

引用格式: 赵梓男, 黄恩亮, 张坤, 等. 小型低成本低耗油率双转子涡扇发动机总体设计[J]. 航空发动机, 2026, 52(1): 129-137. ZHAO Zinan, HUANG Enliang, ZHANG Kun, et al. Overall design of a small, low-cost, low-fuel consumption twin-shaft turbofan engine[J]. Aeroengine, 2026, 52(1): 129-137.

小型低成本低耗油率双转子涡扇发动机总体设计

赵梓男^{1,2,3}, 黄恩亮^{1,2}, 张坤^{1,2}, 郭磊^{1,2}, 卢新根^{1,2}, 徐纲^{1,2}

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 2. 轻型涡轮动力全国重点实验室: 北京 100190;

3. 中国科学院大学 航空宇航学院, 北京 100049)

摘要: 针对短寿低成本单轴涡喷/涡扇发动机耗油率高与低耗油率双转子涡扇发动机成本高的问题, 开展了低成本低耗油率双转子涡扇发动机总体设计。采用低成本设计理念, 在同等水平总体循环参数与发动机外廓尺寸约束下, 构建了 2 种低成本低耗油率双转子涡扇发动机构型, 通过总体性能仿真软件开展了循环参数优化与总体性能计算, 并从热力学角度分析了低耗油率机理。结果表明: 方案 B(风扇+增压级+离心压气机+回流环形燃烧室) 比方案 A(风扇+斜流-离心组合压气机+回流环形燃烧室) 的设计点、地面非设计点及高空非设计点热效率分别提高 2.56%、2.37% 及 2.64%, 耗油率分别降低 0.66%、1.10% 及 1.18%, 更能满足无人飞行平台长航时、低成本、可消耗的动力需求。

关键词: 低成本; 低耗油率; 双转子涡扇发动机; 增压级; 总体性能; 循环参数; 无人飞行平台

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

doi: 10.12482/ISSN.1672-3147.20240724002

Overall Design of a Small, Low-Cost, Low-Fuel Consumption Twin-Shaft Turbofan Engine

ZHAO Zinan^{1,2,3}, HUANG Enliang^{1,2}, ZHANG Kun^{1,2}, Guo Lei^{1,2}, LU Xingen^{1,2}, XU Gang^{1,2}

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences,

2. National Key Laboratory of Light Turbine Power: Beijing 100190, China;

3. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: To address the high fuel consumption of short-life, low-cost single-shaft turbojet/turbofan engines and high cost of fuel-efficient twin-shaft turbofan engines, an overall design of a low-cost, low-fuel-consumption twin-shaft turbofan engine was conducted. Guided by a low-cost design philosophy, two engine configurations were developed under equivalent overall cycle parameters and within the same envelope constraints. Using an overall performance simulation software, cycle parameter optimization and overall performance calculations were performed, and the mechanism for improved fuel efficiency was examined from a thermodynamic perspective. The results demonstrate that, compared with scheme A (fan+mixed-flow/centrifugal compressor+reverse-flow annular combustor), scheme B (fan+booster stage+centrifugal compressor+reverse-flow annular combustor) achieves thermal efficiency improvements of 2.56%, 2.37% and 2.64% at the design point, ground off-design point, and high-altitude off-design point, respectively. Correspondingly, the fuel consumption rates are reduced by 0.66%, 1.10%, and 1.18%. These advantages enable Scheme B to better meet the requirements of unmanned aerial platforms for long endurance, low-cost, and expendability.

Key words: low-cost; low-fuel consumption; twin-shaft turbofan engine; booster stage; overall performance; cycle parameters; unmanned aerial platforms

0 引言

发动机成本通常是无人飞行器研制过程中重点考虑的因素之一, 有时甚至需要牺牲一定的性能来满足成本要求^[1]。20 世纪 90 年代以来, 小型涡轮发动机占据了无人飞行平台动力的主导地位^[2]。其中, 小型涡喷发动机的低成本、短寿命、小体积、小推力等特点

使其广泛用于中近程无人飞行器。远程无人飞行器由于长航时特点需要消耗较多燃油, 短寿低成本涡喷发动机不再适用, 双轴涡扇发动机凭借其低耗油率、高推重比等特点脱颖而出并成为大航程无人飞行器的主要动力装置^[3]。

近年来, 各国对降低小型航空发动机的成本与耗油率进行了大量研究。在低成本单轴涡喷/涡扇发动

收稿日期: 2024-07-24 基金项目: 国防工业重点研究项目资助

作者简介: 赵梓男(1997), 女, 硕士。

机方面,美国主导的联合短寿命涡轮发动机概念(Joint Expendable Turbine Concept, JETEC)计划^[4],通过一次性设计实现了单位推力显著提升与成本大幅下降。透博梅卡公司的Arbizon 3B发动机^[5]则依托模块化设计与材料优化,实现了成本的显著降低。科研院所研发的小型涡喷发动机^[6]具有低成本、高推重比和强抗畸变能力的特点,已成功应用于C802系列反舰导弹。在低耗油率双转子涡扇发动机方面,美国推出的经济可承受的先进涡轮发动机技术(Versatile Affordable Advanced Turbine Engines, VAATE)计划^[7],采用先进冷却结构、高效燃烧室设计与智能控制系统等技术,降低了发动机运行与维护成本;并依托新型涂层与复合材料工艺,进一步降低了部件全寿命周期成本。俄罗斯的P125-300涡扇发动机^[8]具有零件数量少、结构简单,尺寸小、质量轻的优点,生产工时少(仅1038 h),成本降低显著。通过国内外航空科技人员的努力,关于低成本低耗油率小型涡轮发动机的研究取得了很大的进步。但目前小型双轴涡扇发动机仍面临结构复杂、成本相对较高的问题^[4]。单轴涡扇发动机由于风扇和高压压气机同轴,压缩系统、膨胀系统与同轴转子转速的最优匹配区间狭窄,气动损失较大,热效率较低,耗油率相比双轴仍较高。即当前的小型涡喷、单轴涡扇发动机推力指标容易满足,但低耗油率指标受成本、构型和尺寸约束很难满足;而现有小型双轴涡扇发动机能满足高空耗油率指标,但在成本、尺寸等方面,与需求还存在很大的差距^[9]。因此,亟需开展低成本架构下低耗油率双轴涡扇发动机总体技术研究。

综上,本文在同等水平总体循环参数与发动机外廓尺寸条件下,构建了2种低成本低耗油率小型双转子涡扇发机构型,开展了循环参数优化和总体性能计算,以及低耗油率的热力学机理分析。

1 小型涡轮发动机国内外研究概况

1.1 国外研究现状

1.1.1 短寿命低成本单轴涡喷/涡扇发动机

第1代无人飞行器采用小型涡轮发动机,其动力装置是由小型航空发动机改进而来,外形尺寸大、结构重、使用维护复杂^[4]。为此,部分研究机构针对中远程无人飞行器专门研制小型涡喷发动机,并取得成功。小型涡喷发动机特点包括低成本、短寿命、小体

积、小推力、易维护、耐储存等^[10]。此后,为进一步降低耗油率,提高无人飞行器的射程,美国、俄罗斯等国家在传统航空涡扇发动机的基础上研制了小型单轴涡扇发动机。国外典型小型单轴涡喷/涡扇发动机主要技术参数见表1^[8,11]。

表1 国外典型单轴涡喷/涡扇发动机主要技术参数

Table 1 Typical technical parameters of foreign single-shaft turbojet/turbofan engines

参数	J402-CA-400	TR160-1、2	Arbizon3B	MS-400
国家	美国	法国	法国	乌克兰
结构型式	1A+1C+ AB+1T	3A+AB+1T	1A+1C+ CB+1T	2F+6A+ AB+2T
耗油率/(kg/ (daN·h))	1.152	1.26	1.146	0.867
涡轮前温度/K	1310	1323	1089	1363
推力/daN	209~294	350~370	402	392
直径/mm	318	330	421	316
质量/kg	46	49	115	85
类型	涡喷	涡喷	涡喷	单轴涡扇

注:F—风扇;A—轴流压气机;C—离心压气机;AB—环形燃烧室;CB—回流燃烧室;T—涡轮。

通过分析目前典型短寿命低成本单轴涡喷/涡扇发动机的性能与结构参数,发动机设计特点包括,在发动机总体循环参数的选择上,不单纯追求高指标,避免增加成本和降低寿命,如涡轮前温度一般为1070~1320 K,以降低对单晶材料和复杂冷却结构的依赖,控制成本;大量采用整体精密铸造和钣金件,减少零件数量,降低生产成本和提高装配效率^[12-13]。虽然单轴涡喷/涡扇发动机结构型式简单,成本较低,但其耗油率指标受成本、构型和尺寸约束,难以满足目前无人飞行平台长航时可消耗的需求^[4]。

1.1.2 低耗油率双轴涡扇发动机

起初无人飞行器采用小型涡扇发动机设计,其设计理念与传统航空发动机基本相同,发动机结构与系统组成较为复杂,零件数量多,推重比较低,生产成本较高。典型型号包括美国威廉姆斯公司为“战斧”飞行器研制的F107发动机;俄罗斯联合发动机公司为X-59无人飞行器研制的36MT发动机。2005年,以高经济可承受性为主要特征的无人飞行器动力装置诞生,典型代表有威廉姆斯公司研制的F415发动机。该发动机成本较F107发动机降低了1/3以上,推重比提高了约1倍^[15]。

从涡轮发动机的发展历程可以看出,美国对小型

涡扇发动机的研制理念,从最初的重视性能,转变为在满足无人飞行器使用前提下高度重视经济可承受性。其中 JETEC 计划旨在将推重比提升 100%,耗油率降低 40%,成本降低 60%。VAATE 计划进一步强调成本效益,设定了推重比提升 140%,耗油率降低 30%,成本降低 65% 的更高目标^[7,16-17]。

俄罗斯对新一代小型涡扇发动机研制也高度重视,同样将发动机的低成本化作为研究目标。国外典型小型双轴涡扇发动机主要技术参数见表 2。

表 2 国外双轴涡扇发动机主要技术参数

Table 2 Main technical parameters of foreign twin-shaft turbofan engines

参数	F107 系列	FJ44 系列	JT15D	TRDD-50
国家	美国	美国	加拿大	俄罗斯
推力/daN	66~622	840~1602	979~1419	441.2~588.3
涵道比	1.0	3.28~3.4	2.0~3.3	
总增压比	14.5	12.8	7.4~13.5	
涡轮前温度/K	1366	1291~1310	1286	
耗油率/(kg/(daN·h))	0.611	0.465~0.484	0.55~0.58	0.5~0.73
结构型式	2F+2A+ 1C+RB+ 1HT+2LT	1F+3B+1C+ RB+1HT+ 2LT	1F+1C+CB+ 1HT+2LT	1F+1B+1A+ 1M+CB+ 1HT+1LT

注: B—增压级; M—斜流压气机; RB—折流燃烧室; HT—高压涡轮; LT—低压涡轮

通过分析国外现役典型小型双轴涡扇发动机主要技术参数可知,与单轴涡喷/涡扇发动机相比,其耗油率显著降低。然而,这种性能提升伴随着成本的显著提高。如 F107 系列发动机采用了金属陶瓷涡轮、石墨聚酰亚胺复合材料机匣等先进材料,在提升发动机性能的同时也导致制造成本的提高^[8]; FJ44 作为民用航空发动机,其安全标准及认证要求较高,采用长寿命设计理念,高低压涡轮为叶盘分离结构,采用独立润滑和齿轮传动附件,导致设计和制造成本较高。因此,尽管现役典型小型双轴涡扇发动机能够满足高空耗油率指标需求,但无法满足无人飞行平台可消耗的低成本要求。

1.2 国内研究现状

1.2.1 短寿命低成本单轴涡喷/涡扇发动机

中国小型涡轮发动机研制起步较晚,随着航空技

术的不断提高,中国逐渐具备自主研发小型涡轮发动机的能力,中国典型单轴涡喷/扇发动机主要技术参数见表 3。

表 3 中国典型单轴涡喷/涡扇发动机主要技术参数

Table 3 Typical technical parameters of single-shaft turbojet/turbofan engines in China

参数	I 系列	II 系列	III 系列
结构型式	4A+DB+1T	1C+DEB+1T	1F+1M+DEB+1T
耗油率/(kg/(daN·h))	1.1~1.35	1.105~1.146	0.92~0.98
推力/daN	60~500	110~500	120~300

注: DB—顺流燃烧室; DEB—顺流蒸发管燃烧室。

1.2.2 低耗油率双轴涡扇发动机

目前中国科研院所具有自主研发小型涡轮发动机的能力^[6]。中国典型双轴涡扇发动机主要技术参数见表 4。现役小型双轴涡扇发动机能够满足耗油率指标,但仍处于低经济可承受性的技术水平,具有长寿命、结构复杂和成本较高的特点。

表 4 中国典型双轴涡扇发动机主要技术参数

Table 4 Typical technical parameters of twin-shaft turbojet/turbofan engines in China

参数	IV 系列	V 系列
结构型式	1F+3A+AB+1HT+1LT	1F+1M+1C+RB+1HT+1LT
耗油率/(kg/(daN·h))	0.7~0.9	0.69~0.88
推力/daN	300~450	300~1000
涡轮前温度/K	1273~1323	1180~1300

综上,现役小型单轴涡喷/涡扇及双轴涡扇发动机不能同时满足低成本低耗油率的指标需求,亟需开展低成本架构下低耗油率双轴涡扇发动机总体技术研究,本文基于对国内外现役典型短寿低成本单轴涡喷/涡扇及低耗油率双轴涡扇发动机的调研及分析,构建了 2 种低成本低耗油率发动机构型,并在同等水平总体循环参数与发动机外廓尺寸约束条件下,进行循环参数优化和总体性能分析,旨在研究低成本架构下 2 种方案降低耗油率的效果。

2 2 种低成本低耗油率双转子发动机构型设计

2.1 低成本设计

本文结合双轴涡扇发动机的低耗油率与单轴涡喷/涡扇发动机的低成本优势,开展低成本架构下低耗油率总体设计研究,采用的主要低成本设计包括:

(1) 低成本/紧凑结构设计。该设计理念涉及一

体化简化设计、低成本选材设计、总体结构优化设计^[19]等,如风扇转子、离心叶轮、高低压涡轮转子、导向器等全部采用整体结构;压气机机匣/进气机匣/中介机匣/轴承座采用一体化设计及增材制造,降低零件数和加工成本;取消附件传动系统,采用全电小尺寸附件,发动机零件数量较常规发动机约减少50%,并简化装配流程,降低长期维护成本,在提高可靠性和耐久性的同时大幅度降低成本。

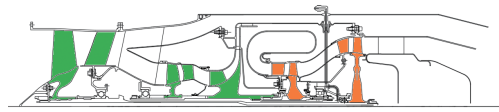
(2)发电机内嵌式转子结构设计。与传统齿轮传动外挂式电机布局不同,本文巧妙利用低压转子支点之间的空间,采用与发动机低压转子同轴内嵌式电机设计,与轴承共用冷却系统,降低成本,实现空间、转子动力学的多重优化。

(3)新型燃油/滑油混合冷却技术。提出燃油预热与轴承润滑、冷却一体化设计方案,其创新结构包括燃油与滑油采用合理的比例配比以及新型的供油结构,使燃油首先进入轴承座环腔,冷却轴承座,提高油温,其中小部分燃油进入轴承座环腔开孔用于轴承润滑,其余部分进入燃烧室蒸发并燃烧^[20]。上述技术起到预热、润滑、冷却、燃烧等多种作用,去除滑油系统,减少发动机附件数量,降低成本。

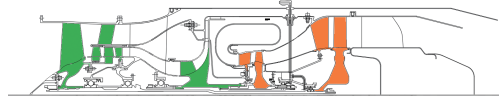
(4)短环形回流蒸发管燃烧室设计。短环形回流蒸发管燃烧室采用分级分区设计,在提高点火和燃烧稳定性的同时,增加了掺混长度,有利于提高燃烧室出口温度的均匀性,同时减小支承跨度,优化轴系的转子动力学特性。另外,短环形回流蒸发管燃烧室火焰筒采用钣金结构,喷嘴采用工业级货架产品,加工成本较低。

2.2 2种构型方案概述

对小型涡扇发动机而言,降低耗油率的关键在于提升循环热效率和推进效率。其中,热效率的提高主要通过提高总压比、涡轮前温度等^[21],而提高涡轮前温度意味着需要采用更高耐温性材料和复杂的冷却措施,成本较高;由于无人飞行平台对小型涡扇发动机质量和尺寸的限制,涵道比不宜过大,推进效率的提高有限^[22]。因此,在涡轮前温度、涵道比等提高受限的条件下,可以通过提高总压比实现耗油率的降低。对此,本文采用上述低成本设计理念,在同等水平总体循环参数与发动机外廓尺寸约束条件下,构建了2种低成本低耗油率双轴涡扇发动机构型,如图1所示,2种方案发动机的气动热力计算截面如图2所示。



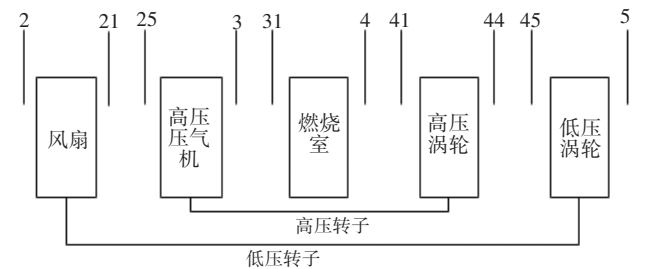
(a) 方案A发动机构型



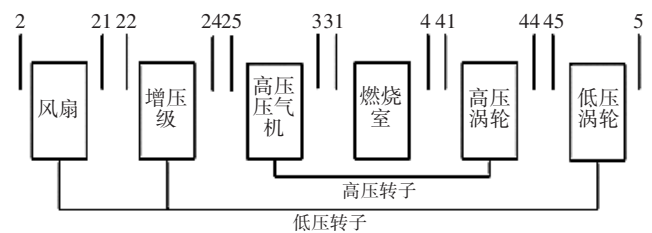
(b) 方案B发动机构型

图1 2种方案的发动机构型

Fig. 1 Configuration diagrams of the two engine schemes



(a) 方案A发动机的气动热力计算截面



(b) 方案B发动机的气动热力计算截面

2—风扇进口截面;3—高压压气机出口截面;4—燃烧室出口截面;5—低压涡轮出口截面;21—风扇出口截面;22—增压级进口截面;24—增压级出口截面;25—高压压气机进口截面;31—燃烧室进口截面;41—高压涡轮进口截面;44—高压涡轮出口截面;45—低压涡轮进口截面。

图2 2种方案发动机的气动热力计算截面

Fig. 2 Aerothermodynamic calculation stations of the two engine schemes

方案A发动机的气动热力计算截面如图2(a)所示。进行气动热力计算的部件主要包括1级轴流风扇、1级斜流加1级离心组合式高压压气机、短环形回流蒸发管燃烧室、1级轴流高压涡轮及1级轴流低压涡轮。压气机是发动机的核心部件^[23],相较于离心压气机,轴流压气机的单级压比较低,需要更多级来达到相同的总压比,导致其结构较为复杂,成本也更高;轴流压气机后几级叶片短而薄,叶片相对径向间隙较大,流道壁面积与流道容积比增加,端区附面层损失加大,叶片加工难度增加;由于转子跨度增加可能引

起转子动力学问题;轴流压气机的稳定工作范围也相对较窄^[24]。斜流压气机是介于离心压气机和轴流压气机之间的压气机型式,继承了离心压气机的高压比和工作范围宽的特点^[25],同时具备轴流压气机大流量和高效特性。环形燃烧室与离心压气机出口扩压器相匹配,对压气机出口流场不敏感、出口温度场均匀、容热强度高、燃烧完全度高,且燃烧室压力损失小。

方案 B 发动机的气动热力计算截面如图 2(b) 所示。进行气动热力计算的部件主要包括 1 级轴流风扇、1 级增压级、1 级离心高压压气机、短环形回流蒸发管燃烧室、1 级轴流高压涡轮和 1 级轴流低压涡轮。考虑到低成本要求、涡轮前温度的限制与高压转子强度的约束,方案 B 在风扇与高压压气机之间增设一级增压级,以提高低压压气机的压比,进而提升总压比。通过这种方式,不仅提高了压气机的总压比,还增加了核心机的物理流量,发动机推力增大^[26-28]。此外,增压级还使低压涡轮做功增加,循环热效率提高,耗油率降低。

2 种方案都以同等外廓尺寸约束条件下的低成本设计为前提,旨在降低发动机耗油率,实现低成本架构下的低耗油率小型双轴涡扇发动机总体设计目标。

2.3 循环参数优化

2.3.1 约束分析

循环参数的选取是在保证发动机推力性能、经济性、稳定性及可靠性等各种要求后的折衷方案。不同的循环参数,直接影响发动机的选材、总体结构布局、部件性能设计裕度、二次流空气系统的引气量、发动机寿命、发动机全寿命周期成本以及全包线范围内的总体性能等。

方案 A、B 循环参数的选取遵循以下原则:(1)高涵道比可以明显提高推进效率,降低耗油率。然而,涵道比增加也会带来一些问题,如为保持风扇叶尖切线速度,需降低低压转子转速,这可能导致低压涡轮级数增加,进而增加发动机重量。因此,双轴涡扇发动机的涵道比选取在 2~4。(2)总增压比适度提高可以提高热效率。但高压比会带来多级压气机设计复

杂性的增加,成本的提高和复杂的防喘以及由提高涡轮前温度带来的材料要求和冷却问题。因此控制小型双轴涡扇发动机的总压比在 15 左右。(3)增压比的提高伴随涡轮前温度的增加。由目前成熟的材料和冷却技术,可以确定涡轮前温度的范围^[29]。大涵道比涡扇发动机涡轮前温度普遍在 1600 K 左右,但小型发动机的涡轮前温度不宜过高,以降低对单晶技术和冷却系统的依赖,控制成本。

2.3.2 循环参数优化

为满足无人飞行平台动力系统在成本、耗油率、性能、稳定性和可靠性等方面的需求。本文结合设计要求、当前部件设计水平、材料和制造工艺技术水平,引入发动机流路损失的概念,采用控制变量方法确定最佳发动机部件设计参数,并对发动机循环参数进行排列组合。然后,利用建立的发动机性能通用计算模型,通过航空发动机总体性能软件进行循环参数优化,最终得到符合低成本低耗油率要求的发动机循环参数。具体的循环参数选择与优化流程如图 3 所示,最后得到主要的循环参数见表 5。

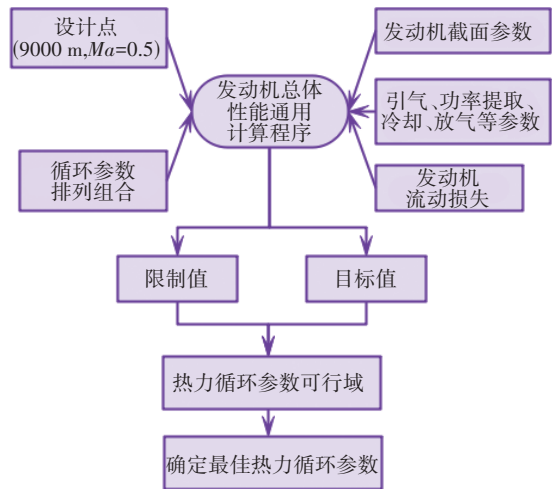


图 3 循环参数选择与优化流程

Fig. 3 Selection and optimization process of cycle parameters

表 5 主要循环参数

Table 5 Main cycle parameters

项目	参数	数值
1	涵道比	2.6
2	总增压比	15.8
3	涡轮前温度/K	1243

3 低成本架构下低耗油率发动机总体性能分析

3.1 2种构型总体性能计算

发动机性能仿真计算通常分为设计点和非设计点性能计算。在同等水平总体循环参数与发动机外形尺寸约束条件下,通过航空发动机总体性能软件对2种构型方案进行了分析计算。

2种方案的耗油率对比如图4所示。其中 S_{A0} 和 S_{B0} 分别为在相同总体循环参数下方案A、B的耗油率。 S_{A1} 表示为进一步验证方案B的耗油率指标优势,在 S_{A0} 的基础上,将高压压气机的效率提升至0.82(事实上斜流-离心组合式压气机效率难以达到0.82)的耗油率。此外,考虑到本文是针对空射型飞行平台低

成本低耗油率的使用需求而优化的2种构型,空射后快速起动,10 s内就能达到设计转速,并在巡航状态工作22 h以上。因此,将巡航状态(折合转速90%以上)的耗油率作为评估标准具有充分的代表性。

在标准大气海平面条件下, S_{B0} 较 S_{A0} 于设计点、地面非设计点及高空非设计点下,耗油率分别降低0.66%、1.10%及1.18%,即在同等水平总体循环参数与发动机外形尺寸约束条件下,方案B的耗油率指标优于方案A;与高压压气机效率提升至0.82的 S_{A1} 相比, S_{B0} 在3种工况下的耗油率分别降低0.05%、0.39%及0.71%,进一步证明了方案B在耗油率指标上的优势(图4)。

方案B与同类发动机耗油率对比见表6。方案B比IET单轴涡扇系列发动机与F415发动机的耗油率分别降低61.41%、45.67%,比长寿命低耗油率的FJ44-1C发动机耗油率略高出7.48%,但本文旨在结合双轴涡扇的低耗油率与单轴涡喷/涡扇的低成本优势,构建出比双轴涡扇成本低、比单轴涡喷/扇耗油率低的发动机构型方案,下文会通过效费比分析验证本文提出的2种方案同时具备低成本、低耗油率特性。

表6 方案B与同类发动机耗油率对比

Table 6 Comparison of fuel consumption rate between scheme B and similar engines

发动机	研制单位	$\frac{S_B - S_i}{S_i}$
单轴涡扇系列	IET	-61.41%
FJ44-1C	威廉姆斯	+7.48%
F415	威廉姆斯	-45.67%

注: $i=1,2,3$ 分别为单轴涡扇系列发动机的耗油率、FJ44-1C发动机的耗油率和F415发动机的耗油率。

3.2 低耗油率分析

为探究方案B耗油率指标优于方案A的原因,本节将从循环热效率与能量守恒角度分析其低耗油率的热力学机理。首先做出如下基本假设:

- (1) 气体流动是1维定常的(气体为完全气体);
- (2) 气流流过进气道、风扇(增压级)、高/低压压气机及高/低压涡轮等部件时均有相对应的定压比热容 C_p 和比热比 k ;
- (3) 气流流过燃烧室和混合室时, C_p 和 k 值是变化的^[30]。

以方案B为例(方案A同理),由发动机气动热力计算截面(图2),采用分段定比热容的方法,得出涡

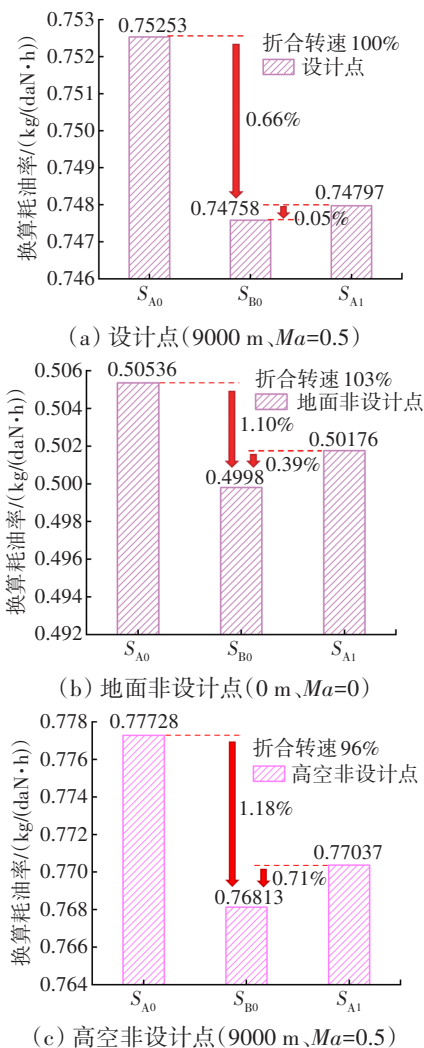


图4 2种方案耗油率对比

Fig. 4 Comparison of fuel consumption rate between the two schemes

轮功计算公式为

$$L_{net} = C_{pg,1}(T_{141} - T_{144}) + C_{pg,2}(T_{145} - T_{15}) - C_{p2}(T_{13} - T_{125}) - C_{p1}(T_{121} - T_{12}) \quad (1)$$

式中: $C_{pg,1}$ 为高压涡轮的定压比热容; $C_{pg,2}$ 为低压涡轮的定压比热容; C_{p2} 为高压压气机的定压比热容; C_{p1} 为低压压气机的定压比热容。

循环有效功为

$$L_{e,B} = \frac{1+B}{2}(v_9^2 - v_0^2) + L_{net} \quad (2)$$

式中: B 为涵道比, v_9 、 v_0 分别为尾喷管出口界面和进气道进口截面的气流速度。

循环加热量为

$$q_{1,B} = C_{pg,0}(T_{14} - T_{131}) \quad (3)$$

式中: $C_{pg,0}$ 为燃烧室的定压比热容。

得循环热效率为

$$\eta_{1,B} = \frac{\frac{1+B}{2}(v_9^2 - v_0^2) + L_{net}}{C_{pg,0}(T_{14} - T_{131})} \quad (4)$$

结合混合排气涡扇发动机混合前后能量平衡关系,将总体性能计算结果数据代入式(4)得出 2 种方案热效率的比较结果,方案 A、B 循环热效率对比见表 7。

综上,在同等水平总体循环参数与发动机外廓尺寸约束条件下,方案 B 在设计点、地面非设计及高空非设计点的热效率比方案 A 分别提高了 2.56%、2.37% 和 2.64%。方案 B 热效率更高的主要原因是增压级使其低压涡轮作功增加,耗油率降低,进而提升了发动机的整体效率和性能。方案 A、B 低压涡轮功对比见表 8。

表 7 方案 A、B 循环热效率对比

Table 7	Comparison of cycle thermal efficiency between scheme A and scheme B
	$\eta_{1,B} - \eta_{1,A}$
设计点	+2.56%
地面非设计点	+2.37%
高空非设计点	+2.64%

表 8 方案 A、B 低压涡轮功对比

Table 8	Comparison of low-pressure turbine work between scheme A and scheme B
	$\frac{L_{1T,B} - L_{1T,A}}{L_{1T,A}}$
设计点	+16.62%
地面非设计点	+13.20%
高空非设计点	+18.93%

3.3 效费比分析

20 世纪 60 年代,美国引入了效费比(Consumer

Confidence Index, CCI)分析方法,用以评估成本与效能之间的关系。效费比的含义是指发动机全寿命周期费用所能获得的效能^[31]为

$$CCI = \frac{\text{推重比/耗油率}}{\text{寿命周期成本}}$$

为验证 2 种方案是否实现低成本低耗油率设计目标,本文将其与同类典型发动机进行了效费比对比,同类发动机效费比对比分析见表 9。需要说明的是,单轴涡扇系列发动机作为 IET 经鉴定过的成熟产品,其单位推力价格是实际批产价格统计值,而方案 A、B 价格是参考现有发动机加工价格,考虑将来批产目标订价,通过增加工厂家报价评估得出。方案 A、B 在单轴涡扇系列发动机的基础上,增加了低压轴和低压涡轮等部件,通过采用整体叶轮、一体化 3D 打印承力机匣、导向器及合理选择材料等措施优化了结构和加工工艺,有效降低了铸造模具费用,减少了承力框架、轴承等零件数量,降低了机械加工和焊接成本;此外,方案 A、B 相较于单轴涡扇系列,推力提高了 23%。综合考虑价格与推力因素,方案 A 与方案 B 单位推力价格优于单轴涡扇系列的。

表 9 同类发动机效费比对比

Table 9 Consumer confidence index of similar engines

参数	单轴涡扇系列发动机	FJ44 系列发动机	F415 发动机	方案 A/B
研制单位	IET	威廉姆斯	威廉姆斯	IET
结构型式	1F+1M+DEB+1T	1F+3B+1C+RB+1HT+2LT	2F+5A+RB+2T	A: 1F+1M+1C+CEB+1HT+1LT B: 1F+1B+1C+CEB+1HT+1LT
推重比	9.5	3.94~4.2	7~8	4.5
涵道比	0.7	3.28~3.4	0.2	2.6
高压压气机效率	0.791		0.8	0.77
高压涡轮效率	0.83		0.856	0.83
涡轮前温度/K	1243	1291 ~ 1310	1300	1243
起飞耗油率/(kg/(daN·h))	0.98	0.465~0.484	0.92	0.50536/0.4998
推力价格/(元/daN)	3158	5038~5295	2812	2608
效费比	3.07	1.6~1.72	2.7~3.09	3.42/3.46

注:CEB 为环形回流蒸发管燃烧室

FJ44 作为民用航空发动机,其安全标准及认证要求较高,采用长寿命设计理念,高低压涡轮为叶盘分离结构,采用独立润滑和齿轮传动附件,导致设计和

制造成本较高。IET的单轴涡扇系列虽以低成本设计为目标,但受限于推力和高耗油率,效费比不及方案A/B。F415发动机采用5级轴流压气机,零件数量多、成本高,且单轴涡扇的设计使其耗油率较高,效费比也低于方案A/B。相较之下,方案A/B结合双轴涡扇的低耗油率与单轴涡喷/涡扇的低成本优势,通过紧凑布局、内置同轴共腔电机、混合冷却技术、低成本选材、一体化增材制造等低成本设计和加工方式,同时实现了低耗油率和高效费比的设计目标。

综上,本研究通过对A、B 2种方案与同类典型发动机的效费比进行对比分析,得出2种方案均符合低成本设计要求,显著降低了耗油率,效费比较高。其中方案B更能满足无人飞行平台对低成本可消耗的动力指标需求。

4 结论

(1)在同等水平总体循环参数与发动机外廓尺寸约束条件下,对方案A、B与同类典型发动机进行了耗油率对比分析。结果显示,在设计点、地面非设计点以及高空非设计点条件下,方案B的耗油率比方案A的分别降低了0.66%、1.10%和1.18%;方案B与IET单轴涡扇系列发动机、F415发动机相比,耗油率大幅降低,分别降低61.41%、45.67%,与长寿命低耗油率的FJ44-1C相比,耗油率略高出7.48%。

(2)通过对比分析方案A与方案B的热效率,结果显示,在设计点、地面非设计点以及高空非设计点条件下,方案B的热效率相较于方案A的分别提高了2.56%、2.37%和2.64%。这一性能提升主要归功于方案B中增压级使低压涡轮的做功增加,从而提升了发动机的整体效率和性能。

(3)与同类典型小型发动机对比,方案B的效费比比IET单轴涡扇系列发动机的高12.7%、比FJ44发动机的高101.16%~116.25%、比F415发动机的高11.97%~28.15%、比方案A的高11.7%。

参考文献:

- [1] Kuchta B. Technology advances in cruise missiles[R]. AIAA-1981-937.
- [2] 郑涛. 弹用涡喷、涡扇发动机发展概况[J]. 推进技术, 1995, (1): 7-12.
ZHENG Tao. An introduction to development of turbojet and turbofan engines for missiles[J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, (1): 7-12. (in Chinese)
- [3] 郑严, 庞重义. 弹用涡喷(涡扇)发动机技术[J]. 飞航导弹, 2001(12): 43-52.
ZHENG Yan, PANG Zhongyi. Bombable vortex (vortex fan) engine technology[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2001(12): 43-52. (in Chinese)
- [4] Peter J. The history of aircraft gas turbine engine development in the united states: a tradition of excellence[M]. Atlanta: ASME Press, 1999: 411-420.
- [5] Costa F P, Henrique L, Whitacker L, et al. An overview of small gas turbine engines[R]. ISABE-2019-24387.
- [6] 薛然然, 李凤超, 任立磊. 小型弹用涡轮发动机发展综述[J]. 航空工程进展, 2018, 9(1): 18-27.
XUE Ranran, LI Fengchao, REN Lilei. Overview on development of small turbine engines for missiles[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(1): 18-27. (in Chinese)
- [7] AIAA Air Breathing Propulsion Technical Committee. The versatile affordable advanced turbine engines (VAATE) initiative: an AIAA position paper[R]. Reston: AIAA, 2006.
- [8] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012: 148-149.
LIN Zuoming. World aviation engine manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2012: 148-149. (in Chinese)
- [9] Exley J T. Low cost propulsion for unmanned air vehicles[C/OL]. 27th Joint Propulsion Conference. Sacramento: AIAA, 1991[2024-03-26]. <https://doi.org/10.2514/6.1991-2559>.
- [10] 田宝林. 世界无人机和巡航导弹用发动机发展概况[J]. 航空发动机, 2003, (4): 51-54.
TIAN Baolin. A survey of the development of engines for unmanned aircraft and the cruise missile in the world[J]. Aeroengine, 2003, (4): 51-54. (in Chinese)
- [11] Rideau J F, Guyader G, Cloarec A. Microturbo family of turbojet engine for missiles and UAV's from the TRI 60 to the new bypass turbojet engine generation[R]. AIAA-2008-4596.
- [12] Barbeau D E. A Family of small, low cost turbojet engines for short life applications[C/OL]. Aircraft Engine; Marine; Turbomachinery; Microturbines and Small Turbomachinery Volume 1. New York: ASME, 1981 [2024-03-26]. <http://asmedigitalcollection.asme.org>.
- [13] Wills T K, Wise E P. Development of a new class of engine—the small turbofan[R]. AIAA-76-618.
- [14] Carson B H. Fuel efficiency of small aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1982, 19(4): 473-479.
- [15] Cruzen L. Cruise missile propulsion versus commercial airliner propulsion—different challenges can produce similar engine cycles[R]. AIAA-83-1176.
- [16] 晏武英. 美国新一代国家级军用航空动力预研计划分析[J]. 航空动力, 2018, (2): 35-39.
YAN Wuying. Analysis of U. S. new generation military aeronautical propulsion research program[J]. Aerospace Power, 2018, (2): 35-39. (in Chinese)

- [17] Fischer J, Troha W. Affordability development approach of advanced gas turbine engines for UAV applications[C/OL]. 2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Conference and Workshop & Exhibit. San Diego: AIAA, 2003[2024-03-26]. <https://doi.org/10.2514/6.2003-6526>.
- [18] 秦庶弓. 中国巡航导弹的发展[J]. 舰载武器, 2004, (11): 24-25.
QIN Shugong. The development of China's cruise missiles[J]. Shipborne Weapons, 2004, (11): 24-25. (in Chinese).
- [19] 孙贵青, 赵哲, 季益铃, 等. 航空发动机结构设计中可装配性案例分析[J]. 航空发动机, 2018, 44(4): 86-90.
SUN Guiqing, ZHAO Zhe, JI Yiling, et al. Instance analysis of aeroengine structure design of assembly[J]. Aeroengine, 2018, 44(4): 86-90. (in Chinese)
- [20] 龚建波, 黄恩亮, 雷志军, 等. 一种一体化轴承支座结构: CN201610534803.4[P]. 2017-06-20: 4-8.
GONG Jianbo, HUANG Enliang, LEI Zhijun, et al. An integrated bearing support structure. China, CN201610534803.4[P]. 2017-06-20. (in Chinese)
- [21] 薛冰晶, 李华雷, 谭智勇. 民用涡扇发动机不同构型总体参数和性能分析研究[J]. 航空工程进展, 2018, 9(3): 356-362.
XUE Bingjing, LI Hualei, TAN Zhiyong. Study on overall parameter and performance analysis of different configurations for civil turbofan engine[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(3): 356-362. (in Chinese)
- [22] 匡剑伟. 弹用涡扇发动机的特点及其发展动向[J]. 推进技术, 1989(1): 6-9, 71.
KUANG Jianwei. Characteristics and development trend of elastic turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1989(1): 6-9, 71. (in Chinese)
- [23] 程荣辉, 张军, 王东, 等. 基于航空发动机产品需求的压气机技术研究[J]. 航空发动机, 2024, 50(2): 1-10.
CHENG Ronghui, ZHANG Jun, WANG Dong, et al. Compressor research based on aeroengine product requirements[J]. Aeroengine, 2024, 50(2): 1-10. (in Chinese).
- [24] 郭峰. 某改进微型涡喷发动机总体气动热力分析及扩压器设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
GUO Feng. An improved overall aerodynamic thermal analysis and diffuser design of a micro turbojet engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [25] Yoshinaga Y, Kaneki T, Kobayashi H. A study of performance improvement for high specific speed centrifugal compressors by using diffusers with half guide vanes[J]. Journal of Fluids Engineering, Transactions of the ASME, 1987, 109(4): 359-367.
- [26] Hou D, Wang Q, Dong C. Booster stage adaptive backstepping tracking control for interceptor[J]. Optik, 2014, 125(16): 4219-4228.
- [27] Zhou C, Li Z, Huang S, et al. Numerical investigation on the aerodynamic performance and flow mechanism of a fan with a partial-height booster rotor[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 109: 106411.
- [28] 薛伟伟, 周正贵. 基于优化设计方法的超高负荷增压级气动设计[J]. 科学技术与工程, 2019, 19(11): 299-306.
XUE Weiwei, ZHOU Zhenggui. Ultra-high-load supercharged aerodynamic design based on optimized design method[J]. Science Technology and Engineering, 2019, 19(11): 299-306. (in Chinese).
- [29] 杨天宇, 韩佳, 刘旭阳, 等. 基于循环参数分析的涡轮基组合动力系统用高速涡轮发动机构型方案[J]. 航空发动机, 2024, 50(2): 45-51.
YANG Tianyu, HAN Jia, LIU Xuyang, et al. High-speed turbine engine configuration scheme for turbine-based combine cycle power system based on cycle parameter analysis[J]. Aeroengine, 2024, 50(2): 45-51. (in Chinese)
- [30] 廉筱纯. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005: 152-156.
LIAN Xiaochun. The principle of aircraft engine[M]. Xi'an: Northwest Polytechnical University, 2005: 152-156. (in Chinese)
- [31] Hess R W, Romanoff H. Aircraft airframe cost estimating relationships[M]. Santa Monica: Rand, 1987: 1-6.

(编辑: 孙明霞)