

文章编号:1674-8190(2020)02-159-08

高空长航时飞翼无人机用涡扇发动机关键技术

温占永,段娅

(中国航空气动力技术研究院 航天彩虹无人机股份有限公司,北京 100074)

摘要:自无人机诞生并应用于实战以来,无人机技术得到了迅猛发展。随着各领域高科技技术的进步,战场环境日趋复杂,作战任务向高危对抗战场拓展,高空长航时飞翼无人机成为各国研究的热点。本文论述了高空长航时飞翼无人机对涡扇发动机的要求,结合航空发动机基本原理分析了关键设计参数对涡扇发动机性能的影响,总结了高空长航时飞翼无人机用涡扇发动机面临的关键问题及研究进展。本文的研究对于高空长航时飞翼无人机用涡扇发动机的选型及适应性改进设计具有一定的参考价值。

关键词:高空长航时;飞翼无人机;涡扇发动机;关键设计参数;关键技术

中图分类号:V231.1

文献标识码:A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.02.002

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Key Technologies of Turbofan Engine for High Altitude Long Endurance Fly-wing UAV

WEN Zhanyong, DUAN Ya

(Aerospace Caihong UAV Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: High altitude long endurance(HALE) UAV has made great development since its birth and participation in war. With the expansion of combat mission to high-risk confrontation battlefield, HALE fly-wing UAV has become a hot-spot in the world today. In this paper, the requirements of HALE fly-wing UAV for turbofan engine are described, effect of key design parameters on the performance of turbfan engine is analyzed based on the basic principle of aero engine, the key problems and research progress of HALE fly-wing UAV are summarized. This paper is of important reference value in the selection of turbofan engine for HALE fly-wing UAV and the improvement of its adaptability design.

Key words: HALE; fly-wing UAV; turbofan engine; key design parameters; key technologies

0 引言

21 世纪以来,高空长航时无人机得到了迅猛的发展及广泛的应用。高空长航时无人机在军事领域主要用于执行侦察监视、对地打击、战场毁伤评估、电子战等任务,在民用领域可用于自然灾害

状况观测、气象研究、高空大气科学研究等^[1-2]。到目前为止,成功研制出高空长航时无人机并投入实战的国家主要有美国、以色列、中国等,具有代表性的高空长航时无人机有“全球鹰”“死神”“苍鹭”“彩虹”“翼龙”等。为了达到长航时的目标,这些无人机大多采用大展弦比、高升阻比的平直机翼,其缺点是隐身性能较差,战场生存能力不足。因此,在

收稿日期:2019-08-19; 修回日期:2019-10-08

通信作者:段娅,57623071@qq.com

引用格式:温占永,段娅. 高空长航时飞翼无人机用涡扇发动机关键技术[J]. 航空工程进展, 2020, 11(2): 159-166.

WEN Zhanyong, DUAN Ya. Key technologies of turbofan engine for high altitude long endurance fly-wing UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(2): 159-166. (in Chinese)

军事领域主要用于非对称作战任务中。

高空长航时飞翼无人机在高威胁环境下的生存能力强,可对重要目标实施渗透或抵近侦察,执行隐身突防、防空压制等对称作战任务。近年来,飞翼布局隐身高空长航时无人机成为各国武器装备研究的热点之一。发动机作为无人机的动力装置,其性能指标影响到全系统的性能指标。在活塞式发动机、涡喷发动机、涡桨发动机、涡扇发动机等航空发动机中,涡扇发动机在亚跨声速飞行中推进效率最高^[3],最适用于高空长航时飞翼无人机。我国高空长航时飞翼无人机尚未达到广泛应用阶段,对可应用于高空长航时飞翼无人机的涡扇发动机的适应性改进研究较为缺乏。国外对涡扇发动机部件,如压气机、涡轮、燃烧室等的高空适应性改进研究较早且较为广泛^[4-5],但对应用于高空长航时飞翼无人机的涡扇发动机适应性改进尚缺乏系统性的论述。

本文分析关键设计参数对高空长航时飞翼无人机用涡扇发动机性能的影响,总结高空长航时飞翼无人机用涡扇发动机面临的关键问题及研究进展,以为高空长航时飞翼无人机用涡扇发动机的选型及适应性改进设计提供参考。

1 高空长航时飞翼无人机作战任务及其对涡扇发动机的要求

高空长航时飞翼无人机利用其隐身、长滞空时间等优势,可在对抗环境下执行抵近侦察、持续监视、警戒探测、通讯中继、电子干扰等作战支援任务,可执行隐身突防、防空压制等作战任务,也可通过引导巡航导弹打击或直接发动攻击的方式对地面高价值目标实施打击。对高空长航时飞翼无人机作战任务的分析可知其对发动机的特定要求为:

- (1) 低的巡航燃油消耗率,以满足长航时飞行的需求;
- (2) 稳定的高空工作性能,在宽广的飞行高度—速度包线内稳定工作,避免发生喘振甚至空中停车;
- (3) 高的功率提取能力,以满足光电吊舱、雷达、电子战吊舱等众多机载设备的功率需求;
- (4) 低的红外特征指标,以满足隐身需求。

此外,用于高空长航时飞翼无人机的涡扇发动

机还应满足高推重比、低寿命周期成本、良好的可靠性和维护性等通用要求。

2 关键设计参数

2.1 经济性评价指标

作为高空长航时无人机的动力输出装置,表征涡扇发动机经济性的指标之一是单位燃油消耗率,简称耗油率,用符号 sfc 表示,其通用定义如式(1)所示。

$$sfc = \frac{3\ 600W_f}{F} \quad (1)$$

式中: W_f 为发动机的燃油质量流量,kg/s; F 为发动机推力,N; sfc 为单位燃油消耗率,kg/(N·h)。

表征涡扇发动机经济性的另一个指标是推进总效率,其定义为发动机所产生的推进功与燃油完全燃烧产生的热能之比,也等于热效率和推进效率的乘积,如式(2)所示。

$$\eta_0 = \frac{FV_0}{W_f H_f} = \frac{L_{net}}{W_f H_f} \cdot \frac{FV_0}{L_{net}} = \eta_{th} \eta_p \quad (2)$$

式中: V_0 为飞行速度,m/s; H_f 为每千克燃油热值,J; η_{th} 为热效率,即循环有效功与燃油完全燃烧产生的热能之比; η_p 为推进效率,即推进功与循环有效功之比。

由式(1)~式(2)可得:

$$sfc = \frac{3\ 600V_0}{H_f \eta_0} = \frac{3\ 600V_0}{H_f \eta_{th} \eta_p} \quad (3)$$

由式(3)可知,当飞行速度相同时,在表征发动机经济性方面,耗油率和推进总效率这两个指标是等效的。

2.2 涵道比

在其他设计参数一定时涡扇发动机的热效率和有效功是一定的,其涵道比 B 越大,发动机内涵、外涵的排气平均速度越小,因而排气携带的散失于大气中的能量越小,推进效率越高^[6]。当飞行速度一定时,发动机耗油率越低,涡扇发动机耗油率 sfc 与涵道比 B 的关系如图 1 所示^[6]。对于高空长航时飞翼无人机,为了达到更低耗油率的目的,应尽可能选用大涵道比涡扇发动机。例如,高空长航时无人机“全球鹰”选用 AE3007H 发动机,其涵道比为 5,起飞状态耗油率可低至 0.038 8 kg/(N·h),未来的高空长航时无人机用涡扇发动机涵道比可

达到 12~15。

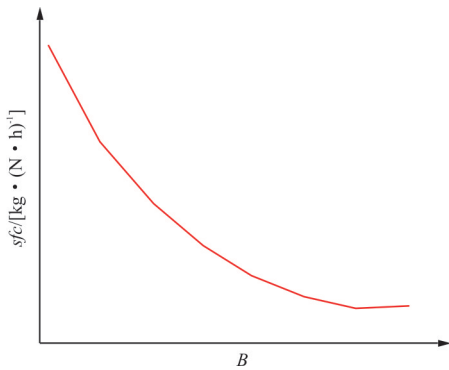


图 1 涡扇发动机耗油率 sfc 与涵道比 B 的关系
Fig. 1 Relationship between sfc and B

2.3 总增压比

根据航空燃气涡轮发动机工作原理,总增压比 π 是影响发动机热效率的重要参数,对发动机耗油率有明显的影响。涡扇发动机理想循环效率仅受增压比的影响,且随增压比单调增加,如式(4)所示。

$$\eta_{th,i} = 1 - \frac{1}{\pi^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (4)$$

式中: π 为发动机压缩系统总增压比; γ 为空气绝热指数, $\gamma=1.4$ 。

在目前技术所能达到的增压比范围内,提高增压比是降低发动机耗油率的重要技术途径,如图 2 所示^[6]。高空长航时无人机用涡扇发动机追求更低的燃油消耗率,因此进一步提高压气机总增压比仍是重要的发展方向。

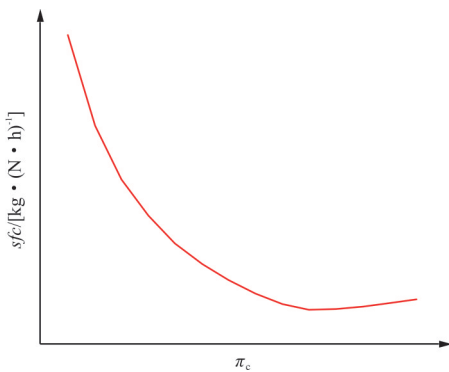


图 2 涡扇发动机耗油率 sfc 与增压比 π_c 的关系
Fig. 2 Relationship between sfc and π_c

2.4 风扇压比

对于涡扇发动机而言,发动机循环有效功分为

两个部分,一部分使内涵道油气混合气体速度增加,另一部分使外涵道气体速度增加。在其他设计参数一定时,发动机的热效率和有效功是一定的,这两部分有效功的分配存在最佳分配的问题。研究表明,涡扇发动机设计涵道比对最佳风扇增压比产生影响,发动机涵道比越大,则最佳风扇压比应越小,如图 3 所示^[6]。因此,对于高空长航时无人机用大涵道比涡扇发动机来说,应发展尺寸较大、增压比较低的单级风扇。但为了提高总增压比,对高压压气机压比提出了更高的要求。

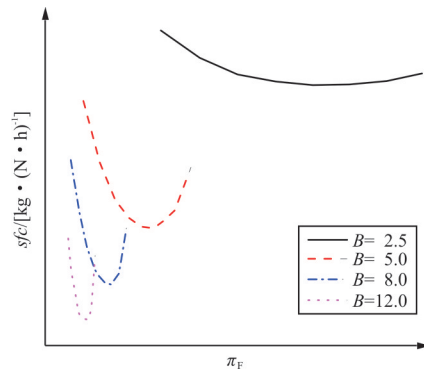


图 3 耗油率 sfc 与设计涵道比 B 、风扇增压比 π_F 的关系
Fig. 3 Relationship between sfc and B, π_F

2.5 涡轮前温度

实际循环热力过程存在摩擦损失、排气损失等,其热效率及燃油消耗率受涡轮前温度(T_4)影响,如图 4 所示^[6]。

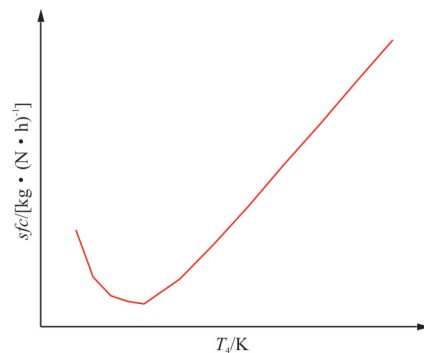


图 4 涡扇发动机耗油率 sfc 与涡轮前温度 T_4 的关系
Fig. 4 Relationship between sfc and T_4

从图 4 可以看出:随着涡轮前温度的提高耗油率先减小后增大,存在一个对应发动机耗油率最低的温度值。因此,对于追求低油耗的高空长航时涡扇发动机来说,涡轮前温度应设定在使耗油率最低

的值。

3 高空长航时飞翼无人机用涡扇发动机关键问题

3.1 高空低马赫数飞行条件下的低雷诺数效应

雷诺数 (Re) 是表征流体流动情况的无量纲数, 是流体惯性力与粘性力比值的量度, 雷诺数越小意味着粘性力影响越显著, 如式(5)所示。

$$Re = \frac{\rho v d}{\mu} = \frac{\rho v^2}{d} \frac{\mu v}{d^2} \quad (5)$$

式中: ρ 为流体密度; v 为流体速度; d 为特征长度; μ 为粘性系数。

随着飞行高度的增加空气密度明显降低, 当飞行速度及特征长度不变时, 雷诺数下降趋势明显。在空气速度及特征长度保持不变时, 20 km 处的雷诺数仅为海平面标准大气条件下的 9.05%, 如图 5 所示, $d=0.05$ m, $v=25$ m/s。

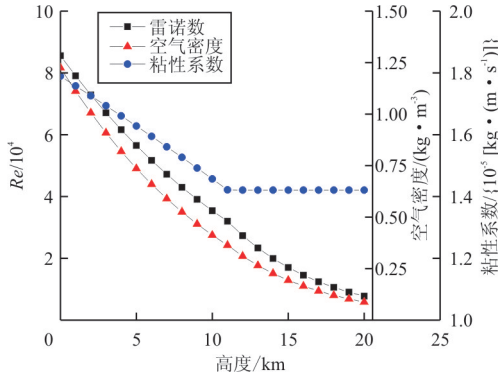


图 5 雷诺数、空气密度、粘性系数随高度的关系
Fig. 5 Relationship between Re , air density, coefficient of viscosity with height

在高空低马赫数飞行条件下, 低雷诺数意味着粘性力对流动的影响变大, 导致风扇/压气机、燃烧室、涡轮等部件效率降低, 发动机性能下降。在高空低速飞行条件下, 雷诺数低于风扇/压气机自模化工作区的临界值^[7], 气流在叶片背面容易产生分离, 使风扇、压气机增压比、换算流量、效率大幅降低, 风扇/压气机喘振边界向下移动, 压气机的工作线向喘振线移动, 稳定裕度降低^[7-8], 典型的压气机受低雷诺数影响的特性变化如图 6 所示^[8]。

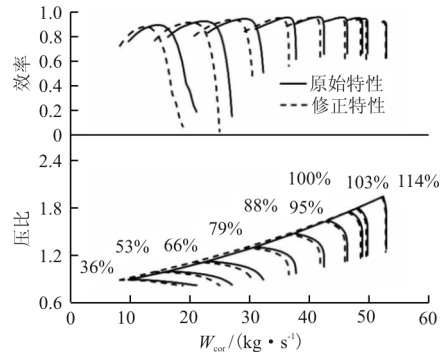
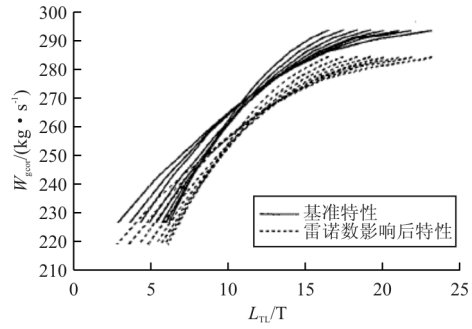
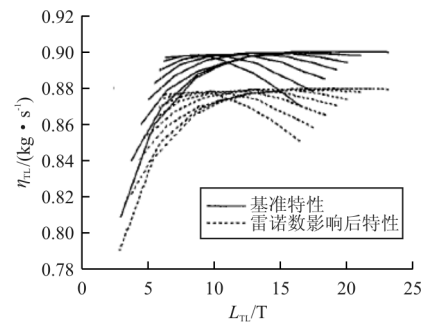


图 6 低雷诺数对压气机特性的影响
Fig. 6 Effect of low Re number on compressor characteristics

涡轮效率也受低雷诺数影响明显。在高空低速飞行条件下, 涡轮中燃气雷诺数较小, 燃气在涡轮叶片背面容易产生分离, 使涡轮效率降低, 流通能力下降。受低雷诺数的影响, 流量和效率特性线均向下方移动, 在相同的换算功下, 涡轮流量和效率都下降, 如图 7 所示^[9]。



(a) 低雷诺数对涡轮流量的影响



(b) 低雷诺数对涡轮效率的影响

图 7 低雷诺数对涡轮特性的影响

Fig. 7 Effect of low Re number on turbine characteristics

李文等^[10]采用气热耦合 CFD 计算方法, 对某航空发动机低压涡轮高空低雷诺数下的流动特性进行了深入研究, 结果表明, 随着雷诺数从 2×10^5

降低,低压涡轮效率迅速减小,且雷诺数越低时低压涡轮效率随雷诺数的降低减小得更快,如图 8 所示^[10]。

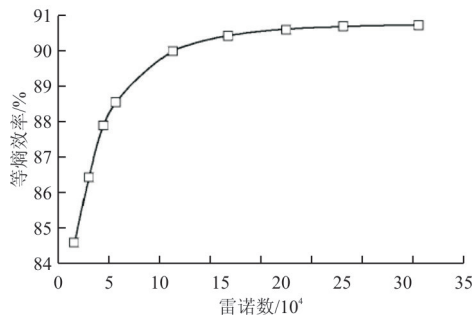


图 8 涡轮效率随雷诺数变化规律

Fig. 8 Relationship between turbine efficiency and Re number

此外,在高空低马赫数飞行条件下,燃烧室进口的空气流量、压力、温度均显著降低,导致燃油雾化、油气掺混变差、燃烧室压力降低,加上高空低雷诺数效应等因素,火焰传播速度和化学反应速率降低,燃烧的稳定性及燃烧率降低^[11]。

3.2 功率提取

随着飞行高度的升高,空气密度降低,发动机进气量及进油量相应降低,发动机动力性能下降,因而分出功率的能力也下降。当发动机在高空工作时,由于空气密度降低,发动机工作线向压气机的喘振线方向移动,压气机的喘振裕度降低,此时高的功率提取进一步降低了喘振裕度^[12]。此外,发动机分出功率还会导致发动机耗油率上升的问题,如图 9 所示^[12]。在高空条件下,发动机分出功率很难满足光电吊舱、雷达、电子战吊舱、液压泵等众多机载设备的功率需求。

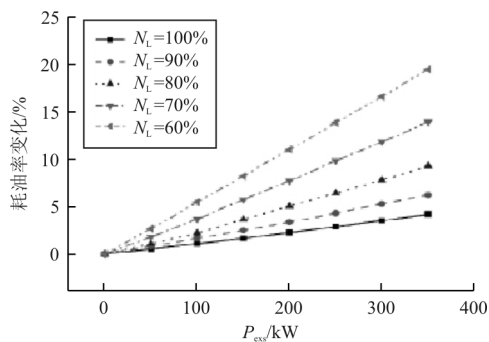


图 9 功率提取对耗油率的影响

Fig. 9 Effect of power extraction on fuel consumption rate

3.3 红外隐身

对于高空长航时飞翼无人机,为了最大限度地提升战场生存能力、达到红外隐身的目的,其红外信号特征应尽可能小。高空长航时飞翼无人机最大飞行马赫数一般在 0.75 左右,飞行时机体与空气摩擦所产生的表面热量较小,红外特征主要集中在发动机舱壁面和发动机尾流热信号。发动机热辐射导致在发动机舱段壁面形成红外信号强点。发动机尾喷口高温气流在中红外波段($3\sim 5\ \mu m$)上的红外辐射特征最为明显,在发动机正后向探测时该特征尤为明显,约占整个机体的 90%^[13]。

4 高空长航时飞翼无人机用涡扇发动机关键技术

4.1 低雷诺数条件下高稳定裕度压气机技术

压气机叶型设计是适应低雷诺数流动条件、降低气流损失、提高压气机效率的关键^[14]。王英锋等^[15]通过理论计算指出,适当增加高压压气机叶片弦长可有效地提高压气机在低雷诺数下的增压比和效率,拓宽喘振边界。刘太秋等^[16]采用数值模拟方法研究了在高空低雷诺数条件下气流在叶栅中的流动机理,指出应合理分配和控制叶型整体的弯度和厚度,弯度在前段应适当降低,叶型的最大厚度位置在 35%~45%弦长处,可达到控制叶片表面附面层和减少叶型损失的目的。

主动流动控制技术,特别是叶片抽吸技术是控制附面层气流流动的有效手段^[17]。采用吸附式压气机叶型及附面层抽吸技术可以控制附面层气流分离,从而改善低雷诺数效应对风扇/压气机的性能影响,提高风扇/压气机的稳定工作范围。李俊等^[18]利用人工蜂群算法对吸附式压气机叶型和抽吸方案进行耦合优化设计,在高空低雷诺数条件下适当地增加吸附式叶型前段的负荷,继而通过抽吸来控制层流的设计最为理想,优化后总压损失降低了 32%,静压提升了 0.01,并且优化设计后在地面条件下的性能也略有提高。

4.2 高效率/低压涡轮技术

对于高空长航时无人机用涡扇发动机来说,高

压压气机增压比较高,导致高压涡轮膨胀比较大。为了提高高压涡轮效率,应在低涡轮重量与多级涡轮高效率之间折衷考虑,例如 AE3007 发动机就采用了两级高压涡轮^[19]。大的涵道比导致风扇、低压涡轮转速较低,使得低压涡轮处于不利的做功条件,因此高空长航时无人机用涡扇发动机的低压涡轮应采用较多的涡轮级数以抑制流动分离^[19]。此外,抗分离能力强的涡轮叶片叶型设计对于提高涡轮效率也十分关键。

4.3 适用于高空低速飞行条件下的高效燃烧设计

在高空低飞行速度条件下,由于燃烧室进口的空气流量、压力、温度均显著降低,燃油雾化气动力较小。为了解决燃油雾化不充分、油气掺混效果较差的问题,提高燃烧效率,需要更好的雾化方式。传统的航空发动机喷嘴大都通过油膜与高速气流的相互作用,在空气动力作用下使油膜破碎雾化,在高空低雷诺数下,雾化效果较差。魏德明^[11]提出应发展不借助气动力进行雾化的喷嘴,比如离心式喷嘴、超声波喷嘴等,可在高空低雷诺数下仍然保持良好的雾化效果。此外,在保证火焰筒壁温不超过材料承温能力的情况下,减少冷却进气量,使更多的空气参加燃烧和掺混,也是提高燃烧效率和保证燃烧稳定性的有效手段,但对发动机冷却设计提出了更高的要求。

4.4 高功率提取技术

为了满足无人机机载设备功率需求,梁振欣等^[20]研究了中小推力双轴混排式涡扇发动机在高空条件下低压转子分出功率对发动机和核心机状态的影响,结果表明:与高压转子分出功率相比,低压转子分出功率能在保证发动机稳定工作的前提下,有效提高涡扇发动机的高空分出功率能力,但受到最大涡轮前总温和最大高压转子转速的限制。

4.5 红外特征抑制技术

根据斯蒂芬-玻尔兹曼定律,红外辐射能量与其温度的四次方和表面发射率成正比,因此抑制红外特征应从降低发动机舱表面温度和红外发射率两方面入手。为了降低发动机表面对发动机舱的散热量,应对发动机内部较热部件采取气膜冷却技

术或冲击冷却技术,以降低发动机表面温度。为了降低红外发射率,可在尾喷管腔体内的高温部件表面涂敷或镀制专用低发射率涂料^[21]。

对于发动机尾喷口气流的红外抑制,主要措施有强化掺混、异形喷管等技术。采用矩形喷管或 S 弯矩形喷管可以起到有效地强化掺混作用,降低发动机尾喷口气流的温度^[22-24]。为了削弱涡扇发动机尾喷口气流的红外特征,廖华琳等^[13]对比分析了轴对称喷管、圆转矩形喷管及 S 弯喷管在不同探测面上的红外辐射强度,结果表明:S 弯喷管二次流掺混作用最强,尾喷口气流温度最低,此外其特殊的弯道结构对喷管前高温部件形成有效遮挡,在尾喷管正后方的整体红外特征相对于轴对称喷管降低了 89.7%;矩形喷管二次流掺混作用低于 S 弯喷管,尾喷口气流温度较低,其红外辐射特征相对于轴对称喷管降低了 23.1%;但由于 S 弯喷管的尾喷气流斜向上,其红外辐射强度最大值出现在高度角为 20°时,因此在巡航状态下来自上方的红外探测威胁最大;此外,S 弯喷管流动阻力最大,应通过优化设计使流动阻力控制在允许范围内。

5 结束语

本文分析了高空长航时飞翼无人机的作战任务及其对涡扇发动机的要求,结合航空发动机基本原理分析了关键设计参数对涡扇发动机性能的影响,总结了高空长航时飞翼无人机用涡扇发动机面临的关键问题及研究进展,可知:

(1) 为了满足高空长航时飞翼无人机的作战要求,涡扇发动机研制或选型改进时应采用高涵道比、高总增压比、低风扇压比、涡轮前温度适中、多级涡轮的设计方案。

(2) 采用压气机叶型设计、附面层抽吸等技术措施可提高压气机在高空低雷诺数飞行条件下的抗气流分离能力,拓宽喘振边界。

(3) 发展不借助气动力进行雾化的喷嘴、采用对燃烧室进气-冷却综合设计的措施,可以提高在低雷诺数飞行条件下燃油的雾化性能和燃烧效率。

(4) 发动机功率提取会带来发动机压气机喘振裕度降低、耗油率升高等问题。高空中低压转子分出功率能力较高,但受到最大涡轮前总温和最大高压转子转速的限制,高空中发动机功率提取问题有待进一步研究。

(5) 为了降低红外辐射特征,应采用对发动机内部较热部件冷却散热及低发射率涂层技术,以降低发动机表面温度。采用强化掺混、异形喷管(如矩形喷管或 S 形喷管)等措施,可降低发动机尾喷口气流的红外辐射特征,但应通过优化设计将流动阻力控制在允许范围内。

参考文献

- [1] 尹志文. 高空长航时无人机动力装置的现状与发展[C]// 第五届中国无人机大会. 北京: 中国航空学会, 2016: 4.
YIN Zhiwen. Current situation and development of power plant of HALE[C]// 5th China UAV conference. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2016: 4. (in Chinese)
- [2] 胡晓煜. 国外高空长航时无人机动力技术的发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006(4): 56-60.
HU Xiaoyu. Development of high altitude long endurance UAV propulsion technology[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006(4): 56-60. (in Chinese)
- [3] 廉筱纯. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
LIAN Xiaochun. Principle of aero engine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)
- [4] WASELL A B. Reynolds number effects in axial compressors[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1968.
- [5] WEINBERG M, WYZYKOWSKI J. Development and testing of a commercial turbofan engine for high altitude UAV applications[C]// SAE International World Aviation Congress & Exposition. [s. l.]: SAE, 2001: 176-181.
- [6] 朱之丽, 陈敏, 唐海龙, 等. 航空燃气涡轮发动机工作原理及性能[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2018.
ZHU Zhili, CHEN Min, TANG Hailong, et al. Working principle and performance of aviation gas turbine engine [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2018. (in Chinese)
- [7] 肖洪, 吴虎, 廉筱纯. 雷诺数对涡扇发动机性能及稳定性影响[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 394-398.
XIAO Hong, WU Hu, LIAN Xiaochun. Reynolds number effects on performance and aerodynamic stabilities of the turbofan engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 394-398. (in Chinese)
- [8] 赵运生, 胡骏, 屠宝锋, 等. 雷诺数对大涵道比涡扇发动机性能的影响仿真[J]. 中国机械工程, 2013, 24(21): 2867-2871.
ZHAO Yunsheng, HU Jun, TU Baofeng, et al. Simulation of Reynolds number's effect on performance of high bypass ratio turbofan[J]. China Mechanical Engineering, 2013, 24(21): 2867-2871. (in Chinese)
- [9] 金涛, 何立明. 高空、低速、低雷诺数对发动机部件及整机性能的影响研究[J]. 机械科学与技术, 2003(S2): 99-101, 104.
JIN Tao, HE Liming. Influence of high altitude, low velocity and low Reynolds number on the performance of engine's components and whole engine[J]. Mechanical Science and Technology, 2003(S2): 99-101, 104. (in Chinese)
- [10] 李文, 朱阳历, 陶海亮, 等. 高空低 Re 数下低压涡轮气动特性[J]. 机械工程学报, 2013, 49(4): 128-133.
LI Wen, ZHU Yangli, TAO Hailiang, et al. Aerodynamic characteristics of low pressure turbine under the condition of altitude low Reynolds number[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(4): 128-133. (in Chinese)
- [11] 魏德明. 高空长航时无人侦察机与战斗机动力技术特点对比分析[J]. 空军装备研究, 2013, 4(4): 14-17.
WEI Deming. Comparison and analysis of technical characteristics of high altitude long-endurance UAV and fighter aircraft[J]. Air Force Equipment Research, 2013, 4(4): 14-17. (in Chinese)
- [12] 赵运生, 胡骏, 屠宝锋, 等. 功率提取与附加引气对涡扇发动机影响仿真[J]. 航空计算技术, 2012, 42(6): 34-36.
ZHAO Yunsheng, HU Jun, TU Baofeng, et al. Simulation of power extraction and additional air-bleeding's effects on turbofan engine[J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(6): 34-36. (in Chinese)
- [13] 廖华琳, 张勃, 邓庆晃, 等. 不同形式喷管流动与红外抑制特性数值分析[J]. 红外技术, 2017, 39(10): 958-965.
LIAO Hualin, ZHANG Bo, DENG Qinghuang, et al. Numerical investigation of flow and infrared suppressing characteristics of nozzles in different style[J]. Infrared Technology, 2017, 39(10): 958-965. (in Chinese)
- [14] REDHA W, DAVID H B. Effects of distributed suction on an airfoil at low Reynolds number[J]. AIAA Journal, 2012, 251(8): 1986-1991.
- [15] 王英锋, 胡骏. 雷诺数对轴流风扇/压气机性能和稳定性的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(2): 145-149.
WANG Yingfeng, HU Jun. Effects of Reynolds number on performance and stability of axial fans/compressor [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(2): 145-149. (in Chinese)
- [16] 刘太秋, 黄洪波, 杜辉. 压气机低雷诺数叶型设计技术研究[J]. 航空发动机, 2006, 32(2): 26-30.
LIU Taiqiu, HUANG Hongbo, DU Hui. Compressor airfoil design for low Reynolds number[J]. Aviation Engine, 2006, 32(2): 26-30. (in Chinese)
- [17] 李俊, 刘波, 杨小东, 等. 基于 CST 方法的高空低雷诺数吸附式叶型耦合优化设计[J]. 航空动力学报, 2016, 31(7): 1704-1711.
LI Jun, LIU Bo, YANG Xiaodong, et al. Coupling optimization design of aspirated airfoil with low Reynolds number in high altitude based on CST method[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7): 1704-1711. (in Chinese)

- [18] 李俊, 刘波, 杨小东, 等. 高空低雷诺数吸附式压气机叶型耦合优化设计[J]. 航空动力学报, 2016, 31(2): 503-512. LI Jun, LIU Bo, YANG Xiaodong, et al. Coupling optimization design of aspirated compressor airfoil with low Reynolds number in high altitude[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 503-512. (in Chinese)
- [19] 王奉明, 程卫华. 高空长航时无人机用涡扇发动机关键技术分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(4): 53-56, 64. WANG Fengming, CHENG Weihua. An analysis of key technologies for turbofan engine of HALE UAV[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(4): 53-56, 64. (in Chinese)
- [20] 梁振欣, 田程建, 王召广. 低压转子分出功率对高空长航时无人机发动机的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(5): 1219-1225. LIANG Zhenxin, TIAN Chengjian, WANG Zhaoguang. Effects on extraction power from low-pressure spool on HALE UAV engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(5): 1219-1225. (in Chinese)
- [21] 董应超, 申彪, 张丽静. 无人机隐身技术发展研究[J]. 飞航导弹, 2017(4): 11-14. DONG Yingchao, SHEN Biao, ZHANG Lijing. Research on development of stealth technology of UAV[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2017(4): 11-14. (in Chinese)
- [22] ANAND R B, SINGH S N. Effect of swirl on the flow characteristics of S-shaped diffusion duct[J]. Indian Journal of Engineering and Materials Science, 2008, 31(5): 70-76.
- [23] BURLEY J R, CARLSON J R. Circular-to-rectangular transition ducts for high-aspect ratio nonaxisymmetric nozzles [J]. AIAA Journal, 1985, 114(2): 69-78.
- [24] DUSA D J, SPEIR D W, ROWE R K. Advanced technology exhaust nozzle development[J]. AIAA Journal, 1983, 112(6): 985-996.

作者简介:

温占永(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人机动力系统设计。

段 娅(1980—),女,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

(编辑:马文静)

(上接第 158 页)

- health trend prediction of rotating bearings[J]. Digital Signal Processing, 2014, 35: 117-123.
- [24] LU C, FENG Y W, LIEM R P, et al. Improved Kriging with extremum response surface method for structural dynamic reliability and sensitivity analyses[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 76: 164-175.
- [25] LIU K J, FENG Y W, XUE X F. Fault diagnosis of hydraulic retraction system based on multi-source signals feature fusion and health assessment for the actuator[J]. Journal of Intelligent and Fuzzy Systems, 2018, 34(6): 3635-3629.
- [26] 冯蕴雯, 路成, 薛小锋, 等. 基于重要度的民用飞机备件单级初始库存优化配置[J]. 华南理工大学学报(自然科学版), 2018, 46(9): 140-148. FENG Yunwen, LU Cheng, XUE Xiaofeng, et al. Single-echelon initial inventory optimal allocation for civil aircraft spare parts with importance degree[J]. Journal of South China University of Technology(Natural Science Edition), 2018, 46(9): 140-148. (in Chinese)
- [27] 冯蕴雯, 李永凯, 薛小锋, 等. 考虑不完全维修的民用飞机可修件多级库存规划[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(5): 827-833. FENG Yunwen, LI Yongkai, XUE Xiaofeng, et al. Multi-echelon inventory allocation under imperfect repair for repairable spares of civil aircraft[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(5): 827-833. (in Chinese)

作者简介:

冯蕴雯(1968—),女,博士,教授。主要研究方向:飞机可靠性维修性工程、系统工程。

路 成(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:可靠性分析、维修性工程。

薛小锋(1983—),男,博士,副研究员。主要研究方向:疲劳寿命可靠性及维修性。

马小骏(1962—),男,博士,研究员级高级工程师。主要研究方向:民用飞机客户服务。

(编辑:马文静)