

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.02.003

直升机发动机引气限流及温降特性研究

罗平根¹, 曾曼成¹, 陈政¹, 夏文庆²

(1. 中国直升机设计研究所, 景德镇 333001; 2. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016)

摘要: 直升机发动机规定环控系统引气量不应超出其最大允许值, 以避免发动机功率损失过大。考虑到飞行姿态变化对引气参数的影响, 提出了“超临界喷嘴流量因子”的概念, 并推导出相应的计算公式。试验数据显示, 发动机最大引气量的实测数据与理论计算值偏差在 3% 以内, 验证了该方法在发动机引气限流上的准确性和实用性。该方法简化了测试流程, 避免了流量传感器对引气流动特性的干扰, 提高了测试精度。此外, 为减少引气量并消除高温引气管路对周边设备的安全隐患, 结合工程实际对引气管路的保温措施进行了改进, 并研究了不同引气温度、压力和流量条件下, 引气管路出口和保温层外表面的温降特性。本文研究成果为引气管路设计优化, 提高热效率及直升机的安全运行提供了技术参考。

关键词: 直升机; 引气限流; 超临界喷嘴; 流量因子; 温降

中图分类号: V245.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2025)02-0236-07

Research on Characteristics of Helicopter Engine Bleed Airflow Limitation and Temperature Drop

LUO Pinggen¹, ZENG Mancheng¹, CHEN Zheng¹, XIA Wenqing²

(1. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China;

2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The helicopter's environmental control system is restricted from drawing more than its engine's maximum allowed bleed air volume to avoid excessive power loss. Considering the effects of flight attitude changes on bleed air parameters, this paper proposes the concept of "supercritical nozzle flow factor" and derives the corresponding calculation formula. Experimental data show that the deviation between the actual measured maximum bleed air volume of the engine and the theoretical calculation value is within 3%, validating the accuracy and practicality of this method for limiting engine bleed air flow. The method simplifies the testing process, avoids the interference of flow sensors on the characteristics of induced air flow, and enhances the test precision. Additionally, to reduce bleed air volume and eliminate safety hazards posed by high-temperature bleed air pipes to surrounding equipment, this paper improves insulation measures based on practical engineering and studies temperature drop characteristics under different bleed air temperature, pressure, and flow conditions at the outlet of the bleed air pipe and the outer surface of the insulation layer. These research results help optimize the bleed air pipe design, increase the thermal efficiency, and provide the technical reference for safe operation of helicopters.

Key words: helicopter; bleed airflow limitation; supercritical nozzle; flow factor; temperature drop

收稿日期: 2024-08-09; 修订日期: 2024-10-10

通信作者: 罗平根, 男, 高级工程师, E-mail: 79661711@qq.com。

引用格式: 罗平根, 曾曼成, 陈政, 等. 直升机发动机引气限流及温降特性研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(2): 236-242. LUO Pinggen, ZENG Mancheng, CHEN Zheng, et al. Research on characteristics of helicopter engine bleed airflow limitation and temperature drop[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2025, 57(2): 236-242.

直升机环控系统的主要功能包括通风、加温、制冷、散热和防冰等,这些功能对于确保飞行员的安全以及电子设备和发动机进气道的有效运行至关重要。发动机引气主要用于座舱加温系统、发动机防冰系统和发动机进气道防冰系统。作为机载重要系统之一,环控系统对座舱热舒适性和飞行安全有着重要影响^[1-3]。

直升机发动机在提供推力的同时,还需为机载系统如空调、防冰等供应特定压力和温度的引气。合理限制引气流量是确保发动机既满足引气需求又不致功率损失过多、保障整体性能的关键。过度提取引气会削弱发动机功率^[4],危及飞行稳定性和性能。因此,研究引气流量限制对航空飞行器尤其直升机的安全飞行至关重要。同时,合适的引气流量与温度能优化机载系统效率,如空调系统依赖特定引气维持舱温,防冰系统则需高温引气以防结冰。

从发动机引气会导致发动机功率的显著消耗。例如,文献[5]指出,随着防冰引气比例的增加,空气入口性能的畸变以及由此导致的压气机性能下降愈发明显。因此,直升机发动机通常会规定环控系统的最大允许引气量。传统的最大引气量测试方法通常是在引气管路上安装流量传感器,这种方法不仅影响引气流动特性,而且测量误差较大。

引气管路是空气管理系统不可或缺的一部分,负责输送气源并确保能量供应。高温高压引气管路需要穿过发动机舱、传动平台和机身等多个区域。高温高压空气在流经引气管路时,会与外界环境发生热交换,导致温度下降^[6]。为了补偿这部分能量损失,需要增加发动机的引气量。如果引气管路所在区域温度过高或分布不合理,不仅会给引气管路周围的设备带来安全风险,还会给相邻系统增加额外的热负荷,影响其安全性和可靠性。因此,需要在引气管路外壁上采取隔热处理。

管路隔热保温是确保流体在传输过程中温度稳定、减少热损失的关键技术。众多学者对此进行了深入研究,提出了一系列有效的策略和方法^[7-9]。例如,引入“热源屏障与降温装备”的多维度热害防治方法,以提高工作面热害治理能力,并减少不必要的冷量损失。通过建模分析高温管道对地下热环境的影响,有助于制定地面温度监测方案,从而成功识别并修复管道绝缘损伤。利用 ANSYS Fluent 软件,不同保温材料的性能得到了评估。此外,针对特定应用场景的研究也取得了进展。例

如,在高温管道穿透高温反应堆下罐壁的保温及导热设计方面进行了创新性探索^[10]。同样地,对于直升机引气管路而言,隔热保温措施也至关重要,因为它直接关系到引气温度控制,进而影响机载系统(如空调、防冰系统)的工作效率及直升机飞行性能。高温引气流经引气管路时也会向外部环境释放热量,在极端条件下或长时间运行后,会对直升机主减舱、电子设备舱造成一定影响。因此,合理设计和有效实施隔热保温措施对于提升系统整体效能具有重要意义。

目前关于引气系统的研究主要侧重于引气系统的故障模式仿真和健康监测等方面,也有采用基于模型的系统工程方法,以需求为基线进行高速飞行器引气系统逻辑架构、物理架构和组件方案的设计^[11]。然而,有关通过限制发动机引气源头降低发动机功率损失并改进最大引气量的测试方法的研究较少。因此,深入研究引气流量限制与温降特性,不仅能提升系统效率、降低能耗成本,还能避免因控制不当导致系统故障,增强系统可靠性和耐久性。

1 发动机引气限流

1.1 引气限流计算方程

引气限流环采用超临界喷嘴(出口与进口压力比 ≤ 0.528 ^[12]),超临界喷嘴是流通面积变化的一段导管,如图1所示。

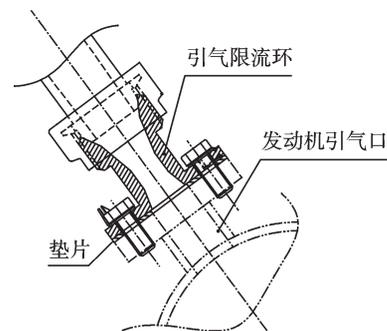


图1 引气限流环(超临界喷嘴)安装示意图

Fig.1 Schematic diagram of the bleed airflow limitation ring (supercritical nozzle) on the engine

当气体通过超临界喷嘴时,其压力、温度、密度及速度参数会在不同截面发生变化。随着流通面积逐渐缩小,气体流速逐步加快,直至在喉部(最狭窄的部分)达到临界流状态,此时气体的速度等于该处的音速。在这种情况下,即使入口压力增加,喉部的流速也会保持不变,即流过超临界喷嘴的气体体积流量保持恒定。流经超临界喷嘴的最大质量流量计算公式为

$$G_L = A \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \cdot p_2 \cdot \rho_2 \left[\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{2}{\gamma-1}} - \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \right]} = \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot A \cdot \sqrt{\gamma \cdot p_2 \cdot \rho_2} \quad (1)$$

则超临界喷嘴喉部横截面积为

$$A = \frac{G_L}{\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot \sqrt{\gamma \cdot p_2 \cdot \rho_2}} \quad (2)$$

超临界喷嘴喉部通径为

$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot A}{\pi}} \quad (3)$$

式中: G_L 为从发动机提取的最大引气流量, 单位为 kg/s; A 为超临界喷嘴喉部横截面积, 单位为 m^2 ; γ 为空气绝热指数, 1.4; p_2 为发动机引气压力, 单位为 Pa; ρ_2 为发动机引气密度, 单位为 kg/m^3 ; d 为超临界喷嘴喉部直径, 单位为 m。

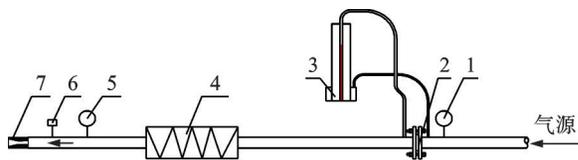
经过计算, 当发动机的绝对引气压力为 800 kPa, 引气温度为 310 °C 时, 单发最大允许引气量为 100 g/s。如果将单发引气流量限制在 60 g/s 以内, 使用该引气量和以上引气压力、引气温度计算得出超临界喷嘴喉部的通径为 $\varnothing 7.53$ mm。

1.2 引气限流试验研究

1.2.1 引气限流测试方法

为了验证超临界喷嘴是否满足最大引气量的要求, 考虑到 $\varnothing 7.53$ mm 超临界喷嘴对加工精度和工艺的要求高, 在实际应用中选择 $\varnothing 8$ mm 的超临界喷嘴作为试验用喷嘴, 尽管其尺寸略大于理论计算值, 但可确保引气量不超过发动机规定的最大值, 还留有一定的余量, 同时还保证了加工的可行性和经济性。

试验原理图如图 2 所示, 高压、常温的空气由气源提供, 经过孔板流量计 2、3 和高压表 1 之后, 进入加热器 4。高压空气被加热变为高温高压空



1、5: 高压表; 2: 孔板; 3: 单管压差计; 4: 加热器; 6: 温度传感器; 7: 超临界喷嘴

图 2 超临界喷嘴限流试验装置示意图

Fig.2 Schematic diagram of flow limiting experiment device of supercritical nozzle

气后, 再流经超临界喷嘴。在超临界喷嘴的入口处布置了高压表 5 和温度传感器 6, 以根据发动机的引气参数来调整超临界喷嘴 7 入口处空气的压力和温度。

1.2.2 试验结果及分析

试验中用单管水柱式压力计测量孔板前后的压差, 气源提供的空气质量流量计算公式为

$$G_s = 6.016 \sqrt{\frac{(p_1 + p_0) \cdot \Delta H}{287 \times (273 + t_1)}} \quad (4)$$

式中: G_s 为试验时气源提供的实际风量, 单位为 kg/h; ΔH 为单管水柱式压力计水柱高度, 单位为 mm; p_0 为环境大气压, 单位为 Pa; p_1 为紧贴孔板前的空气压力, 单位为 Pa; t_1 为管内空气温度, 单位为 °C。

直升机在飞行过程中, 姿态不断变化, 发动机的引气参数也随之变化。为了更全面地研究不同状态下超临界喷嘴的限流规律, 本文引入“超临界喷嘴流量因子”概念, 并通过其理论值和试验值来推算引气量在不同引气状态下的理论值和试验值。

将式(1)左右两边同时乘以 $\frac{\sqrt{T_2}}{p_2}$, 即

$$\frac{G_L \cdot \sqrt{T_2}}{p_2} = \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot A \cdot \sqrt{\frac{\gamma \cdot \rho_2 \cdot T_2}{p_2}} \quad (5)$$

式中 T_2 为发动机引气温度, 单位为 K。

根据理想状态方程

$$\frac{p_2}{\rho_2 \cdot T_2} = R_g \quad (6)$$

式中 R_g 为气体常数, 单位为 J/(kg·K)。

联立式(5,6), 得到

$$\frac{G_L \cdot \sqrt{T_2}}{p_2} = \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot A \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{R_g}} \quad (7)$$

取 $\bar{G}_L = \frac{G_L \cdot \sqrt{T_2}}{p_2}$, 且称 \bar{G}_L 为超临界喷嘴的理

论流量因子, 单位为 $10^{-6} (m \cdot K^{0.5} \cdot s)$ 。则试验流量因子为

$$\bar{G}_s = \frac{G_s \cdot \sqrt{T_3}}{p_3} \quad (8)$$

式中: T_3 为超临界喷嘴入口温度, 单位为 K; p_3 为超临界喷嘴入口压力, 单位为 MPa。

对试验数据进行整理后得到 $\varnothing 8$ mm 超临界喷嘴试验与理论流量因子曲线, 如图 3 所示。从图 3 中可以看出, 超临界喷嘴的流量因子随进出口绝对

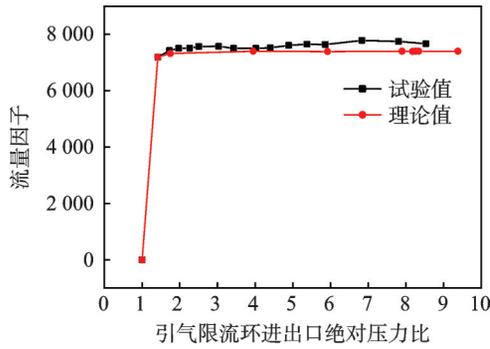


图 3 Ø8 mm 超临界喷嘴试验与理论流量因子曲线

Fig.3 Comparison curves between experimental and theoretical flow factors of Ø8 mm supercritical nozzle

压力之比的增加而逐渐增大,当压比达到一定值后,流量因子趋于稳定。当流量因子保持不变时,Ø8 mm 超临界喷嘴流量因子的试验值为 $\bar{G}_s = 7585$,理论值为 $\bar{G}_L = 7386$,单位为 $m \cdot K^{0.5} \cdot s \cdot 10^{-6}$ 。

通过图 3 中的理论和试验流量因子,可以得到发动机绝对引气压力分别为 400, 600, 800, 950 kPa 时的引气量,如图 4 所示。从图 4 中可以看出,当引气温度保持不变时,引气量随引气压力的降低而减小;当引气压力保持不变时,引气量随引气温度的降低而增大,且 Ø8 mm 超临界喷嘴流量因子理论值与试验值之间的相对误差小于 3%。该偏差表示实际测量值与理论计算值之间有一定的差距,但在实际工程应用中,特别是对于直升机环控系统设计和优化来说,偏差控制在 5% 以内是可以接受的。

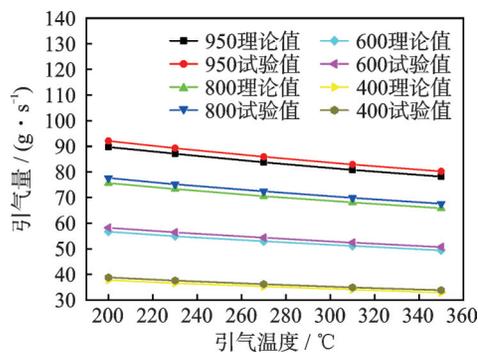


图 4 Ø8 mm 超临界喷嘴试验与理论引气量曲线

Fig.4 Comparison curves between experimental and theoretical bleed-air of Ø8 mm supercritical nozzle

2 引气管路温降特性

2.1 引气管路传热过程

在进行人工冻土灌注桩热性能测试时,冷却管的所有外表面都使用隔热泡沫包裹(内部含有空气),以减少试验过程中冷却管与周围空气之间的

热交换^[13]。在防止热量向工作区域扩散方面,空气夹层具有良好的保温隔热效果。相比于传统墙体,在夏季使用空调制冷时,采用空气夹层可以实现 38%~60% 的节能^[14]。因此,带有空气夹层的维护结构已经被广泛应用于现代建筑中。同样,在引气管路的保温设计中,选择合适的保温材料和空气夹层可以显著提高保温效果,减少热量损失,从而减小引气管路的温降。引入空气夹层可以显著减少热传导,减轻重量,提高保温层的隔热性能,有助于保持引气管路内部温度稳定,减少外部环境对引气温度的影响。

热空气流经引气管路时,由于其温度与周围环境温度不同,会发生热交换,从而使管内空气温度发生变化,其传热过程为:热量首先由热空气以对流换热的方式传递给不锈钢管壁的内侧表面,然后通过不锈钢管、空气夹层和隔热套管以导热的方式传递给隔热套管的外侧表面,最后由外侧表面以热对流和热辐射的方式传递给周围环境^[15-16],如图 5 所示。图中: $\phi = \phi_1 + \phi_2$, ϕ 为发动机引气与周围环境总的热交换量,单位为 W; ϕ_1 为通过热对流带走的热量,单位为 W; ϕ_2 为通过热辐射方式散发的热量,单位为 W; t_m 为引气管路进口处的空气温度,单位为 °C; t_{ex} 为引气管路出口处的空气温度,单位为 °C。

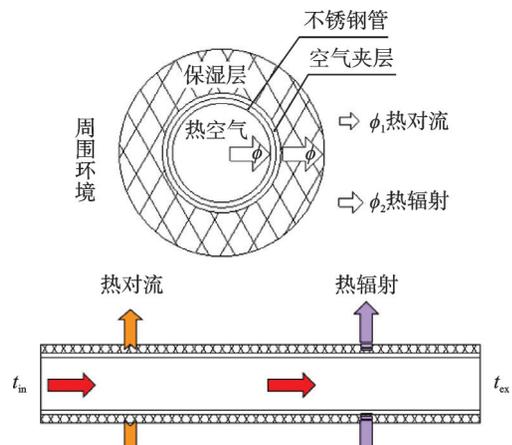


图 5 引气管路的热传递过程

Fig.5 Heat transfer process in the bleed-air pipeline

2.2 流动与传热控制方程

假定引气管路内的流体为定常、不可压缩、牛顿黏性流体,在求解区域内应用质量守恒定律、动量守恒定律和能量守恒定律这 3 个基本物理规律,可得到如下控制方程^[17-18]

$$\text{div}U = 0 \tag{9}$$

$$U \cdot \operatorname{div} U = \operatorname{div}(\nu \cdot \operatorname{grad} U) - \frac{1}{\rho} \operatorname{div} P \quad (10)$$

$$\operatorname{div}(UT) = \operatorname{div}\left(\frac{\lambda}{\rho C_p} \operatorname{grad} T\right) + \frac{S_T}{\rho} \quad (11)$$

式中: U 为流体速度; ν 为流体的运动黏度; ρ 为流体密度; P 为流体的压力; T 为流体温度; λ 为导热系数; C_p 为比热容; S_T 为源项。

2.3 边界条件

在设计引气管路时,一般要求管内平均流速限制在 $Ma \leq 0.2$ ^[19]。保温层选用标准的隔热套管,为了便于安装和拆卸,隔热套管和引气管路之间留有 1 mm 的空气夹层。模拟的物理对象为 1 m 长的 G20×1.0 mm 不锈钢材外敷隔热套管。为了准确获得引气管壁、空气夹层、保温层内外表面的温度值,对这些区域进行了网格加密处理,而其余区域则进行了网格粗化处理^[20],如图 6 所示。

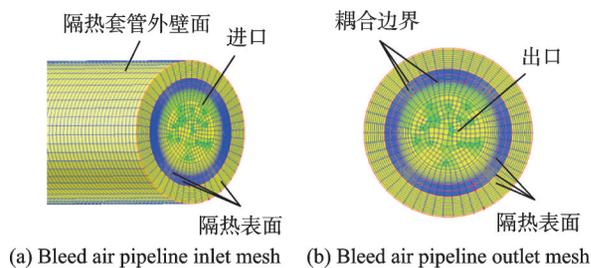


图 6 引气管路边界示意图

Fig.6 Schematic diagram of boundaries of bleed-air pipeline

2.4 计算结果

不同厚度的隔热套管使得引气管路出口温度和保温层外表面温度呈现出规律性的变化,计算结果见图 7。从图 7 中可以看出,在相同的边界条件下,保温层外表面温度随保温层厚度的增加而降低,而引气管路出口温度则随保温层厚度的增加而缓慢升高。

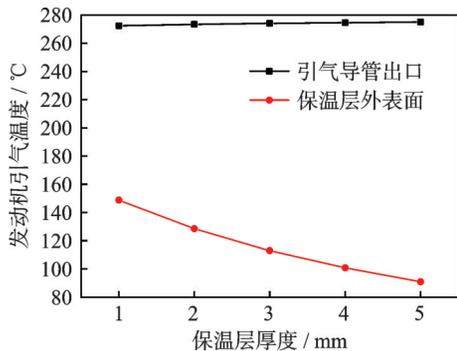


图 7 不同保温层厚度下引气管路出口和保温层外表面温度变化曲线

Fig.7 Temperature variation curves of the outlet of the bleed-air pipeline and the outer surface of the insulation layer under different thicknesses

2.5 引气管路温度随边界条件变化

2.5.1 引气温度影响

引气管路出口和保温层外表面温度随引气温度变化结果见图 8。从图 8 中可以看出,在相同的边界条件下,引气管路出口和保温层外表面的温度均随引气温度的升高而升高。

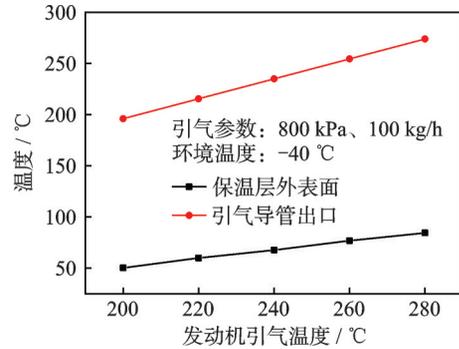


图 8 不同引气温度下引气管路出口和保温层外表面温度变化曲线

Fig.8 Temperature variation curves of the outlet of the bleed-air pipeline and the outer surface of the insulation layer under different bleed-air temperatures

2.5.2 引气压力影响

引气管路出口和保温层外表面温度随引气压力变化的结果见图 9。从图 9 中可以看出,在相同的边界条件下,引气管路出口和保温层外表面的温度随引气压力的升高而基本保持不变。

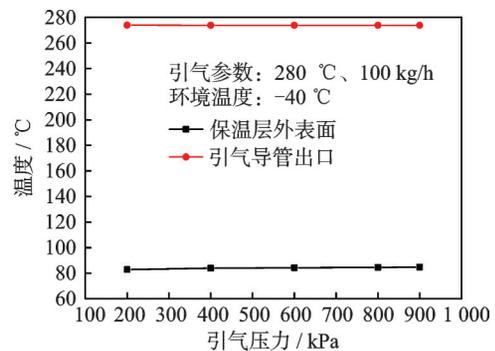


图 9 不同引气压力下引气管路出口和保温层外表面温度变化曲线

Fig.9 Temperature variation curves of the outlet of the bleed-air pipeline and the outer surface of the insulation layer under different bleed-air pressures

2.5.3 引气流量影响

引气流量增大导致管内空气流速增加,进而使得导管内表面对流换热系数增大,因此向外传递的热量也随之增加,结果见图 10。从图 10 中可以看出,在相同的边界条件下,引气管路出口和保温层外表面的温度均随引气流量的增大而升高,且两者的变化幅度逐渐变得平缓。

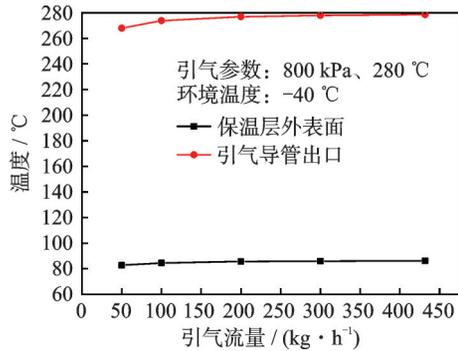


图 10 不同引气流量下引气管路出口和保温层外表面温度变化曲线

Fig.10 Temperature variation curves of the outlet of the bleed-air pipeline and the outer surface of the insulation layer under different air flow rates

3 结 论

通过对发动机引气限流规律和引气管路温降特性的研究,得出以下结论:

(1) 发动机引气限流规律。超临界喷嘴的最大引气量随引气温度的升高而减少,随引气压力的增加而增加;超临界喷嘴的流量因子随进出口压力比的增加而上升,当压力比达到一定值后,流量因子达到最大值并保持稳定;推导出的超临界喷嘴流量因子计算公式简化了发动机最大允许引气量的计算和机上测试方法,同时保留了引气流动特性,提高了测试准确性,可作为有量纲的准则数使用,具有一定的工程应用价值。

(2) 引气管路的温降特性。在相同边界条件下,引气管路出口和保温层外表面的温度随引气温度的升高而升高;在相同边界条件下,引气管路出口和保温层外表面的温度随引气压力的增加基本保持不变;在相同边界条件下,引气管路出口和保温层外表面的温度随引气流量的增加而增加,而且变化趋势逐渐趋于平稳。

以上研究方法和结论为未来直升机环控系统的设计提供了引气系统参数预测和优化策略,有助于提升发动机引气使用效率和环控系统运行稳定性。

参考文献:

[1] 王伟钢.一种航空发动机引气负载系统的设计与应用[J].燃气涡轮试验与研究,2021,34(1): 58-62.
WANG Weigang.Design and application of a bleed air load system for aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2021,34(1): 58-62.

[2] ZHENG Yonggui, LIU Meng, WU Hao, et al. An available-to-implement thermal facility for dynamic bleed air test of aircraft environmental control system[J].Aerospace,2022,9(10): 584.

[3] SUN Jianhong, CHANFIOU A M, WANG Yan, et al. A review on effects of personalized ventilation systems on air quality and thermal comfort in aircraft cabin mini-environments[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 39 (2): 121-142.

[4] 李凯宁,陆启航,武艳,等.某型运输机环控系统改进及其性能分析[J].南京航空航天大学学报,2023, 55 (2): 217-225.
LI Kaining, LU Qihang, WU Yan, et al.Improvement and performance analysis of environmental control system of transport aircraft[J].Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2023, 55(2): 217-225.

[5] WEI Zuojun, LI Cheng, REN Guangming, et al. Fully-coupled modeling and analysis of the influence of anti-icing bleed air system of engine inlet duct on compressor performance[J]. Case Studies in Thermal Engineering, 2024, 54: 104013.

[6] MAISU S, LI S, MA J. Calculation method and simulation of air bleeding loss for aircraft start system [C]//Proceedings of the 37th Chinese Control Conference. Wuhan, China:[s.n.], 2018: 1764-1769.

[7] ZHAO Hongbin, TU Shihao, LIU Xun, et al. Study of energy-efficient heat resistance and cooling technology for high temperature working face with multiple heat sources in deep mine[J]. International Journal of Coal Science & Technology, 2023, 10(1): 35.

[8] NAGARE R M, MOHAMMED A A, PARK Y J, et al. Modeling shallow ground temperatures around hot buried pipelines in cold regions[J]. Cold Regions Science and Technology, 2021, 187: 103295.

[9] MUHAMMAD U, KI Y K. Pipe insulation evaluation for low-temperature district heating implementation in South Korea[J]. Frontiers in Energy Research, 2022. DOI: 10.3389/fenrg.2021.793557.

[10] ZHANG Lei, ZOU Yang, YANG Yang, et al. Design and optimization of thermal insulation structure for high-temperature pipeline inside the lower tank wall [J]. Annals of Nuclear Energy, 2023, 192: 109988.

[11] 李昕,褚显应,郭健,等.基于模型的系统工程在高速飞行器引气系统设计中的应用研究[J].空天技术, 2024(1): 63-77.
LI Xin, CHU Xianying, GUO Jian, et al. Research on the application of model-based system engineering in the design of bleed air system of high-speed vehicle [J]. Aerospace Technology, 2024(1): 63-77.

[12] 张波,王柳,曾腾辉,等.基于AMESim的热气防冰系统笛形管设计与仿真[J].南京航空航天大学学报, 2023, 55(2): 258-264.
ZHANG Bo, WANG Liu, ZENG Tenghui, et al. De-

- sign and simulation of piccolo tube of hot air anti-icing system based on AMESim[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2): 258-264.
- [13] WANG Xinbin, CHEN Kun, YU Qihao, et al. Thermal performance of cast-in-place piles with artificial ground freezing in permafrost regions[J]. Journal of Mountain Science, 2024, 21(4): 1307-1328.
- [14] 杨历全, 李鹏飞, 刘泽华, 等. 用于高温热源的隔热降温墙体结构参数优化[J]. 流体机械, 2021, 49(7): 76-82.
- YANG Liquan, LI Pengfei, LIU Zehua, et al. Optimization of structure parameters of thermally insulating and cooling wall based on high temperature heat source[J]. Fluid Machinery, 2021, 49(7): 76-82.
- [15] SHI Hong, JIANG Yanlong, LIU Zhili, et al. Simulation of bleed air behavior during aircraft in flight based on flowsim[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 30(2): 132-138.
- [16] FU Jiangfeng, LI Huacong, LIU Xianwei, et al. Thermodynamic modeling and simulation of air system control device[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 36(3): 517-526.
- [17] 王芳, 余建祖, 谢永奇. 直升机动力舱流场及温度场的模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 208-213.
- WANG Fang, YU Jianzu, XIE Yongqi. Numerical simulation of nacelle flow and temperature field[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 208-213.
- [18] 张田野, 孙智, 孙建红, 等. 冲压空气引射进气道流场数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(4): 486-492.
- ZHANG Tianye, SUN Zhi, SUN Jianhong, et al. Numerical simulation of flow field in ram air inlet duct with ejector[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(4): 486-492.
- [19] 寿荣中, 何慧珊. 飞行器环境控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
- SHOU Rongzhong, HE Huishan. Aircraft environmental control[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004.
- [20] 秦娜, 冯丽娟, 尹金鸽, 等. 短舱进气道热气防冰系统传热特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(2): 274-281.
- QIN Na, FENG Lijuan, YIN Jingge, et al. Heat transfer characteristic investigation of nacelle inlet hot air anti-icing system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2): 274-281.

(编辑: 孙静)