

文章编号: 1000-8055(2023)09-2167-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220095

基于飞发一体化模型的射流预冷技术优势分析

栗孟晨^{1, 2, 4}, 徐国强^{1, 2, 3}, 闻洁^{2, 3, 4}, 庄来鹤^{1, 2, 4}, 黄聪聪^{1, 2, 4}

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;
3. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;
4. 北京航空航天大学 杭州创新研究院(余杭), 杭州 311100)

摘 要: 为探索射流预冷技术在未来先进航空动力上的应用前景, 基于涡喷发动机建立飞发一体化性能仿真计算模型, 并选取水作为预冷剂, 分析不同飞行状态与预冷方案对飞机作战性能、发动机热力性能及热端部件温度的影响规律。结果表明: 启用射流预冷技术可有效增加发动机推力, 提升飞机的爬升性能与加速性能, 帮助飞机在规定任务内减少机动时间与载荷消耗, 同时预冷技术可提升压气机末级引气冷却品质, 从而降低涡轮叶片表面温度, 增强发动机可靠性。在飞发推力匹配条件与涡轮叶片表面温度约束下, 射流预冷可有效提升飞机的极限飞行能力, 当预冷剂流量为 1 kg/s 时, 飞机理论升限与最大马赫数分别提升 11.67% 和 10.51%。

关 键 词: 飞发一体化; 射流预冷; 飞行性能; 推力; 叶片表面温度

中图分类号: V231.12

文献标志码: A

Superiority analysis of mass injection pre-compressor cooling technology based on aircraft-engine integration model

LI Mengchen^{1, 2, 4}, XU Guoqiang^{1, 2, 3}, WEN Jie^{2, 3, 4},
ZHUANG Laihe^{1, 2, 4}, HUANG Congcong^{1, 2, 4}

- (1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, Beihang University, Beijing 100191, China;
3. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;
4. Hangzhou Innovation Institute (Yuhang), Beihang University, Hangzhou 311000, China)

Abstract: In order to explore the application prospect of mass injection pre-compressor cooling technology in advanced aero-engines in the future, a simulation model of aircraft-engine integration was built based on turbojet engine, water was selected as the coolant, and the effects of different flight conditions and precooling schemes on aircraft combat capability, engine performance and temperature of hot end component were analyzed. The results showed that the thrust of aero-engine can be increased by mass injection pre-compressor cooling technology, which can improve the climbing and acceleration performance of aircraft and reduce the mission time and load consumption within the assigned task. The surface temperature of turbine blade can be also decreased with the reduction of the temperature of bleed

收稿日期: 2022-02-28

作者简介: 栗孟晨(1997—), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机整机热管理方面的研究。

通信作者: 闻洁(1964—), 女, 研究员、博士生导师, 博士, 主要从事传热传质、发动机整机综合热管理、发动机高温部件冷却研究。

E-mail: wenjie@buaa.edu.cn

引用格式: 栗孟晨, 徐国强, 闻洁, 等. 基于飞发一体化模型的射流预冷技术优势分析[J]. 航空动力学报, 2023, 38(9): 2167-2176. LI Mengchen, XU Guoqiang, WEN Jie, et al. Superiority analysis of mass injection pre-compressor cooling technology based on aircraft-engine integration model[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(9): 2167-2176.

air due to mass injection pre-compressor cooling technology. Given the matching principle of aircraft-engine thrust and the constraint of the surface temperature of turbine blade, the ultimate flight performance of aircraft can be improved effectively by mass injection pre-compressor cooling technology. If the flow rate of coolant was 1 kg/s, the theoretical ceiling and maximum Mach number of aircraft can be increased by 11.67% and 10.51%, respectively.

Keywords: aircraft-engine integration; mass injection pre-compressor cooling; flight performance; thrust; blade surface temperature

空中优势是影响现代战争走向的重要因素。为适应日益复杂的战场环境,未来高性能军用飞机需要具备突防能力强、响应速度快及作战范围广等综合作战能力,并能在更加宽广的飞行包线内执行任务,因此对动力推进系统提出了更高的性能要求。目前,现役的先进动力推进装置大多为小涵道比涡扇发动机,在高飞行马赫数状态下,发动机的性能将会急剧恶化,耗油率大幅提升;同时,由于来流气体滞止温度较高,发动机内部旋转部件需要在高温环境下持续运转,将面临超温与减寿的风险。综上,亟需一种高效可靠的热管理手段来辅助涡轮发动机突破性能瓶颈,提升涡轮发动机在极限工作状态下的性能。其中,预冷技术得到了行业内研究者的广泛关注。

预冷技术是指在发动机内添加预冷装置,对核心机来流空气进行预先冷却^[1]。从预冷手段上,预冷技术可以分为以下两类^[2]: 换热预冷和射流预冷。换热预冷的典型代表有俄罗斯设计的深度冷却空气涡轮发动机 ATRDC、日本设计的吸气式涡轮冲压膨胀循环发动机 ATREX、英国反作用发动机公司设计的协同吸气式火箭发动机 SABRE。这类预冷发动机需要安装高效轻质的换热器结构,利用低温液氢或氦工质对进气来流进行冷却。

与换热预冷技术相比,射流预冷技术不需要在发动机上安装换热器或设计复杂的热力循环网络,仅需高效的射流装置向压气机来流均匀喷入预冷剂就可以显著提高发动机性能,对整机结构影响较小,适合应用于常规涡轮发动机上,是一种成本低、潜力大的预冷方案^[3]。射流预冷技术最早由美国于 20 世纪中叶提出^[4-6]。1948 年, NACA 研究人员就在地面状态下对 TG-180 发动机进行了射流预冷试验,向压气机进口注入 1.36 kg/s 水可以有效提高 15.4% 的发动机推力^[4]。1958 年,美国对携带射流预冷装置的 J-57 和 J-75 发动机进行了高空飞行试验,使其爬升率、最大飞行马赫数和实际升限都有大幅度提升^[7-8]。此外,美国也在 J-79 发动机上安装了雾化预冷装置,经试验,装配

J-79 发动机的 RF-4X 战机的飞行包线得到了极大程度拓宽,具备在 23 km 高空以马赫数 2.3 飞行的能力^[9]。2001 年,为实现快速响应小载荷低成本运载计划,美国国防部高级研究计划局将射流预冷列为核心技术之一,并通过整机试验完成了技术验证^[10]。在国内,中国航发沈阳发动机研究所搭建了国内首个全尺寸射流预冷发动机试验台,并着手开展了一系列整机性能试验^[11]。由此可见,射流预冷技术是一种极具潜力的高效增推方案,已经获得了国内外研究单位的高度关注,十分有望应用于未来的先进航空发动机中。

目前,围绕射流预冷技术原理分析,国内外学者开展了大量研究。涂洪妍等^[12]借助 Fluent 软件,探究了水气比对射流预冷效果的影响规律,发现随着水气比的增加,温降效果会不断提高,但液体蒸发率会不断降低。LIN Aqiang 等^[13]采用正交回归分析方法,通过数值模拟研究了可能影响预冷段温降与流动损失的因素,发现液滴直径和喷雾流量对流场流动损失和温度降低的影响远大于喷雾速度和喷射锥角。陆禹铭等^[14]通过改变进气条件与射流流量,分析了不同工况下预冷效果与流场的变化情况,发现适当提高射流流量可以有效降低流场温度,但提高射流流量或进气速度都会导致流阻增加。

此外,部分学者还探讨了射流预冷对发动机或飞机性能的影响规律。商旭升等^[15]建立了考虑射流预冷方案的变比热涡喷发动机模型,分析了给定爬升轨迹上预冷技术对发动机推力、比冲等性能的影响规律,结果表明预冷方案能够极大拓宽发动机工作包线,使其最大马赫数达到 6。Mehta 等^[16]利用飞机气动模型和发动机性能模型,对一架采用射流预冷技术的改型 QF-4C 飞机进行了性能评估,改型后的飞机可以在短时间内实现快速爬升,且升限和最大飞行马赫数都有所提升。David 等^[17-18]采用零维仿真程序对考虑预冷方案的双轴和三轴涡扇发动机进行了性能模拟,发现射流预冷可以在推力不变的情况下降低压气机转速、压气机出口温度以及涡轮前温度,从而

降低发动机耗油率。XIONG Yuefei 等^[19]建立了恒定截面加热过程的热力学分析模型,探究了射流预冷对超燃冲压发动机的性能影响,结果表明在高来流马赫数下,预冷可以有效提高发动机单位推力和最大燃油当量比。

综上,国内外学者已经对射流预冷方案的技术原理做了深入研究,也探讨了射流预冷方案对发动机性能的增益情况,但未从整机层面研究射流预冷方案对热端部件的保护作用,也较少考虑该方案在不同飞行条件下对战斗机综合性能的影响。因此,本文将基于典型作战任务,建立飞发一体化性能计算模型,在保证发动机热安全性前提下探究射流预冷技术在提升战斗机及发动机性能上的潜在优势,分析射流预冷方案对战斗机作战性能、发动机总体性能及内部热环境的影响规律。

1 计算模型

1.1 模型简介

为评估射流预冷方案在不同飞行任务下对发动机及战斗机性能的影响,需要从飞机、发动机和部件三个层次建立完整的飞发一体化性能计算模型。其中,飞机性能计算模型包括飞机需求推力匹配与升阻特性计算模型;发动机热力计算模型则包括考虑射流预冷方案的设计点与非设计点整机热力性能计算模型。

1.2 飞机性能计算模型

飞机性能计算模型用以求解飞机在不同飞行状态下的需求推力和升阻特性,从而为发动机性能计算提供设计边界,其计算流程如图1所示。

1.2.1 飞机需求推力匹配模型

飞机在飞行过程中的受力情况如图2所示。

飞机受力平衡方程如下:

$$F \cos(\alpha + \varphi) - G \sin \theta - (D + R) = \frac{G}{g} \cdot \frac{dV}{dt} \quad (1)$$

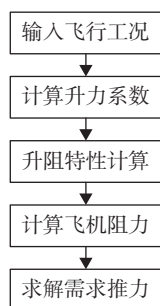


图1 飞机性能计算模型计算流程

Fig. 1 Process of aircraft performance calculation model

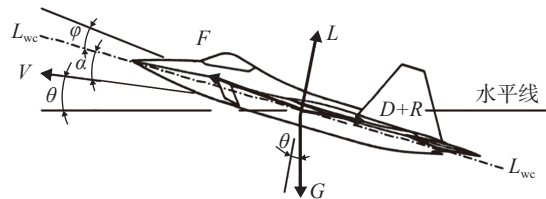


图2 飞机受力分析图^[20]

Fig. 2 Force analysis of aircraft^[20]

式中 F 为飞机在飞行过程中的需求推力, G 为飞机的实时重力, g 为重力加速度, D 为飞机的飞行阻力, R 为地面附加阻力, 飞行攻角 α 为飞行速度 V 与飞机翼弦线 L_{wc} 的夹角, φ 为推力 F 与飞机翼弦线 L_{wc} 的夹角, θ 为飞行速度 V 与水平方向的夹角。

在大多数飞行状态下, 可以认为飞行速度与推力在同一方向上, 因此式(1)可写成

$$F - G \sin \theta - (D + R) = \frac{G}{g} \cdot \frac{dV}{dt} \quad (2)$$

对式(2)进行进一步整理, 可以写出飞机需求推力 F 的表达式:

$$F = \frac{G}{V} \cdot \frac{d}{dt} \left(H + \frac{V^2}{2g} \right) + (D + R) \quad (3)$$

式中 H 为飞机飞行高度。

可以看出, 飞机需求推力 F 由飞机的实时质量、速度、高度及机动状态决定。为实现发动机供给推力与飞机需求推力的实时匹配, 有必要根据飞机的常规作战需求, 针对典型的飞行任务构建飞机需求推力计算方法:

1) 当飞机处于起飞滑跑状态时, 假设飞机在一定的起飞距离内进行匀加速运动, 则需求推力计算公式为

$$F = \frac{a_v}{g} G + (D + R) \quad (4)$$

加速度 a_v 由滑跑距离 s 和起飞速度 V_{to} 决定:

$$a_v = \frac{V_{to}^2}{2s} \quad (5)$$

2) 当飞机处于水平加速状态时, 假设速度在小范围内呈线性变化规律, 且高空中附加阻力为零, 则需求推力计算公式为

$$F = \frac{a_v}{g} G + D \quad (6)$$

加速度 a_v 由任务段始末速度决定:

$$a_v = \frac{V_2 - V_1}{t} \quad (7)$$

3) 当飞机处于等速爬升状态时, 假设高度在小范围内呈线性变化规律, 且高空中附加阻力为

零,则需求推力计算公式为

$$F = \frac{a_H}{V} G + D \quad (8)$$

爬升率 a_H 由任务段始末高度决定:

$$a_H = \frac{H_2 - H_1}{t} \quad (9)$$

4) 当飞机处于巡航状态时,高度与速度保持恒定,且高空附加阻力为零,需求推力计算公式为

$$F = D \quad (10)$$

1.2.2 升阻特性计算模型

飞机在飞行过程中受到的升力 L 和阻力 D 按下式计算:

$$L = qS C_L \quad (11)$$

$$D = qS C_D \quad (12)$$

式中 q 为飞机动压头, S 为机翼面积, C_L 为升力系数, C_D 为阻力系数。其中, C_L 和 C_D 可以按下式写出:

$$C_L = \frac{nG}{qS} \quad (13)$$

$$C_D = C_{D\min} DI + A (C_L - C_{LD\min})^2 \quad (14)$$

式中 n 为飞机的过载系数, $C_{D\min}$ 为最小阻力系数, DI 为外挂阻力系数, A 为诱导阻力系数, $C_{LD\min}$ 为最小阻力系数对应的升力系数。

在实际计算过程中,若已知飞机的实时质量与飞行状态,则可以直接求解出升力系数 C_L ,并根据飞行状态、气动布局、结构参数等信息求出 $C_{D\min}$ 、 DI 、 A 、 $C_{LD\min}$ 等值,从而求解出阻力系数 C_D ,具体计算方法可参考《飞机设计手册》。本文以美国 F-22 战斗机的气动布局及结构参数^[21]作为参考依据,建立了完整的升阻特性匹配模型。图 3

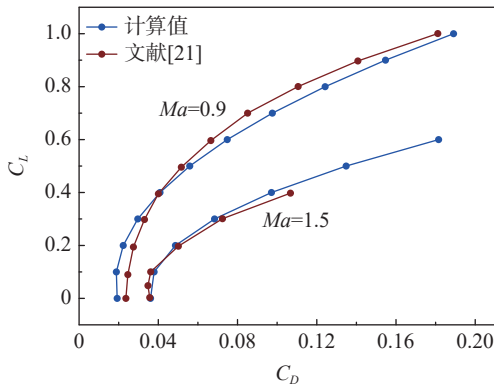


图3 升阻特性计算结果

Fig. 3 Calculation result of lift-drag characteristic

展示了 $Ma=0.9$ 和 $Ma=1.5$ 时飞机升阻特性曲线的计算值与文献 [21] 值,可以看出,两者间误差较小,证明构建的模型是合理的。

1.3 航空发动机热力性能计算模型

发动机热力性能计算模型可以通过设定地面状态下的热力循环参数,基于功率平衡、流量平衡、尾喷管面积平衡等共同工作方程及涡轮前温度不变的控制规律,在全飞行包线内实现考虑射流预冷方案的发动机热力参数求解。

1.3.1 设计点与非设计点性能计算模型

由于预冷技术一般用来拓宽飞机极限飞行能力,装备发动机需要在较高的飞行马赫数和高度下工作,故本模型选择高速性能更好的涡喷发动机进行建模。考虑射流预冷方案的单轴涡喷发动机特征截面示意图如图 4 所示。

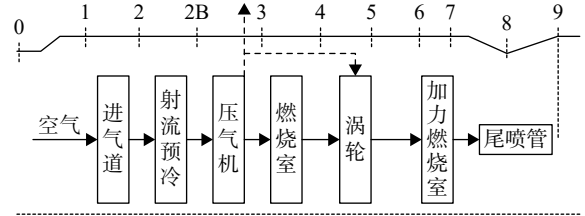


图4 单轴涡喷发动机特征截面示意图

Fig. 4 Characteristic section of uniaxial turbojet engine

在进行设计点性能计算时,需要先给定发动机设计状态下的循环参数取值,如进口流量、压气机压比、涡轮前温度、加力燃烧室出口温度、涡轮叶片冷却气体引气比例以及各个部件的效率等,然后根据发动机工作原理完成 0~9 截面的热力循环计算。由于本模型考虑了压气机末级引气对涡轮叶片的冷却过程,为精细化评估射流预冷方案对发动机热端部件防护效果的影响,参考 Wilcock 等的研究成果^[22],建立了涡轮叶片表面温度评估模型。

本文取地面状态 ($H=0$ km, $Ma=0$) 和亚声速巡航状态 ($H=11$ km, $Ma=0.9$) 为发动机设计点,循环参数如表 1 所示。

在进行非设计点性能计算时,为求解飞行包线内任意工作状态下的发动机性能,需要输入以下四个自变量进行整机性能试算:压气机相对转速 N_c 、涡轮前温度 T_{t4} 、压气机工作特性函数 β_c 、涡轮工作特性函数 β_t 。同时,根据发动机共同工作原理,可以得到功率平衡、流量平衡、尾喷管面积平衡三个约束方程,选择涡轮前温度变量不变作为控制规律使方程组封闭,最后采用 $N+1$ 点迭代法求解方程组,直至取得收敛结果。

表 1 设计点循环参数取值

Table 1 Cycle parameters of design point

循环参数	$H=0\text{ km}, Ma=0$	$H=11\text{ km}, Ma=0.9$
进口流量/(kg/s)	125	35
压气机压比	12	6.85
涡轮前温度/K	1 850	1 200
最高涡轮前温度/K	2 000	2 000
燃烧效率	0.999	0.975
压气机绝热效率	0.8	0.79
涡轮绝热效率	0.9	0.88
涡轮导叶引气比例/%	9	9
涡轮动叶引气比例/%	6	6
飞机引气比例/%	1	1

$$\begin{cases} \varepsilon_1 = \frac{L_t \eta_{\text{axis}} - L_c}{L_c} = f_1(N_c, T_{t4}, \beta_c, \beta_t) \\ \varepsilon_2 = \frac{\dot{m}_{t, \text{model}} - \dot{m}_{t, \text{line}}}{\dot{m}_{t, \text{line}}} = f_2(N_c, T_{t4}, \beta_c, \beta_t) \\ \varepsilon_3 = \frac{A_8 - A_{8d}}{A_{8d}} = f_3(N_c, T_{t4}, \beta_c, \beta_t) \end{cases} \quad (15)$$

式中 L_c 为压气机功, L_t 为涡轮功, η_{axis} 为轴效率, $\dot{m}_{t, \text{model}}$ 为特性图中读取的涡轮部件进气流量, $\dot{m}_{t, \text{line}}$ 为计算模型中根据压气机特性图读取流量值匹配的涡轮进气流量, A_{8d} 为设计点工况尾喷管喉道面积, A_8 为非设计点工况尾喷管喉道面积。

1.3.2 射流预冷模型

本模型采用水作为预冷剂, 假设水的初始温度为 288.15 K, 压力为 0.2 MPa, 注入发动机主通道后, 经蒸发过程吸收大量热量, 冷却压气机进口处空气、高温水蒸气与降温后的空气混合, 一起进入压气机中被压缩, 简化模型如图 5 所示, 图中 T_{water} 、 T_{air} 表示热交换前的水温 and 空气温度, $\dot{m}_{\text{mix}}$ 、 T_{mix} 为热交换后的湿空气流量和温度。

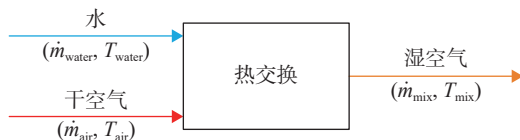


图 5 射流预冷简化模型示意图

Fig. 5 Simplified model of mass injection pre-compressor cooling

水和空气的换热过程遵守能量守恒定律:

$$\dot{m}_{\text{water}} (h_{\text{mix}} - h_{\text{water}}) = \dot{m}_{\text{air}} (h_{\text{air}} - h_{\text{mix}}) \quad (16)$$

$$f_{\text{water}} = \frac{\dot{m}_{\text{water}}}{\dot{m}_{\text{air}}} \quad (17)$$

式中 $\dot{m}_{\text{water}}$ 和 $\dot{m}_{\text{air}}$ 分别为水和干空气的质量流量, h_{water} 为水换热前的焓值, h_{air} 为发动机进气滞止后的焓值, h_{mix} 为预冷换热后湿空气的焓值, f_{water} 为水气比。

换热后, 湿空气(燃气)的物性按水与空气(燃气)物性的质量平均算出:

$$x_{\text{wet, air}} = \frac{x_{\text{air}} + f_{\text{water}} x_{\text{water}}}{1 + f_{\text{water}}} \quad (18)$$

$$x_{\text{wet, gas}} = \frac{(1 + f_{\text{fuel}}) x_{\text{gas}} + f_{\text{water}} x_{\text{water}}}{1 + f_{\text{fuel}} + f_{\text{water}}} \quad (19)$$

式中 x 表示比热容、密度、焓值、熵值等; f_{fuel} 为油气比, 表示燃油流量与空气流量的比值。

2 计算结果

2.1 模型验证

为验证不加入预冷模型时发动机热力性能计算模型的准确性, 在保证输入循环参数一致的前提下, 将模型计算结果与 GasTurb 计算结果进行对比。

设计点 1 ($H=0\text{ km}, Ma=0$) 和设计点 2 ($H=11\text{ km}, Ma=0.9$) 总体性能参数的计算结果如表 2 所示。可以看出, 在发动机设计点, 模型计算结果与 GasTurb 计算结果之间的误差小于 3%, 故可以认为本文建立的发动机设计点性能计算模型基本准确。

表 2 设计点模型验证

Table 2 Validation of design points

设计点	性能参数	模型	GasTurb	误差/%
1	推力/kN	126.69	126.96	-0.21
	耗油率/(kg/(N·h))	0.111 7	0.109 6	1.92
2	推力/kN	18.05	18.11	-0.33
	耗油率/(kg/(N·h))	0.119 6	0.116 2	2.93

对于非设计点性能模型, 以地面状态 ($H=0\text{ km}, Ma=0$) 为发动机设计点, 选取战斗机工作过程中几个典型状态进行验算, 如表 3 所示。

表 3 发动机非设计点

Table 3 Off-design points of the aero-engine

非设计点	飞机状态	H/km	Ma	发动机工作状态
1	起飞滑跑	0	0.1	加力最大状态
2	低空爬升	5	0.5	最大状态
3	亚声速巡航	11	0.9	巡航状态
4	超声速巡航	11	1.5	巡航状态
5	近实用升限	20	2.5	加力最大状态

模型与 GasTurb 软件的性能计算结果对比如图 6 所示。可以看出,在不同的飞行状态点,非设计点性能计算模型的求解值基本接近 GasTurb 计算结果,说明本文建模采用的方法准确,模型精度较好。

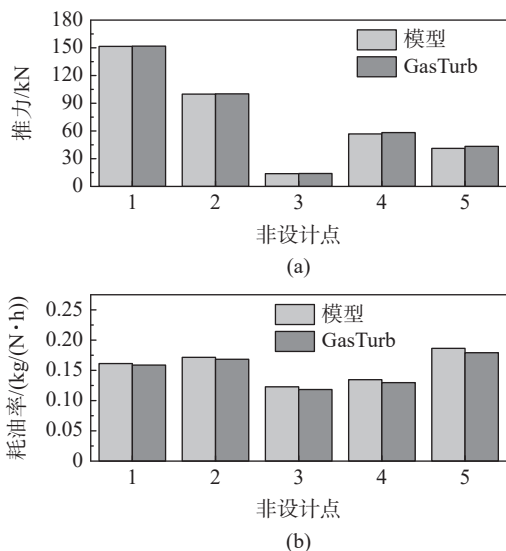


图 6 模型与 GasTurb 软件的性能计算结果对比
Fig. 6 Comparison of calculation results between model and GasTurb

2.2 爬升性能优势分析

根据文中第 1.2 节的建模部分中飞机需求推力和发动机供给推力的计算方法,可以明确:在飞机高速爬升状态下,飞机需求推力与机体实时质量、爬升率有关,在评估带射流预冷方案的飞机与发动机性能时,当发动机供给推力由于预冷发生改变时,须调整飞机爬升率来匹配飞机需求推力 F_{request} 与发动机供给推力 F_{engine} ,并保留 10% 的推力裕度,即:

$$F_{\text{engine}} \geq 110\% F_{\text{request}} \quad (20)$$

在本模型中,预冷剂水在 0.2 MPa 压力下沸点为 393 K,为充分使用水的汽化潜热,与水换热的来流空气滞止温度需要超过 393 K,根据总静温换算公式,可以知道,当来流马赫数超过 2 时,预冷换热才能有较好的效果。

假设飞机质量为 20 t,安装两台发动机,发动机始终处于加力最大状态,以 $Ma=2.25$ 等速爬升,改变飞机高度与注入预冷剂流量,计算飞机与发动机性能参数,结果如图 7、图 8 所示。

在来流马赫数一定时,随着飞机飞行高度的增加,飞机的爬升率呈现大幅度下降趋势,从

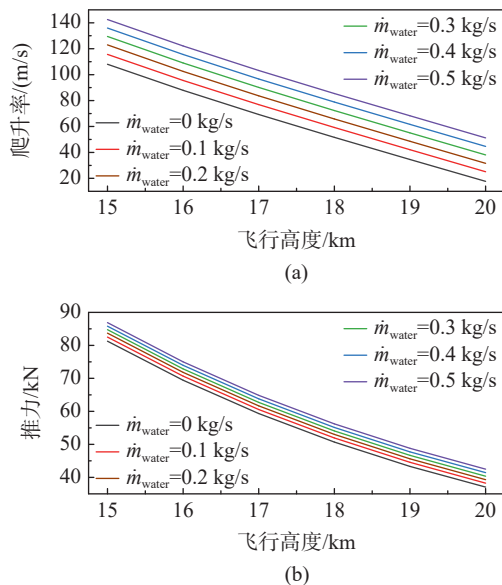


图 7 不同高度与预冷剂流量下爬升率与推力变化
Fig. 7 Variation of climb rate and thrust with different heights and flow rates of coolant

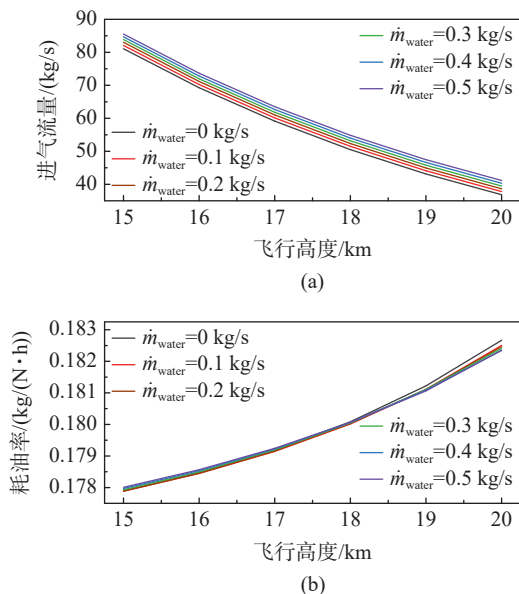


图 8 不同高度与预冷剂流量下进气流量与耗油率变化
Fig. 8 Variation of flow rate of engine and specific fuel consumption with different heights and flow rates of coolant

15 km 处的 108.03 m/s 减小至 20 km 处的 17.71 m/s,这是因为空气密度随着飞行高度增加而不断减小,导致高空发动机进气流量下降,发动机供给推力减少,从而影响飞机爬升率。启用预冷方案后,由于发动机进气来流得到冷却,发动机进气流量大幅度增加,导致飞机爬升率和发动机推力呈较明显的上升趋势。值得注意的是,由于发动机始终处于加力最大状态,涡轮前温度和加力燃烧室

温度都保持不变,在同一飞行高度和马赫数下,改变预冷剂流量对发动机的单位推力影响不大,因此图7和图8中发动机进气流量和推力几乎呈相同的变化趋势。此外,发动机耗油率随着飞机飞行高度的增加而增加,但与预冷剂流量变化关系不大。

现规定飞机需要保持 $Ma=2.25$ 在不同初始高度上完成一次 $\Delta H=0.5$ km 的快速爬升任务,可计算出飞机实现该机动过程所需时间和水/油载荷消耗情况,具体结果如图9、图10所示。从图9、图10可以看出,不启用预冷方案时,随着飞行高度的增加,由于爬升率大幅下滑,飞机完成爬升任务的机动时间大幅增加,导致耗油量不断提高;当启用射流预冷后,在一定飞行高度下,随着预冷剂流量的增加,飞机爬升率大幅提升,虽然用于预冷的水流量有所增加,但由于大幅减少了所需的机动时间,燃油消耗量大幅降低,导致最终消耗的水油载荷总和有所减少,且该趋势随着飞行高度的不断增加而持续扩大,在飞行高度为

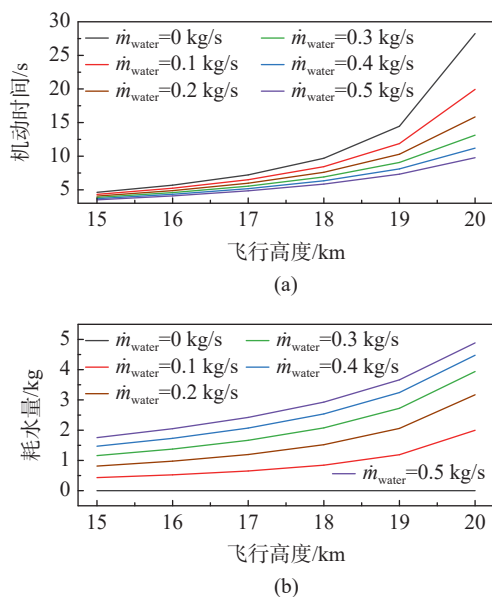


图9 不同高度与预冷剂流量下机动时间与耗水量变化
Fig. 9 Variation of mission time and water consumption with different heights and flow rates of coolant

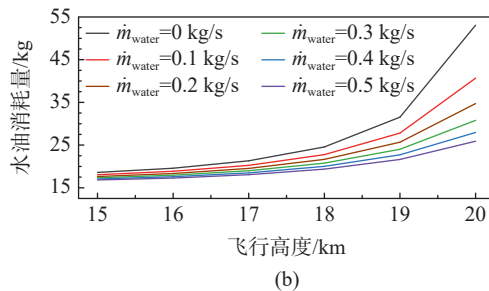
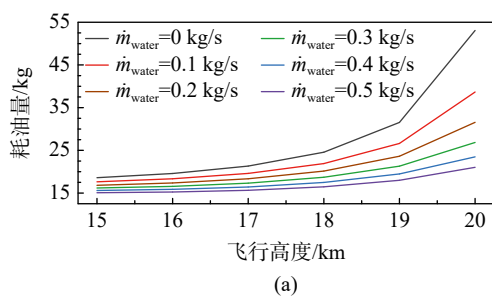


图10 不同高度与预冷剂流量下耗油量与水油消耗量变化
Fig. 10 Variation of fuel consumption and payload consumption with different heights and flow rates of coolant

20 km, 水流量为 0.5 kg/s 条件下,水油消耗量可以从无预冷方案下的 53.07 kg 降至 25.91 kg, 共可节省下 51.18% 的载荷总量。

2.3 加速性能优势分析

与分析爬升性能的方法类似,假设飞机质量为 20 t, 安装两台发动机,发动机始终处于加力最大状态,于 $H=15$ km 开始水平加速,改变飞机初始马赫数与注入预冷剂流量,计算飞机水平加速度与发动机推力,结果如图11所示。

当不启用预冷方案时,在飞行高度一定时,随着来流马赫数的增高,发动机推力不断增加,但是加速度仍呈下降趋势,这是因为飞行阻力随着飞行速度上升而大幅提高,超过了推力增长幅度。开始注入预冷剂后,在同样的飞行状态下,发动机的推力有所提升,但飞行阻力不变,因此水平

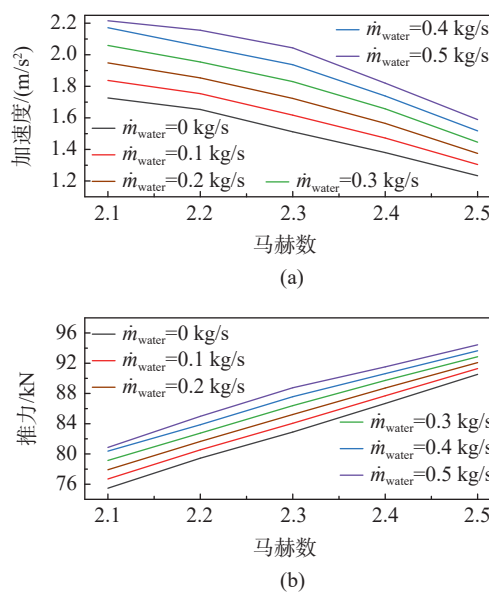


图11 不同马赫数与预冷剂流量下加速度与推力变化
Fig. 11 Variation of accelerated speed and thrust with different Mach numbers and flow rates of coolant

加速度也逐渐提高。

现规定飞机需要于 $H=15\text{ km}$ 在不同初始速度下完成一次 $\Delta Ma=0.1$ 的加速过程, 可计算出实现该机动过程所需时间和水/油载荷消耗情况。由图 12 可以看出, 预冷方案可以减少不同起始速度下加速过程的机动时间与水油载荷总量。在来流马赫数为 2.5 时, 与无预冷方案相比, 注入 0.5 kg/s 预冷剂可以减少 22.38% 的机动时间与 9.84% 的水油消耗量。

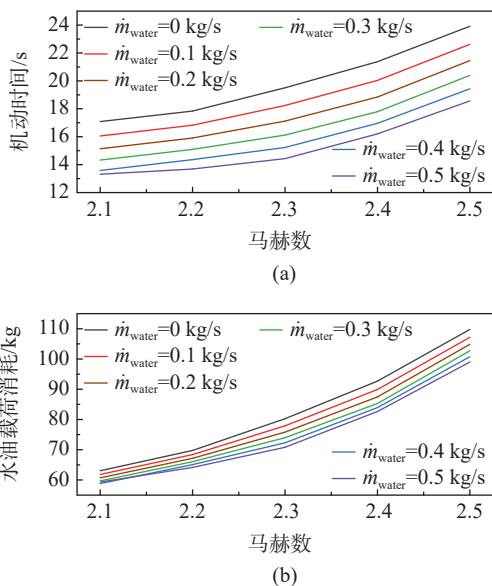


图 12 不同马赫数与预冷剂流量下机动时间与水油消耗量变化

Fig. 12 Variation of mission time and payload consumption with different Mach numbers and flow rates of coolant

2.4 内部热环境评估

预冷技术除了对发动机起到增推的效果, 还能通过降低来流温度影响压气机出口气流温度, 提高冷气的冷却品质, 在涡轮前温度与冷气比例不变的条件下, 有效降低涡轮叶片表面温度。现选取 $H=20\text{ km}$, $Ma=2.5$ 为参考点, 分析压气机进口温度 T_{12} 、冷气温度 T_{13} 、涡轮导叶表面温度 $T_{\text{blade},s}$ 与涡轮动叶表面温度 $T_{\text{blade},r}$ 随预冷剂流量的变化情况, 计算结果如图 13 所示。

随着预冷剂流量的增加, 发动机来流冷却愈发充分, 压气机进口温度与引气温度都有所下降, 提升了引气对热端部件的冷却效果, 根据 Wilcock 等^[22] 的叶片表面温度评估模型, 当水流量达 1 kg/s 时, 导叶表面温度从常规状态下 1 290.71 K 下降至 1 260.06 K, 下降幅度达 2.37%; 动叶表面温度从 1 223.67 K 下降至 1 194.30 K, 下降幅度达

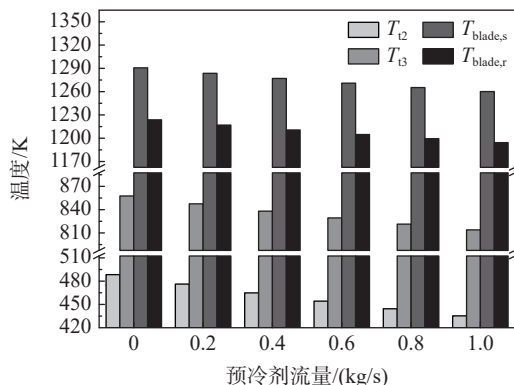


图 13 发动机内部温度随预冷剂流量的变化

Fig. 13 Temperature of aero-engine interior with different flow rates of coolant

2.40%, 这将有利于延长叶片使用寿命, 增强发动机可靠性。

2.5 极限性能评估

通过文中第 2.2~2.4 节的讨论分析, 可以得知, 预冷方案不仅可以通过提高进气流量缓解发动机推力随飞行高度增加而持续下降的问题, 也能通过降低来流温度提升压气机末级冷却气体品质从而防止涡轮叶片超温, 故可以认为, 预冷方案可以帮助发动机突破高空情况下推力不足及高速情况下热端部件超温的瓶颈, 在理论上提高飞机的极限状态飞行能力。

为推算考虑预冷方案下飞机的理论升限和最大马赫数, 需要做出如下约束: 发动机推力满足飞机高空平飞要求, 涡轮导叶表面温度不超过 1 300 K:

$$\begin{cases} F_{\text{engine}} \geq 110\% F_{\text{request}} \\ T_{\text{blade},s} \leq 1\,300\text{ K} \end{cases} \quad (21)$$

基于以上约束, 假设飞机质量为 20 t, 安装两台发动机, 发动机始终处于加力最大状态, 计算不同预冷剂流量下飞机的极限性能, 结果如图 14 所示。根据图 14 可知, 通过预冷, 飞机的极限性能得到了极大程度的提升。无预冷方案下, 飞机的升限为 20.74 km, 最大马赫数为 2.57; 注入 1 kg/s 水用于预冷后, 飞机的升限可提高至 23.16 km, 最大马赫数可提升至 2.84, 分别增加了 11.67% 和 10.51%。

基于上述计算结果, 在不启用预冷方案的条件下, 取预冷剂流量为 0、0.1、0.2、...、1 kg/s 时飞机对应的极限飞行状态(1~11), 依次分析这 11 个状态点下飞/发推力供给关系及发动机涡轮导叶表面温度, 并定义供给推力比 R_F , 表示发动机供给推力与飞机需求推力的比值, 表达式如下:

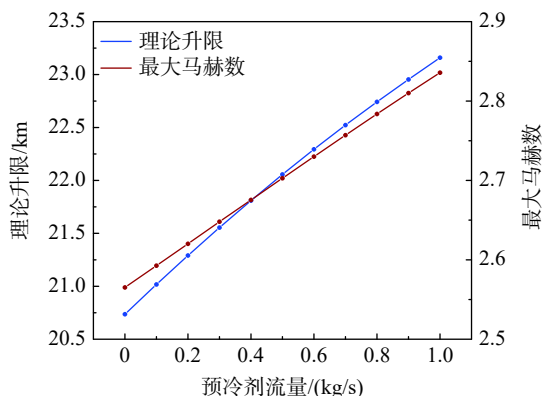


图 14 理论升限与马赫数随预冷剂流量的变化

Fig. 14 Variation of theoretical ceiling and Mach number with different flow rates of coolant

$$R_F = \frac{F_{\text{engine}}}{F_{\text{request}}} \quad (22)$$

11 个飞行状态点的计算结果如图 15 所示。从图 15 可以看出, 在启用预冷方案时, 由于给定了推力约束和温度约束, 供给推力比和涡轮导叶表面温度一直保持在 1.1 和 1300 K。若不采取预冷措施, 在这些飞行状态点, 供给推力比将持续降低, 最低可达 0.9 左右, 发动机已无法提供足够让飞机实现平飞的动力; 同时, 涡轮导叶表面温度不断增高, 最高可达 1341.76 K, 超出约束条件 3.21%。

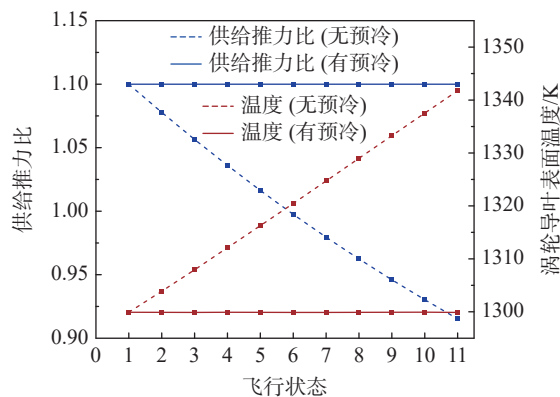


图 15 不同飞行状态下供给推力比与叶片表面温度的变化

Fig. 15 Variation of supply ratio of thrust and blade surface temperature under different flight conditions

3 结 论

基于典型飞行任务与涡喷发动机结构, 本文建立了考虑射流预冷方案的飞机性能计算模型与发动机热力性能计算模型, 分析了不同飞行状态和预冷剂流量下飞机作战性能、发动机总体性能及热端部件温度的变化规律。本文主要研究结果

如下:

1) 射流预冷技术可以有效增加进气流量, 提升发动机推力, 增强飞机的爬升性能和加速性能, 缩短指定任务的机动时间。尽管预冷方案需要消耗一定量的水, 但机动时间减少有利于省油, 从而降低机动过程的载荷消耗总量。

2) 射流预冷技术可通过对来流进行冷却影响压气机末级引气温度, 提升发动机冷却气体品质, 降低热端部件表面温度。当飞机处于 $H=20\text{ km}$, $Ma=2.5$ 状态下, 注入 1 kg/s 水可让涡轮导叶和动叶表面温度分别降低 2.37% 和 2.40%。

3) 射流预冷技术可以给发动机增推, 并对叶片降温, 从而帮助飞机突破推力不足和叶片超温的性能瓶颈, 在本文给定的推力与温度限制条件下, 当注入 1 kg/s 水时, 飞机理论升限与最大马赫数可分别提升 11.67% 和 10.51%。

参考文献:

- [1] DAI Jian, ZUO Qiuru. Key technologies for thermodynamic cycle of precooled engines: a review[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 177: 299-312.
- [2] MURTHY S N B. Developments in high-speed vehicle propulsion systems[M]. Reston, VA, US: AIAA, 1996: 698-712.
- [3] WANG Zhenguo, WANG Yuan, ZHANG Jianqiang, 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.
- [4] BARON B, DOWMAN H W, DACKIS W C. Experimental investigation of thrust augmentation of axial-flow-type 4000-pound-thrust turbojet engine by water and alcohol injection at compressor inlet[R]. NACA-RM-E7K14, 1948.
- [5] WILCOX E C, TROUT E W. Analysis of thrust augmentation of turbojet engines by water injection at compressor inlet including charts for calculating compression processes with water injection[R]. NACA TR-1006, 1951.
- [6] BEKE A. Analytical investigation of the effect of water injection on supersonic turbojet-engine-inlet matching and thrust augmentation[R]. NACA TN-3922, 1957.
- [7] EDWARDS Z B, NEELY J, WARD T R. Investigation of the effect of pre-compressor evaporative cooling on the performance of a J57-P11 turbojet engine[R]. AEDC-TN-58-7, 1958.
- [8] KING L D. Design and testing of a pre-compressor cooling system for a high speed aircraft[R]. Texas: Chase Vought Corporation, 1961.
- [9] KIRKLAND F P. Water spray system development test final report[R]. Fort Worth, US: General Dynamics Fort Worth Division, FZT-628-005, 1975.
- [10] CARTER P, BALEPIN V, SPATH T, et al. MIPCC technology development [R]. AIAA 2003-6929, 2003.
- [11] 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.
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. (in Chinese)
- [12] 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)
- [13] LIN Aqiang, ZHOU Jie, HAMZA F, 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.
- [14] 陆禹铭, 徐倩楠, 吴锋, 等. 喷水射流预冷对发动机进气温度及流场变化影响的数值研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(9): 1999-2010.
LU Yuming, XU Qiannan, WU Feng, et al. Numerical study on effects of water injection pre-compressor cooling on engine inlet temperature and flow field change[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(9): 1999-2010. (in Chinese)
- [15] 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)
- [16] MEHTA U, BOWLES J, MELTON J, et al. Water injection pre-compressor cooling assist space access[J]. *The Aeronautical Journal*, 2015, 119(1212): 145-171.
- [17] DAVID A B N, UYIOGHOSA I. Aero engine compressor cooling by water injection: Part 1 evaporative compressor model[J]. *Energy*, 2018, 160: 1224-1235.
- [18] DAVID A B N, UYIOGHOSA I. Aero engine compressor cooling by water injection: Part 2 performance and emission reductions[J]. *Energy*, 2018, 160: 1236-1243.
- [19] XIONG Yuefei, QIN Jiang, CHENG Kunlin, et al. Influence of water injection on performance of scramjet engine[J]. *Energy*, 2020, 201: 117477.1-117477.10.
- [20] MATTINGLY J D. Aircraft engine design, Second edition[M]. Reston, US: AIAA, 2002.
- [21] 沙正平. 飞机设计手册: 第4册 军用飞机总体设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
- [22] WILCOCK R C, YOUNG J B, HORLOCK J H. The effect of turbine blade cooling on the cycle efficiency of gas turbine power cycles[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2005, 127(1): 109-120.

(编辑: 陈 越)