 ] Wang Z G, Wang Y, Zhang J Q, et al. Overview of the Key Technologies of Combined Cycle Engine Precooling Systems and the Advanced Applications of Microchannel Heat Transfer [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 39: 31-39.
- [ 3 ] Unmeel M, Jeffrey B, John M. Water Injection Pre-Compressor Cooling Assist Space Access [R]. *AIAA* 2012-5922.
- [ 4 ] Mesnard J. Overview of the British Aerospace Hotel Transatmospheric Vehicle[R]. *NASA-TM-88008*, 1986.
- [ 5 ] Koelle D. Sanger Advanced Space Transportation System-Progress Report 1990[R]. *AIAA* 90-5200.
- [ 6 ] 林阿强, 郑群, 张海, 等. 射流冷却对航空发动机压气机的特性分析[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2019, 40(9): 1608-1615.
- [ 7 ] 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 Hong-yan, DENG Yuan-hao, 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.)
- [ 8 ] Lin A Q, Zhou J, Fawzy H. et al. Evaluation of Mass Injection Cooling on Flow and Heat Transfer Characteristics for High-Temperature Inlet Air in a MIPCC Engine [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 135: 620-630.
- [ 9 ] Lin A Q, Zheng Q, Fawzy H, et al. Sensitivity of Air/Mist Nonequilibrium Phase Transition Cooling to Transient Characteristics in a Compressor of Gas Turbine [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 137: 882-894.
- [ 10 ] 林阿强, 郑群, 吴峰, 等. 航空涡轮发动机射流预冷技术研究[J]. 推进技术, 2020, 41(4): 721-728. (LIN A-qiang, ZHENG Qun, WU Feng, et al. Investigation on Mass Injection Pre-Cooling Technology of Aero-Turbine Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(4): 721-728.)
- [ 11 ] Kim K H, Ko H J, Kim K, et al. Analysis of Water

- Droplet Evaporation in a Gas Turbine Inlet Fogging Process [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2012, 33/34: 62-69.
- [12] Willens D. Liquid Injection on Turbojet Engines for High Speed Aircraft[R]. *AD0140167*, 1955.
- [13] 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.
- [14] King P G, Nygaard R C. Mechanical Operating Experience with Three J-57-P-11 Turbojet Engines During a Pre-Compressor Spray Cooling Test in an Altitude Test Chamber[R]. *AEDC-TN-57-70*, 1958.
- [15] Neely J, Ward T R. Maximum Power Performance of a J57 and a YJ75 Turbojet Engine with Pre-Compressor Water Evaporative Cooling [R]. *AEDC-TR-58-18*, 1959.
- [16] Carter P H, Balepin V V. Mass Injection and Pre Compressor Cooling Engines Analyses[R]. *AIAA 2002-4127*.
- [17] 杨东超, 朱卫兵, 陈宏, 等. 超音速横向流作用下射流的二次破碎模型研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2014, 35(1): 62-68.
- [18] 翟小飞, 白菡尘, 李春. 超声速气流中液体横向射流雾化过程数值模拟[J]. 气体物理, 2021, 6(3): 23-29.
- [19] Jones W L, Sivo J N, Wanhainen J P. The Effect of Compressor-Inlet Water Injection on Engine and after Burner Performance[R]. *NACA-RM-E58D03B*, 1958.
- [20] 陈云升, 赖辉煌. 氢气燃烧火焰颜色的探讨[J]. 化学教育, 1987(3): 50-52.

(编辑:朱立影)