

航空并联混合动力涡扇发动机热力循环与工作特性研究^{*}

刘光璧¹, 王步宇¹, 王向阳¹, 余云峰², 邢耀仁², 帅石金¹

(1. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084;
2. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 为确定并联混合动力涡扇发动机的能量利用效率, 并对不同电功率输入下发动机工作特性与性能参数的变化规律进行研究, 本文从理论上对发动机有效循环功的来源进行划分, 并由此分别定义并联混合动力涡扇发动机的电能利用率和燃油利用率; 使用航空发动机性能仿真软件 PROOSIS 搭建基于 CFM56-7B26 发动机的并联混合动力涡扇发动机零维模型, 模拟不同电功率输入条件下的发动机稳态性能。研究表明: 并联混合动力涡扇发动机内涵道的循环类型仍然是基于布雷顿循环的实际循环, 输入的电功率对发动机外涵道推力的贡献占比远高于其对内涵道推力的贡献; 电能利用率始终明显高于燃油利用率, 这也是并联混合动力涡扇发动机实现节能的主要原因; 当输入的电功率增加时, 发动机的涵道比增加, 涡轮前温度与总压比降低, 各部件的稳态工作点将发生移动, 可能造成部件效率的下降。由于电功率的输入以及电能的高利用效率, 并联混合动力涡扇发动机的油耗和能耗均低于常规涡扇发动机。

关键词: 并联混合动力系统; 涡扇发动机; 热力循环; 稳态特性; 数值模拟

中图分类号: V235.13 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 04-2211089-15

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2211089

Thermodynamic Cycle and Performance of Parallel Hybrid Turbofan Engine

LIU Guang-bi¹, WANG Bu-yu¹, WANG Xiang-yang¹, SHE Yun-feng², XING Yao-ren², SHUAI Shi-jin¹

(1. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
2. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd, Shanghai 200241, China)

Abstract: In order to determine the efficiency of energy utilization and the variation rule of steady-state performance for a parallel hybrid turbofan engine by introducing different amounts of electric power, the source of effective cycle work was analyzed in theory and the efficiency of fuel and electric power were defined respectively. Based on the CFM56-7B26 turbofan engine, a parallel hybrid turbofan engine model was developed using PROOSIS, and the steady-state engine performance at different degrees of hybridization was studied. It is found that the type of core thermodynamic cycle in parallel hybrid turbofan engines is still a real Brayton cycle. The contribution of electric power to the bypass thrust is much greater than that to the core thrust. And the efficiency of

^{*} 收稿日期: 2022-11-29; 修订日期: 2023-01-16。

基金项目: 航空科学基金 (2020Z39058001)。

作者简介: 刘光璧, 硕士生, 研究领域为航空混合动力推进系统建模与性能优化。

通讯作者: 帅石金, 博士, 教授, 博士生导师, 研究领域为航空混合动力与电推进系统。E-mail: sjshuai@tsinghua.edu.cn

引用格式: 刘光璧, 王步宇, 王向阳, 等. 航空并联混合动力涡扇发动机热力循环与工作特性研究[J]. 推进技术, 2023, 44(4):2211089. (LIU Guang-bi, WANG Bu-yu, WANG Xiang-yang, et al. Thermodynamic Cycle and Performance of Parallel Hybrid Turbofan Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(4):2211089.)

electric power is much higher than that of fuel, which is the key factor to save energy for a parallel hybrid turbofan engine. As the degree of hybridization increases, the bypass ratio increases but the turbine inlet temperature and overall pressure ratio decrease. The steady-state operating states of different components are affected with the movement of the steady-state operating point and lead to a possible drop in the efficiency. Because of the electric power supply and its high efficiency, both the fuel and energy consumption of the parallel hybrid turbofan engine are lower than the conventional turbofan engine.

Key words: Parallel hybrid propulsion system; Turbofan engine; Thermodynamic cycle; Steady-state performance; Numerical simulation

1 引言

近年来,随着CO₂排放量上升对环境与气候带来的负面影响日趋严峻,世界各国逐渐重视减少CO₂排放,并提出碳中和目标。我国也承诺力争在2030年前实现碳达峰,2060年前实现碳中和。目前,航空领域实现碳中和已成为全球共识,表现出明确的节能减排需求。为应对日益严苛的航空器污染物排放法规,世界各国和国际组织相继出台航空器节能减排的目标。美国NASA提出了未来亚声速客机的性能目标,要求2035年的N+3技术阶段的客机,相对2005年技术水平,能耗降低60%,NO_x排放量降低80%,噪声降低52dB^[1]。2011年,欧盟以2000年为基准,要求至2050年客机CO₂排放量降低75%,NO_x排放量降低90%,噪声降低65%^[2]。2022年,欧盟进一步提出2050年的航空业气候中和目标:实现CO₂净零排放;以2000年为基准,对气候的影响降低90%^[3]。国际航空运输协会(International air transport association, IATA)则以2005年为基准,要求至2050年航空业的碳排放降低50%^[4]。

在上述严苛的节能减排目标下,单纯依靠涡扇发动机与机身设计的技术革新极可能难以满足要求,电推进凭借高效率与低排放优势将成为航空动力重要的发展趋势之一。但由于电池和电动机的低能量密度和功率密度,采用纯电推进系统时,引入电气部件带来的航空器重量增加将限制其在短期内的应用。因此,油电混合动力推进系统得到了重视。

油电混合动力推进系统以航空煤油和电池作为能量来源,同时含有传统推进系统的航空燃气涡轮发动机和电推进系统的电力部件,可综合航空煤油的高能量密度以及电推进系统的高效率、低能耗与低排放的优点。与传统推进系统相比,混合动力系统更节能、更环保;与纯电推进系统相比,混合动力系统的重量增加幅度低,更具可行性。国际航空运输协会在对未来的航空器技术路线进行预测时^[5],也

认为电推进技术在航空领域中的应用将从油电混合动力推进过渡至纯电动力推进。

使用航空燃气涡轮发动机(涡扇发动机或涡轴发动机)的油电混合动力推进系统的构型主要有4类(如图1所示),分别是串联(Series hybrid)、并联(Parallel hybrid)、完全涡电(Turboelectric)以及部分涡电(Partial turboelectric)^[6]。串联系统由涡轴发动机带动发电机发电,为电驱动推进器(如涵道风扇)提供能量或者将电能储存至电池;电池也可以直接释放电能为电驱动推进器供能。并联系统则由电池为连接在涡扇发动机低压轴上的电动机供能,并联工作时电动机和燃油为涡扇发动机的工作提供能量,全部推力由涡扇发动机提供。完全涡电系统与串联系统相比则取消了电池,电驱动推进器完全由涡轴发动机带动的发电机供能。部分涡电系统使用涡扇发动机,涡扇发动机在提供推力的同时,带动连接在低压轴上的发电机发电,为电驱动推进器供能,从而提供另一部分推力。在能量来源上:串联系统和并联系统的能量一部分来自燃油,另一部分来自电池;完全涡电系统和部分涡电系统的能量则全部来自燃油。

上述4类系统构型中,并联混合动力系统具有同传统推进系统相比改动幅度最小、推进器布局方式不变、电力部件的功率要求低等特点,将是短期内最有可能在大型客机中得到应用的油电混合动力推进系统方案。并联混合动力涡扇发动机的结构示意图如图2所示(图中 W_F 和 P_e 分别代表燃烧室燃油流量和向发动机低压轴输入的电功率大小),图中同时标明了本文所使用的发动机站位编号。

针对大型客机中使用的并联混合动力系统,世界主要客机制造商与航空发动机制造商均已对此开展了系统概念设计与性能评估研究。波音公司联合通用电气公司和乔治亚理工大学,提出了搭载并联混合动力系统的SUGAR Volt概念客机方案^[7-8],与波音737-800客机相比,该概念客机在900海里航程任

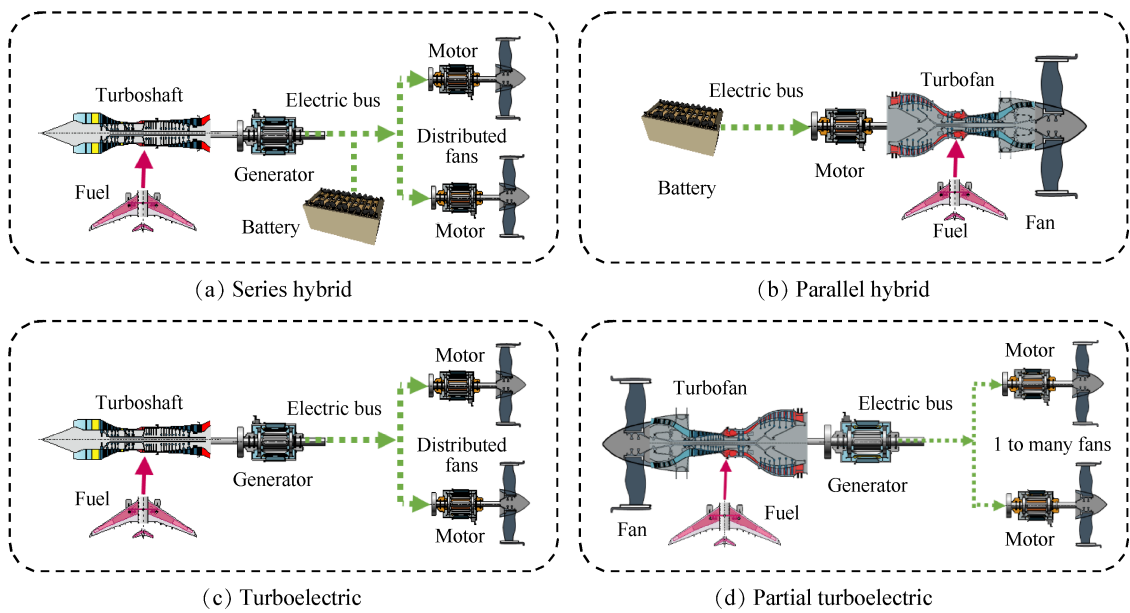


Fig. 1 Configuration of hybrid propulsion system^[6]

务下的能耗最多可降低 53%。美国联合技术研究中心公司联合普惠公司,针对 154 人最大载客量客机,开展了基于齿轮传动涡扇发动机的并联混合动力系统研究^[7,9]。与使用齿轮传动涡扇发动机的基准客机相比,使用该系统的客机在 900 英里航程任务下,可降低 7%~9% 的燃油消耗。罗罗公司联合乔治亚理工大学,对基于电动可变发动机(Electrically variable engine, EVE)的并联混合动力系统进行了设计^[7,10]。该系统除了将兆瓦级电动机连接在涡扇发动机的低压轴上,还将涡扇发动机的风扇替换为变桨距风扇。使用该系统后,油耗最多降低 25%,能耗最多降低 10%。

除了由制造商主导的研究外,国外一些研究机构也对大型客机中使用的并联混合动力系统开展了研究。荷兰代尔夫特理工大学的 Ang 等^[11],在 CFM LEAP-1A 发动机基础上进行了发动机热力循环参数改型设计,得到了并联混合动力系统中使用的涡扇发动机,使用该系统后,油耗降低 7.5%, NO_x 排放降低 3.7%。荷兰皇家航空航天中心的 Lammen 等^[12]分别以节油最优、节能最优、综合指标最优作为目标,对起飞段和爬升段的能量管理策略进行了优化。巴基斯坦国立科技大学的 Yousaf 等^[13],对以 Trent XWB-84 三轴涡扇发动机为基础的并联混合动力系统进行了研究。除了将电动机连接在发动机低压轴上,还在第一级风扇后设计了可完全打开或关闭的隔膜;当该隔膜关闭时,全部气流均进入风扇外涵道而不进入核心机,仅由电动机带动风扇。通过该项设计,发动机在慢车状态下的能耗得到改善。

目前,国内对航空油电混合动力推进系统的研究主要针对使用活塞发动机的无人机和通用飞机开展,针对使用燃气涡轮发动机的大型飞机研究相对较少。南京航空航天大学的陈佳杰等^[14]以齿轮传动涡扇发动机为基础,使用 Matlab/Simulink 建立了并联混合动力系统性能仿真模型,在飞行任务剖面下对系统的油耗和污染物排放进行了模拟,并对起飞工况下的发动机噪声声压级进行了预测,验证了使用并联混合动力系统的节油、减排、降噪潜力。西北工业大学的雷涛等^[15]针对串联混合动力系统,研究了系统在稳定运行状态与断路故障状态下的能量流动关系,并对比了串联混合动力系统与纯电推进系统的推进功率、推进效率与航程。中国空气动力研究与发展中心的达兴亚等^[16]在 70 吨载荷的翼身融合运输机背景下,针对使用涡轴发动机的完全涡电构型分布式电推进系统,完成了电推进系统的总体设计,确定了推进风扇的数量、直径等设计参数;并对不同循环参数下的燃油消耗进行了评估,验证了使用完全涡电系统的节油效果。中国航发沈阳发动机研究所的何佳倩等^[17]分析了部分涡电构型分布式电推进系统中,电驱动风扇的数量对系统总体性能的影响。

目前,大型飞机并联混合动力系统的研究,主要集中在使用并联混合动力系统后的性能收益分析、能量管理策略优化等方面,而对并联混合动力系统中涡扇发动机(以下简称为并联混合动力涡扇发动机)的热力循环过程分析相对缺乏。同传统涡扇发动机相比,并联混合动力涡扇发动机增加了电功率的输入,在电功率输入后,发动机的热力循环过程、

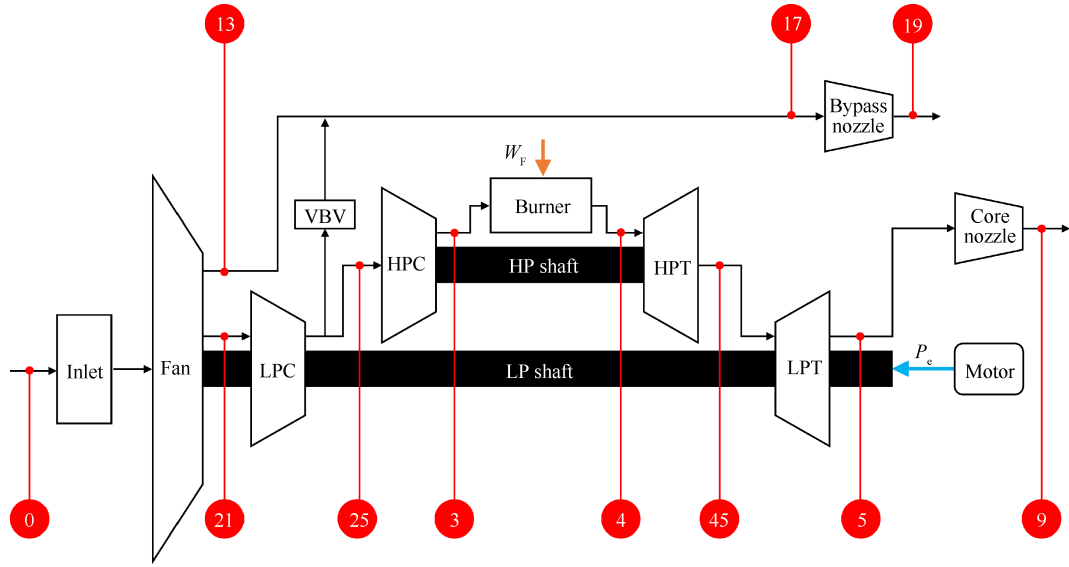


Fig. 2 Diagram of parallel hybrid turbofan engine

工作特性以及性能参数将有所变化,需要开展针对性的研究。

针对上述问题,本文以并联混合动力涡扇发动机作为研究对象,首先对其热力循环过程进行分析,划分发动机有效循环功的来源,并以此定义并联混合动力涡扇发动机的电能利用率和燃油利用率。之后采用数值模拟手段,在不同的电功率输入下,研究并联混合动力涡扇发动机的工作特性与主要性能参数的变化规律,为此类发动机的总体设计和性能优化提供理论支撑。

2 发动机热力循环分析

2.1 低压涡轮输出功率来源

为确定并联混合动力涡扇发动机的有效循环功的来源,即确定电功率和燃油各自贡献的有效循环功,需要首先对低压涡轮输出功率 P_{LPT} 的来源进行分析。

气体进入低压涡轮时,总焓比发动机入口处增加 $\Delta H_{t,0-45}$ 的能量来源有两个,分别是:(1)燃烧室中燃油燃烧释放的热量;(2)低压轴上输入的电功率。设电功率贡献的总焓增加量 $\Delta H_{t,0-45}^e$ 占 $\Delta H_{t,0-45}$ 的比例为 k_1 ,即有

$$k_1 = \frac{\Delta H_{t,0-45}^e}{\Delta H_{t,0-45}} \quad (1)$$

由于低压涡轮消耗气体总焓产生输出功率 P_{LPT} 不具有选择性,因此认为 P_{LPT} 中,来自电功率输入的比例与其在总焓增加量 $\Delta H_{t,0-45}$ 中的比例相同,则电功率输入贡献的低压涡轮输出功率为 $k_1 P_{LPT}$ 。

设风扇的压缩功率为 P_{Fan} ,低压压气机的压缩功

率为 P_{LPC} ,低压轴上输入的电功率为 P_e ,低压轴机械效率为 η_L 。对并联混合动力涡扇发动机,低压轴的功率平衡方程为

$$P_{Fan} + P_{LPC} = \eta_L (P_{LPT} + P_e) \quad (2)$$

由式(2)可知,风扇和低压压气机中的压缩功因输入的电功率 P_e 和低压涡轮输出功率 P_{LPT} 而产生。电功率直接提供了 $\eta_L P_e$ 大小的压缩功;而在 P_{LPT} 中, $k_1 P_{LPT}$ 部分因电功率输入而产生,所以因电功率输入而产生的压缩功为 $\eta_L k_1 P_{LPT} + \eta_L P_e$ 。则风扇和低压压气机的压缩功中,因电功率输入而产生的压缩功所占的比例 k_2 为

$$k_2 = \frac{k_1 P_{LPT} + P_e}{P_{LPT} + P_e} \quad (3)$$

设在发动机站位 x 处,气体流量为 W_x ,单位质量气体的总焓为 h_{tx} 。则由进入发动机(站位0)至高压压气机入口(站位25)的过程中,内涵道气体的总焓增量 $\Delta H_{t,0-25}$ 为

$$\Delta H_{t,0-25} = W_{25} h_{t25} - W_{25} h_{t0} \quad (4)$$

$\Delta H_{t,0-25}$ 是由风扇和低压压气机压缩产生的,而此过程压缩功来源于电功率输入的比例为 k_2 ,则 $\Delta H_{t,0-25}$ 中电功率贡献的比例也为 k_2 。

之后,气体经核心机流入低压涡轮,流入低压涡轮的气体包括两部分,分别是由高压涡轮出口流入的流量 W_{45} 和由高压压气机出口流入中间级的冷却引气量 $W_{bld-LPT}$,则这一过程中,气体的总焓增量 $\Delta H_{t,25-45}$ 为

$$\Delta H_{t,25-45} = W_{45} h_{t45} + W_{bld-LPT} h_{t13} - W_{25} h_{t25} \quad (5)$$

$\Delta H_{t,25-45}$ 的能量来源为燃烧室中的燃油燃烧,与

电功率输入无关。

根据上述分析,可计算得到

$$\Delta H_{t,0-45}^e = k_2(W_{25}h_{t25} - W_{25}h_{t0}) \quad (6)$$

$$\Delta H_{t,0-45} = W_{45}h_{t45} + W_{bld-LPT}h_{t13} - W_{25}h_{t0} \quad (7)$$

联立式(1),(3),(6),(7),可得 k_1 的计算式为

$$k_1 = \frac{rP_e}{[P_e + (1-r)P_{LPT}]} \quad (8)$$

$$r = \frac{W_{25}h_{t25} - W_{25}h_{t0}}{W_{45}h_{t45} + W_{bld-LPT}h_{t13} - W_{25}h_{t0}}$$

由此即可计算得到低压涡轮输出功率中电功率的贡献量。

2.2 发动机有效循环功来源

2.2.1 发动机有效循环功

当气体在尾喷管中完全膨胀时,排气静压等于环境压力 p_{amb} ,静推力为0,推力完全由尾喷管排气动量提供,此情况下,发动机热力循环的有效循环功 L_e 等于气体流经发动机后的动能增加量。设气体进入发动机时的速度为 v_0 ,内涵道尾喷管和外涵道尾喷管的排气速度分别为 v_9 和 v_{19} ,则有

$$L_e = \frac{1}{2}W_9v_9^2 + \frac{1}{2}W_{19}v_{19}^2 - \frac{1}{2}W_0v_0^2 \quad (9)$$

当气体在尾喷管中不完全膨胀时,排气压力高于环境压力,气体的排气动能并没有达到完全膨胀情况所对应的上限。此时,有效循环功 L_e 应当依据理想情况下,尾喷管出口气体完全膨胀至环境压力时的动能来计算。设内涵道、外涵道尾喷管出口处的单位质量的气体,在其等熵膨胀至静压为环境压力 p_{amb} 时,具有的动能分别为 Ek_9^{id} 和 Ek_{19}^{id} ,则有效循环功 L_e 为

$$L_e = W_9Ek_9^{id} + W_{19}Ek_{19}^{id} - \frac{1}{2}W_0v_0^2 \quad (10)$$

分析易知,式(10)所给出的计算式,是有效循环功 L_e 的通用计算式。

2.2.2 某段热力循环过程的有效循环功

为确定并联混合动力涡扇发动机中,有效循环功 L_e 分别来自电功率输入和燃油燃烧的比例,需要对发动机热力循环过程进行分阶段分析。

参考涡扇发动机热力循环过程分析的相关研究^[18],首先定义“等熵完全膨胀动能”概念。

设站位 x 处的气体的总压和总温分别为 p_{tx} 和 T_{tx} 。气体内能可以通过静压降低的膨胀过程转化为动能,但由于气体流出发动机时的静压不能低于环境压力 p_{amb} ,所以流出发动机时,气体具有的动能存在理论上限。

设站位 x 处气体的单位质量的熵为 s_x ,气体常数

为 R_x 。依据该处的气体组分,气体温度 T 与单位质量气体的熵 s 的对应函数为 $T=f(s)$,单位质量气体的焓 h 与温度 T 的对应函数为 $h=g(T)$ 。

当站位 x 处气体等熵膨胀到静压等于环境压力 p_{amb} 时,单位质量的气体具有的动能为 Ek_x^{id} ,此时其静温 T_{sx}^{id} 为

$$T_{sx}^{id} = f\left[s_x - R_x \ln\left(\frac{p_{tx}}{p_{amb}}\right)\right] \quad (11)$$

此时,单位质量气体的静焓 h_{sx}^{id} 为

$$h_{sx}^{id} = g(T_{sx}^{id}) \quad (12)$$

Ek_x^{id} 的计算式为

$$Ek_x^{id} = h_{tx} - h_{sx}^{id} \quad (13)$$

根据式(11)~(13),即可计算得到 Ek_x^{id} ;其物理意义为:站位 x 处的单位质量气体,在假设后续热力循环过程无能量输入的情况下,流出发动机时理论上可具有的动能上限;称之为“等熵完全膨胀动能”,它实质上反映了气体具有的能够产生推力的能量大小。

基于此概念,并参考涡扇发动机热力循环过程分析的相关研究^[18],定义发动机中站位 a 至站位 b 这一段热力循环过程中的有效循环功 L_{a-b} ,其计算式为

$$L_{a-b} = W_bEk_b^{id} - W_aEk_a^{id} \quad (14)$$

L_{a-b} 的物理意义为:经过站位 a 至站位 b 的热力循环过程,在假设后续热力循环过程无能量输入的情况下,气体流出发动机时理论上可具有的最大动能的增加量;它实质上反映了气体具有的能够产生推力的能量变化量。

2.2.3 有效循环功来源

下面通过分阶段的热力循环过程分析,确定有效循环功 L_e 中分别来源于电功率输入和燃油燃烧的部分 L_e^e 和 L_e^f 。

将发动机有效循环功 L_e 划分为从内涵道尾喷管喷出的气体产生的有效循环功 L_{e-core} 和从外涵道尾喷管喷出的气体产生的有效循环功 $L_{e-bypass}$,即

$$L_e = L_{e-core} + L_{e-bypass} \quad (15)$$

对从内涵道尾喷管喷出的气体,对应进入发动机时的流量为 W_{25} ,所具有的等熵完全膨胀动能为 $W_{25}Ek_0^{id} = \frac{1}{2}W_{25}v_0^2$;流出内涵道尾喷管时,其流量为 W_9 ,此时的等熵完全膨胀动能为 $W_9Ek_9^{id}$,则可得 L_{e-core} 为

$$L_{e-core} = W_9Ek_9^{id} - \frac{1}{2}W_{25}v_0^2 \quad (16)$$

联立式(10),(15),(16)可得

$$L_{e-bypass} = W_{19}Ek_{19}^{id} - \frac{1}{2}(W_0 - W_{25})v_0^2 \quad (17)$$

首先对 $L_{e-bypass}$ 进行来源分析,气体经过风扇和低压压气机中的压缩过程(因低压压气机出口放气进入外涵道的气体,同时经过了风扇和低压压气机中的压缩),能量增加而产生了有效循环功 $L_{e-bypass}$ 。根据前文分析,风扇与低压压气机的压缩功中,因电功率输入而产生的部分所占比例为 k_2 ,则 $L_{e-bypass}$ 中电功率的贡献比例也为 k_2 。由此,可确定 $L_{e-bypass}$ 中来源于电功率输入和燃油燃烧的 $L_{e-bypass}^e$ 和 $L_{e-bypass}^F$ 分别为

$$L_{e-bypass}^e = k_2 \left[W_{19}Ek_{19}^{id} - \frac{1}{2}(W_0 - W_{25})v_0^2 \right] \quad (18)$$

$$L_{e-bypass}^F = (1 - k_2) \left[W_{19}Ek_{19}^{id} - \frac{1}{2}(W_0 - W_{25})v_0^2 \right] \quad (19)$$

再对 L_{e-core} 进行来源分析。这部分气体从进入发动机至核心机入口的热力循环过程(站位0至站位25),产生的有效循环功 L_{0-25} 为

$$L_{0-25} = W_{25}Ek_{25}^{id} - \frac{1}{2}W_{25}v_0^2 \quad (20)$$

由于 L_{0-25} 也是因为风扇和低压压气机中的压缩产生,所以有效循环功 L_{0-25} 中来源于电功率输入的部分为 k_2L_{0-25} 。

气体进入核心机后,参与核心机内的热力循环过程,然后进入低压涡轮,该过程的有效循环功 L_{25-45} 为

$$L_{25-45} = W_{45}Ek_{45}^{id} + W_{bld-LPT}Ek_3^{id} - W_{25}Ek_{25}^{id} \quad (21)$$

L_{25-45} 的能量来源为燃烧室中的燃油燃烧,与电功率输入无关。

对由内涵道尾喷管喷出的气体,从进入发动机至进入低压涡轮前的过程的有效循环功 L_{0-45} 为

$$L_{0-45} = W_{45}Ek_{45}^{id} + W_{bld-LPT}Ek_3^{id} - \frac{1}{2}W_{25}v_0^2 \quad (22)$$

根据上述分析, L_{0-45} 中来源于电功率输入的部分为 k_2L_{0-25} ,则可得 L_{0-45} 中来源于电功率输入的比例 k_3 为

$$k_3 = \frac{k_2 \left(W_{25}Ek_{25}^{id} - \frac{1}{2}W_{25}v_0^2 \right)}{W_{45}Ek_{45}^{id} + W_{bld-LPT}Ek_3^{id} - \frac{1}{2}W_{25}v_0^2} \quad (23)$$

内涵道气体离开核心机后,进入低压涡轮做功,因此 L_{e-core} 要小于 L_{0-45} 。考虑到低压涡轮对气体能量的消耗同样不具有选择性,因此认为 L_{e-core} 中来源于电功率输入的比例与 L_{0-45} 一致,仍为 k_3 。由此,可确定 L_{e-core} 中来源于电功率输入和燃油燃烧的 L_{e-core}^e 和 L_{e-core}^F 分别为

$$L_{e-core}^e = k_3 \left(W_{19}Ek_{19}^{id} - \frac{1}{2}W_{25}v_0^2 \right) \quad (24)$$

$$L_{e-core}^F = (1 - k_3) \left(W_{19}Ek_{19}^{id} - \frac{1}{2}W_{25}v_0^2 \right) \quad (25)$$

由此计算并联混合动力涡扇发动机的有效循环功 L_e 中,来源于电功率输入和燃油燃烧的 L_e^e 和 L_e^F 分别为

$$L_e^e = L_{e-core}^e + L_{e-bypass}^e \quad (26)$$

$$L_e^F = L_{e-core}^F + L_{e-bypass}^F \quad (27)$$

2.3 并联混合动力涡扇发动机的效率

核心机效率 η_{core} 为燃油完全燃烧释放的能量转化为核心机内热力循环过程有效循环功的比例;它实际上反映了燃油燃烧释放的能量在核心机内热力循环过程的利用效率。

$$\eta_{core} = \frac{L_{25-45}}{W_F Q} \quad (28)$$

式中 W_F 为燃油流量, Q 为燃油低热值。

并联混合动力涡扇发动机的循环效率 η_e 为输入的总能量转化为发动机有效循环功的比例。

$$\eta_e = \frac{L_e}{W_F Q + P_e} \quad (29)$$

由于并联混合动力涡扇发动机的有效循环功来自电功率输入和燃油燃烧,则定义电能利用率 η_e 和燃油利用率 η_F ,其计算式分别为

$$\eta_e = \frac{L_e^e}{P_e} \quad (30)$$

$$\eta_F = \frac{L_e^F}{W_F Q} \quad (31)$$

上文中(2.1节和2.2节),通过对并联混合动力涡扇发动机热力循环过程的理论分析,确定了此类发动机的有效循环功 L_e 中,分别来源于电功率输入和燃油燃烧的有效循环功 L_e^e 和 L_e^F 的计算式(式(26)和式(27))。在此基础上,于本节给出了并联混合动力涡扇发动机的电能利用率 η_e 和燃油利用率 η_F 的定义式(式(30)和式(31)),以分别计算此类发动机中的输入电功率和燃油的能量利用效率。文中(5.1节),将依据发动机稳态性能数值模拟结果,使用式(30)和式(31)分别计算电能利用率 η_e 和燃油利用率 η_F ,并对二者进行定量比较,解释并联混合动力涡扇发动机实现节能的主要原因。

推进效率 η_p 的计算与传统涡扇发动机一致,为

$$\eta_p = \frac{Fv_0}{L_e} \quad (32)$$

并联混合动力涡扇发动机的总效率 $\eta_{overall}$ 为

$$\eta_{\text{overall}} = \frac{Fv_0}{W_F Q + P_e} \tag{33}$$

2.4 并联混合动力涡扇发动机的混合度

下面对并联混合动力涡扇发动机的混合度 (Degree of hybridization, DoH) 进行分析, 首先定义指示功率混合度 (Indicated DoH of power) DoH_{IP} 和实际功率混合度 (Actual DoH of power) DoH_{AP} , 其定义式分别为

$$DoH_{IP} = \frac{\eta_L P_e}{P_{Fan} + P_{LPC} + P_{HPC}} \tag{34}$$

$$DoH_{AP} = \frac{\eta_L (P_e + k_1 P_{LPT})}{P_{Fan} + P_{LPC} + P_{HPC}} \tag{35}$$

式中 P_{HPC} 为高压压气机的压缩功率。

指示功率混合度 DoH_{IP} 是指输入电功率 P_e 直接产生的压缩功占风扇与压气机总压缩功的比例。由于其便于计算, 适合用于并联混合动力涡扇发动机的设计。

实际功率混合度 DoH_{AP} 是指因电功率输入而产生的所有压缩功占风扇与压气机总压缩功的比例, 描述了压缩功中实际的电力混合度。文中(4.6 节), 将依据发动机稳态性能数值模拟结果, 使用式(34)和式(35)对指示功率混合度 DoH_{IP} 和实际功率混合度 DoH_{AP} 进行数值计算和定量比较。

此外, 上文的热力循环分析中定义了系数 k_2 和 k_3 。根据式(18)可知, k_2 代表了电功率对外涵道气体产生有效循环功的贡献占比, 实际上反映了发动机外涵道的混合度; 而根据式(24), k_3 代表了电功率对内涵道气体产生有效循环功的贡献占比, 实际上反映了发动机内涵道的混合度。由此, 记 k_2 为外涵道有效循环功混合度 DoH_L^{bypass} ; 记 k_3 为内涵道有效循环功混合度 DoH_L^{core} , 有

$$DoH_L^{bypass} = \frac{k_1 P_{LPT} + P_e}{P_{LPT} + P_e} \tag{36}$$

$$DoH_L^{core} = \frac{\left(\frac{k_1 P_{LPT} + P_e}{P_{LPT} + P_e} \right) \left(W_{25} E k_{25}^{id} - \frac{1}{2} W_{25} v_0^2 \right)}{W_{45} E k_{45}^{id} + W_{bld-LPT} E k_3^{id} - \frac{1}{2} W_{25} v_0^2} \tag{37}$$

文中(4.6 节), 将依据发动机稳态性能数值模拟结果, 使用式(36)和(37)分别计算外涵道和内涵道的有效循环功混合度, 并对二者进行定量比较, 以对比电功率对外涵道和内涵道推力的贡献占比。

3 仿真模型与工作点

3.1 仿真模型搭建与标定

本文选择 CFM56-7B26 发动机作为基准涡扇发

动机, 依据该机型的公开资料数据^[19-21], 总结确定该机型在最大起飞推力 (静止海平面标准大气条件) 工作点的性能参数, 相关数据总结于表 1。

Table 1 Key parameters of the baseline turbofan engine in take-off

Parameter	Value
Bypass ratio	5.1
Overall pressure ratio	27.7
$N_1/(r/min)$	5175
$N_2/(r/min)$	14460
Thrust/kN	116.99

在国际民用航空组织 (International civil aviation organization, ICAO) 数据库中, 公布了 CFM56-7B26 发动机在地面试车台上的四个发动机状态下的推力和燃油流量, 这四个发动机状态分别是起飞、爬升、进场和慢车状态, 推力分别对应适航取证最大推力的 100%, 85%, 30%, 7%。在 ICAO 数据库中, CFM56-7B26 发动机在上述四个发动机状态下的燃油流量如表 2 所示^[21]。

Table 2 Fuel flow rate of the CFM56-7B26 engine ($H=0, Ma=0$)^[21]

Phase	Thrust rating/%	Fuel flow rate/(kg/s)
Take-off	100	1.213
Climb	85	0.986
Approach	30	0.331
Idle	7	0.108

基于表 1 和表 2 列出的 CFM56-7B26 发动机性能参数, 使用航空发动机性能模拟软件 PROOSIS 搭建大涵道比涡扇发动机零维模型, 使用最大起飞推力 (静止海平面标准大气条件) 工作点进行了发动机模型标定。在该工作点下, 发动机模型的涵道比、总压比、推力、低压轴和高压轴的转速均与该机型的上述公开数据一致; 油耗与国际民航组织数据库油耗数据的误差为 -0.008%。模型在最大起飞推力工作点的主要参数如表 3 所示。

完成模型标定后, 使用该模型进行地面静止状态下的发动机油门特性模拟, 并将模拟结果与表 2 展示的 ICAO 数据库中的燃油流量数据进行对比, 对比结果如图 3 所示。由图 3 可知, 模型的油耗模拟结果与 ICAO 数据库中记录数据的吻合程度较高, 表明该模型较为准确。

在此基础上, 通过在低压轴上进行功率输入, 实

Table 3 Key parameters of the baseline turbofan engine model in take-off

Parameter	Value
Air flow rate/(kg/s)	353.35
Bypass ratio	5.1
Overall pressure ratio	27.7
T_{t4}/K	1720
$N_1/(r/min)$	5175
$N_2/(r/min)$	14460
Thrust/kN	116.99
Fuel flow rate/(kg/s)	1.2129

现对基准涡扇发动机输入电功率,得到并联混合动力涡扇发动机模型,从而进行不同电功率输入下的并联混合动力涡扇发动机的稳态性能模拟。进行稳态性能模拟时,控制量为燃油流量 W_F 、指示功率混合度 DoH_{ip} 以及低压压气机出口放气量。

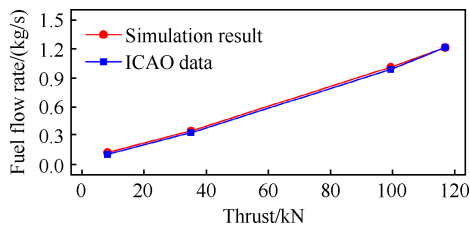


Fig. 3 Comparison of fuel flow rate from simulation result and ICAO data

3.2 稳态性能模拟选择的工作点

不同的工作点下,并联混合动力涡扇发动机的工作特性与性能参数的变化规律基本一致。考虑到在静止海平面状态下,发动机推进功率为0,无法进行相关的分析,因此选用静止海平面起飞状态对并联混合动力涡扇发动机的稳态工作特性进行分析,选用海平面起飞状态和巡航状态(高度10668m,马赫数0.8)对发动机的油耗与能耗进行对比与分析,选用巡航状态对发动机的稳态效率进行分析。

4 发动机稳态工作特性分析

4.1 低压压气机喘振问题与解决方法

当直接在传统涡扇发动机低压轴上输入电功率,可能会引起低压压气机的喘振:随着输入电功率的增加,低压压气机的稳态工作点逐渐靠近喘振线,喘振裕度快速下降(如图4所示)。主要原因为^[22]:在飞行条件与需求推力恒定的条件下,当电动机向低压轴输入功率时,核心机需降低流量,以减少低压涡轮的轴功率输出,维持低压轴功率平衡,因此导致核心机的流量与低压压气机的流量不匹配。为维持涡

扇发动机的状态平衡,低压压气机的流量将比无电功率输入时的常规稳态流量降低,工作点向喘振线移动。

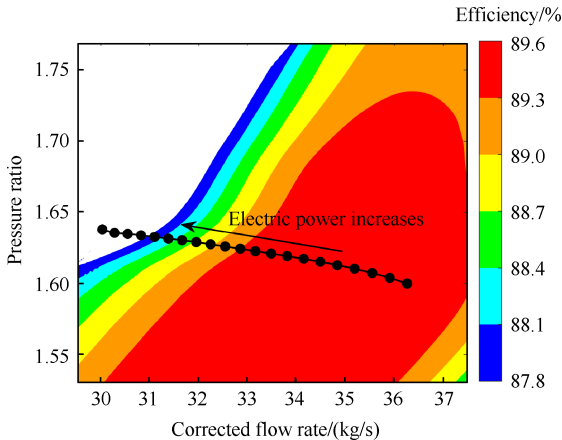


Fig. 4 Movement of LPC steady-state operating points at the performance map caused by different electric power supplies (without bleed at LPC outlet)

针对上述喘振问题,相关研究表明^[8],在低压压气机的出口采用可调节放气,即将一定量的气体放气至外涵道,可有效控制低压压气机的喘振裕度,避免喘振。本文设置低压压气机的喘振裕度下限为15%,当喘振裕度高于下限时,不进行出口放气;反之则调节出口放气量,维持喘振裕度达到所设的下限15%。

4.2 内涵道与外涵道流量

使用前述的并联混合动力发动机模型,当其在静止海平面标准大气下提供116.99kN起飞推力时(下文简称为最大起飞推力工作点),调整电功率的输入,使稳态时的指示功率混合度 DoH_{ip} 由0增加至20%。图5和图6给出了发动机的外涵道入口与核心机入口的流量、低压压气机入口流量和出口放气量以及低压压气机喘振裕度的变化情况。

由图5可知,当输入电功率增加时,低压涡轮轴功率输出需求降低,导致核心机入口流量一直下降。而发动机外涵道入口流量则先增加,之后基本维持不变。这是因为核心机流量下降,造成内涵道可提供的推力下降,需要发动机外涵道提供更高的推力。低压压气机出口放气会显著降低外涵道流量的增加速度。由于发动机核心机流量的下降和外涵道流量的上升,随着输入电功率由零增加至 $DoH_{ip} = 20\%$,发动机的涵道比从5.1增加至5.93。

由图6可知,当 DoH_{ip} 由0增加至1.73%时,低压压气机的喘振裕度由17.5%快速下降,但裕度仍然

高于下限,不需要进行出口放气。此时低压压气机入口流量也随之下降。随着指示功率混合度的进一

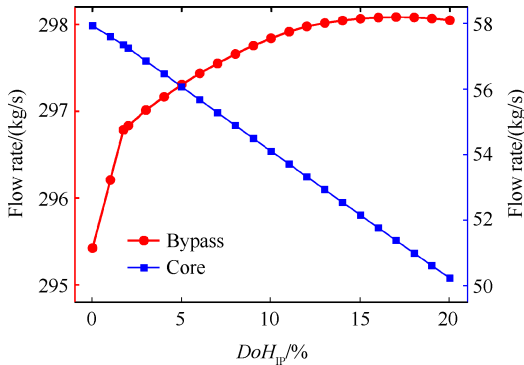
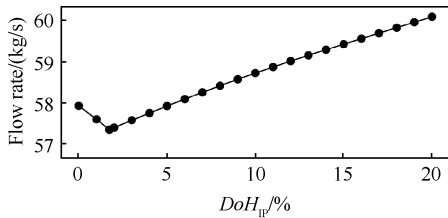
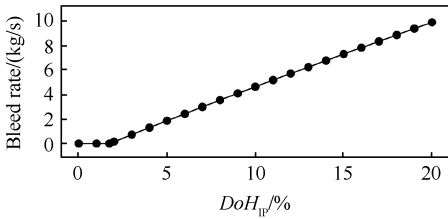


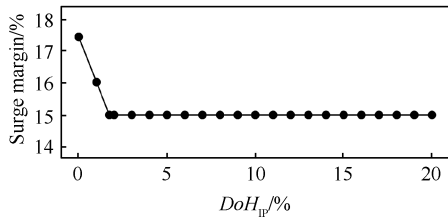
Fig. 5 Variation of flow rates at bypass inlet and core inlet caused by different electric power supplies (steady-state performance in take-off)



(a) Flow rate at LPC inlet



(b) Bleed rate at LPC outlet



(c) Surge margin of LPC

Fig. 6 Variation of flow rate at LPC inlet, bleed rate at LPC outlet and surge margin of LPC caused by different electric power supplies (steady-state performance in take-off)

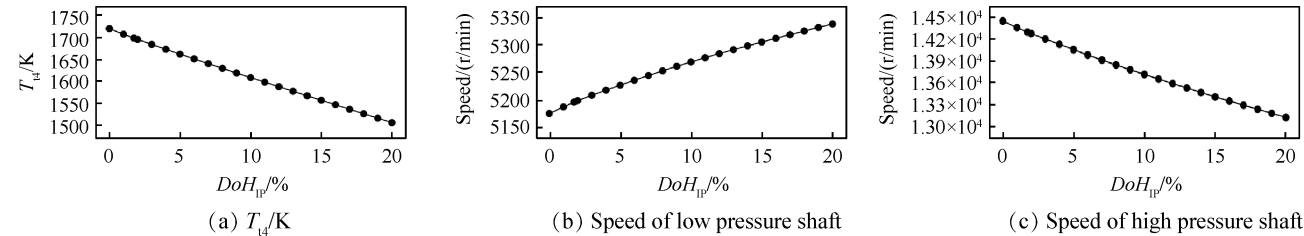


Fig. 7 Variation of T_{i4} , speed of low pressure shaft and high pressure shaft caused by different electric power supplies (steady-state performance in take-off)

步增加,低压压气机的喘振裕度下降至裕度下限 15%,低压压气机出口放气量开始快速增加,以维持低压压气机的喘振裕度,这也导致低压压气机入口流量随输入电功率的增加而上升。随着输入电功率的增加,出口放气量占入口流量的比例快速增加,当指示功率混合度达到 13% 时,放气量占比超过 10%;而当指示功率混合度为 20% 时,放气量占比将达 16.4%。此时大量经低压压气机增压后的气体没有被核心机利用,而通过放气进入外涵道后直接喷出,造成明显的能量浪费,对发动机的整体工作效率带来负面影响。这也表明,当直接在传统涡扇发动机低压轴输入电功率实现并联混合动力时,功率混合度的取值不宜过高。

4.3 发动机转速与涡轮前总温

图 7 给出了最大起飞推力工作点下,发动机的涡轮前总温和低压轴、高压轴的转速随指示功率混合度的变化情况。

由图 7 可知,由于低压涡轮轴功率输出需求量降低,发动机涡轮前总温随输入电功率的增加而快速下降。与此同时,发动机高压轴转速下降,低压轴转速上升。原因为核心机流量与涡轮前总温的下降,将导致发动机内涵道可提供的推力下降,从而需要发动机的低压轴转速增加,以提升风扇外涵道的流量和压比,提供更高推力。

4.4 部件工作点

图 8 给出了最大起飞推力工作点下,低压压气机、高压压气机以及风扇外涵道稳态工作点随指示功率混合度(由 0 上升至 20%)的变化情况。

由图 8(a)可知,当低压压气机出口不需要进行放气时,随着输入电功率的增加,低压压气机工作点向左上方快速移动;当指示功率混合度达到 1.73% 后,随着输入电功率进一步增加,需要进行出口放气,工作点向右上方移动,工作点的移动速度明显慢于不放气阶段。此外,随着输入电功率的增加,由于低压轴转速的上升,低压压气机的压比一直增加,但效率无明显变化。

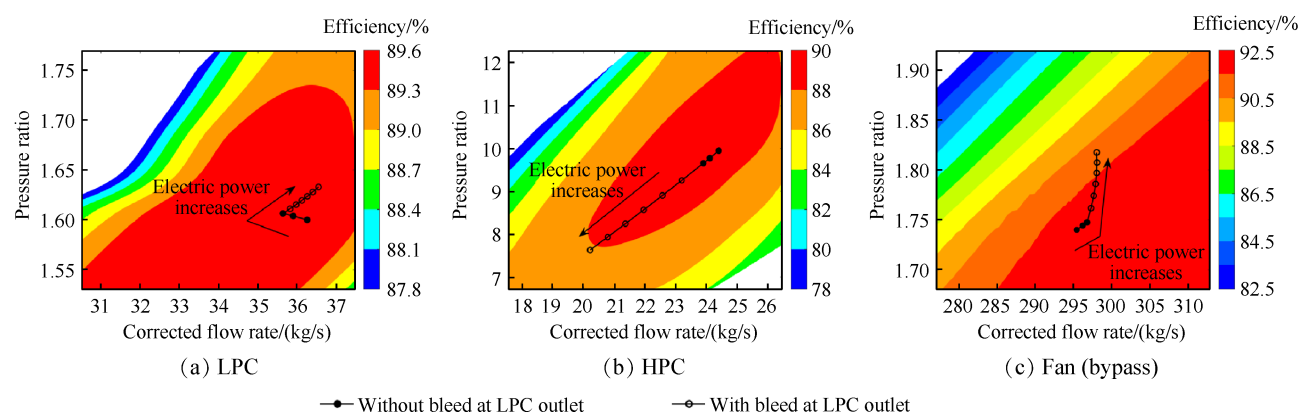


Fig. 8 Movement of component steady-state operating points at the performance map caused by different electric power supplies

由图8(b)可知,随着输入电功率的增加,高压压气机的工作点一直向左下方移动,换算流量和压比均降低。这是涡轮轴功率输出需求量降低,高压轴转速下降所致。此外,高压压气机工作点的移动幅度较大,导致其工作点偏离了高效率区域。

由图8(c)可知,当输入的电功率增加时,由于外涵道需要提供更大的推力,因此风扇外涵道的工作点向右上方移动,换算流量和压比均增加。但这也将导致风扇外涵道的工作点逐渐远离高效率区域。

随着电功率输入的增加,虽然低压压气机的压比小幅增加,但由于高压压气机压比的大幅下降,导致发动机的总压比明显下降。当 DoH_{IP} 由0增加至20%,发动机的总压比由27.7下降至22.4。对于本文所研究的发动机,由于总压比远低于耗油率最佳压比,因此总压比的下降将恶化发动机的性能。

图9给出了在最大起飞推力工作点下,当指示功率混合度由0增加至20%,各部件效率的变化量(以无电功率输入时各部件的效率作为基准)。由图可知,高压涡轮的工作效率基本维持不变,而风扇外涵道、高压压气机以及低压涡轮的工作效率出现了明显下降。由于通过可调节放气,使得低压压气机工作点维持在对应喘振裕度为15%的位置附近,始终处于高效区内,其工作效率整体变化不大。

4.5 发动机热力循环

图10对比了在最大起飞推力工作点下,指示功率混合度为20%的并联混合动力涡扇发动机的热力循环过程 p - V 图(压力-比容图)与无电功率输入时的 p - V 图。

由图10(a)可知,在有电功率输入的情况下,发动机内涵道的循环类型仍然是基于布雷顿循环的实际循环,循环类型与无电功率输入时相同。当输入

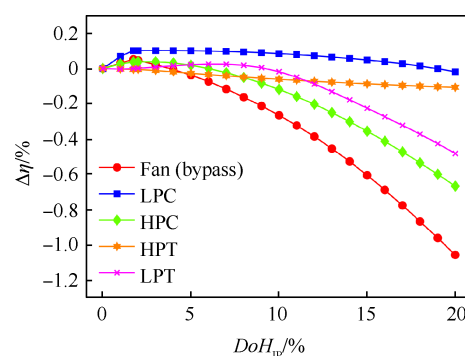


Fig. 9 Variation of component efficiency caused by different electric power supplies (steady-state performance in take-off)

电功率增加时,热力循环过程中的最大压力降低,加热过程的加热量减少,热力循环中的压缩过程与膨胀过程均变短;由于涡轮前总温随输入电功率的增加而降低,热力循环过程中的最高温度也随之降低。

由图10(b)可知,当输入电功率增加时,外涵道热力循环的起点压力更高,比容更小,在 p - V 图中的位置向左上方移动。这是因为风扇外涵道的压比增高且效率降低。

此外,与传统涡扇发动机不同,由于电功率的输入,并联混合动力涡扇发动机风扇与压气机压缩过程压缩功总和大于涡轮膨胀过程膨胀功总和。

4.6 混合度

图11给出了最大起飞推力工作点下,输入不同电功率时,内涵道有效循环功混合度 DoH_L^{core} 和外涵道有效循环功混合度 DoH_L^{bypass} 的变化情况(根据发动机稳态性能模拟结果,使用式(36)和(37)计算)。由图可知,在相同的电功率输入下,外涵道有效循环功混合度 DoH_L^{bypass} 远高于内涵道有效循环功混合度 DoH_L^{core} ,这表明电功率对外涵道推力的贡献占比要远

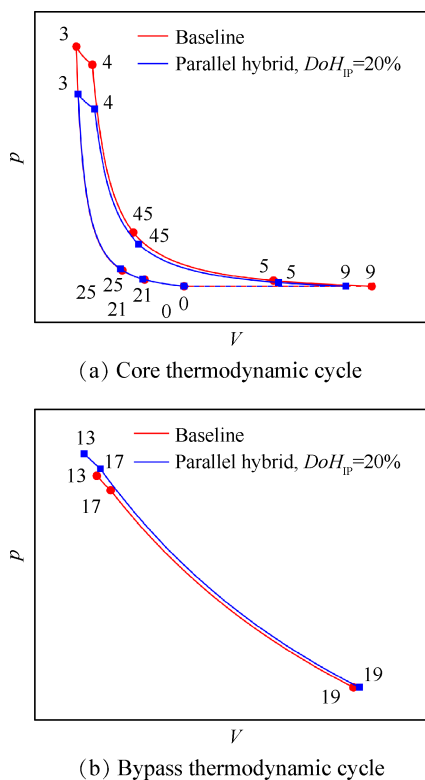


Fig. 10 Comparison of thermodynamic cycle between baseline turbfan engine and parallel hybrid turbfan engine

大于其对内涵道推力的贡献。

上述情况原因为:内、外涵道气体在风扇和低压气机压缩过程中,等熵完全膨胀动能增量来自电功率的比例相同;但内涵道气体额外参与了核心机内的热力循环过程,而此过程等熵完全膨胀动能增量完全来源于燃油燃烧。

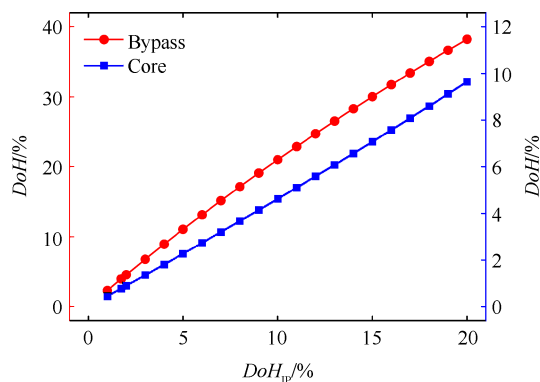


Fig. 11 Comparison of DoH between core and bypass (steady-state performance in take-off)

图12给出了最大起飞推力工作点下,输入不同电功率时,指示功率混合度 DoH_{IP} 和实际功率混合度 DoH_{AP} 的对比(根据发动机稳态性能模拟结果,分别使用式(34)和(35)计算)。由图可知,对于并联混合

动力涡扇发动机,由于实际功率混合度 DoH_{AP} 体现了输入电功率贡献的低压涡轮输出功率 $k_1 P_{LPT}$ 所产生的压缩功,因此其数值始终大于指示功率混合度 DoH_{IP} 。

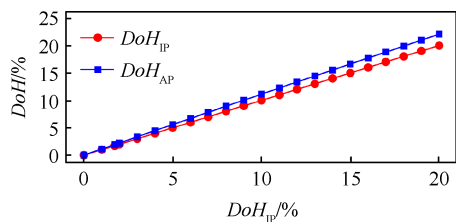


Fig. 12 Comparison of indicated DoH of power and actual DoH of power (steady-state performance in take-off)

5 发动机稳态性能分析

5.1 发动机效率

图13给出了巡航状态下提供29.5kN推力时(下文简称为巡航推力工作点),并联混合动力涡扇发动机在不同的输入电功率下,涡轮前总温、核心机效率 η_{core} (由式(28)计算)与发动机循环效率 η_c (由式(29)计算)的变化情况。

由图13可知,随着输入电功率的增加,涡轮前总温下降,导致发动机的核心机效率逐渐下降;当指示功率混合度达到20%时,核心机效率为53.8%,同不输入电功率的情况相比,核心机效率下降了2.3%。这表明输入电功率增加导致了核心机内燃油燃烧释放能量的利用效率下降。

但核心机效率的下降并不意味着输入电功率的增加对发动机热力循环过程整体的能量利用效率产生了负面作用。由图13(c)可知,电功率的输入改善了发动机的循环效率,热力循环过程整体的能量利用效率增加;同不输入电功率相比,当指示功率混合度达到20%时,循环效率增加了4.5%。

图14给出了巡航推力工作点下,当指示功率混合度由1%增加至20%时,电能利用率 η_e 和燃油利用率 η_f 的变化情况(根据发动机稳态性能模拟结果,分别使用式(30)和(31)计算)。可以看出电能利用率始终明显高于燃油利用率,二者的差值在30%以上。当输入的电功率增加时,电功率所提供的能量占发动机消耗总能量的比例上升,这直接导致了发动机的循环效率上升。

此外,由图14可知,随着输入电功率的增加,电能利用率和燃油利用率均呈现下降趋势。根据第4节讨论可知原因有两方面:(1)涡轮前总温与总压比

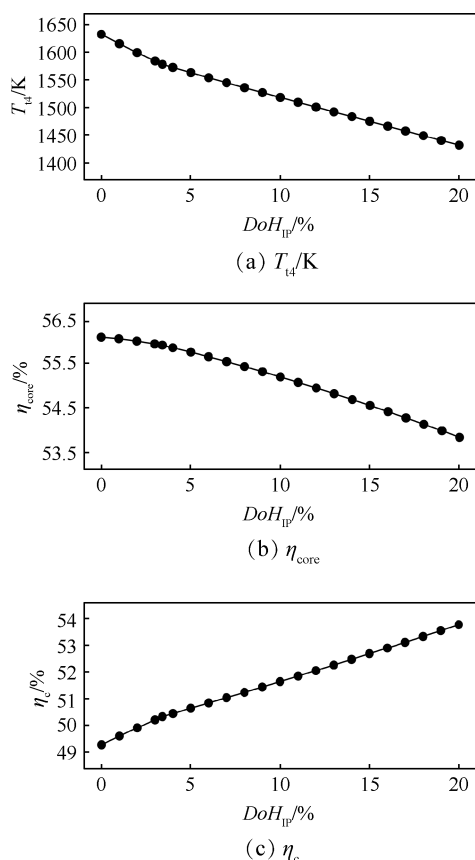


Fig. 13 Variation of T_{t4} , η_{core} and η_e caused by different electric power supplies (steady-state performance in cruise)

下降,对发动机中的热力循环过程产生了负面影响;
(2)高压压气机、风扇外涵道、低压涡轮的工作点偏离了高效区,工作效率下降。

图 15 给出了巡航推力工作点下,输入不同电功率时,发动机的推进效率 η_p 与内涵道尾喷管排气静温(Exhaust gas temperature, EGT)的变化。由图可知,当输入电功率增加时,发动机的推进效率上升。主要因为内涵道尾喷管的排气温度下降,排气热损失会减小。相同的推力下,需产生的有效循环功更低,因此发动机的推进效率会上升。

5.2 发动机油耗和能耗

图 16 给出了巡航状态下,并联混合动力涡扇发动机和基准涡扇发动机的推力比油耗 SFC 的对比。由图可知,对于并联混合动力涡扇发动机,比油耗随推力的变化趋势与传统涡扇发动机相同。随着输入电功率的增加,发动机的油耗明显下降,这表明使用并联混合动力能够有效降低油耗,减少碳排放。

并联混合动力涡扇发动机除消耗燃油外,还消耗了输入到发动机低压轴的电功率,因此在评估发动机的能量消耗时,需要同时考虑发动机消耗的电功率。式(38)定义了发动机的换算推力比油耗 SFC_{cor}

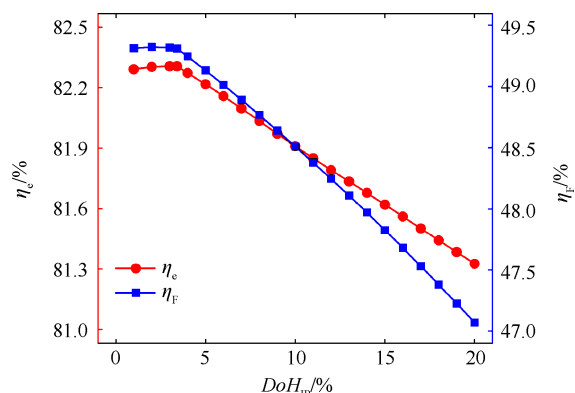


Fig. 14 Variation of η_e and η_F caused by different electric power supplies (steady-state performance in cruise)

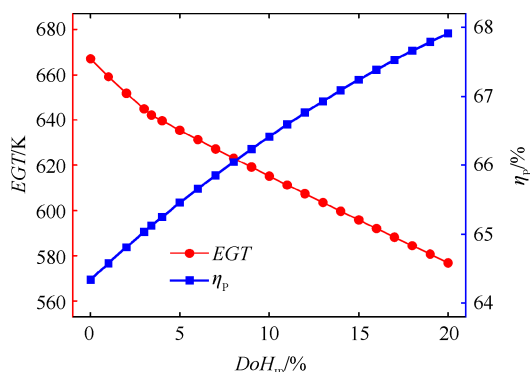


Fig. 15 Variation of η_p and EGT caused by different electric power supplies (steady-state performance in cruise)

(Corrected thrust specific fuel consumption),用以衡量包含电能消耗的发动机能耗。式中, W_F 为燃油消耗量, F 为发动机推力, Q 为燃油低热值,取 $Q=43.124\text{MJ/kg}$ 。对于基准涡扇发动机,其没有电功率输入, $P_e=0$,使用式(38)计算得到的换算推力比油耗 SFC_{cor} 等于推力比油耗 SFC 。

$$SFC_{cor} = \left(W_F + \frac{P_e}{Q} \right) / F \quad (38)$$

图 17 给出了巡航状态下,并联混合动力涡扇发动机和基准涡扇发动机的换算推力比油耗 SFC_{cor} 的对比。由图可知,并联混合动力涡扇发动机的能耗低于基准涡扇发动机,随着输入电功率的增加,发动机的能耗逐渐下降。上述能耗差异的原因为:同燃油燃烧相比,电能有着明显更高的利用效率,随着输入电功率的增加,电功率所提供的能量占发动机消耗总能量的比例上升,因此发动机中能量的整体利用效率上升。

此外,由式(33)和(38)可知,在推力和飞行速度相同时,换算推力比油耗 SFC_{cor} 与发动机总效率 $\eta_{overall}$ 的乘积为定值。因此,换算推力比油耗 SFC_{cor} 随输入

电功率的增加而降低,即反映了当输入电功率增加时,发动机的总效率 η_{overall} 增加。

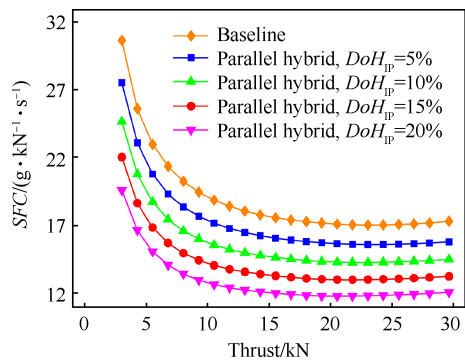


Fig. 16 Comparison of fuel consumption between parallel hybrid turbofan engines with different electric power supply and the baseline turbofan engine in cruise

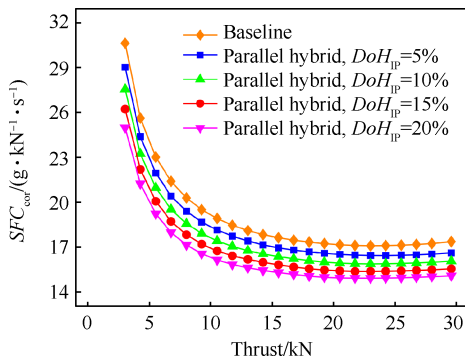


Fig. 17 Comparison of energy consumption between parallel hybrid turbofan engines with different electric power supply and the baseline turbofan engine in cruise

上文对并联混合动力涡扇发动机和基准涡扇发动机的油耗、能耗对比,是在相同推力情况下进行,相当于在客机起飞质量相同时,对比这两种发动机的性能。但对固定航程的飞行任务,同使用传统涡扇发动机时相比,由于使用并联混合动力系统需要引入额外的电池、电动机等电力部件,客机的起飞质量增加,会削弱使用并联混合动力涡扇发动机的节油、节能效果。

在 Lents 等^[23]对并联混合动力系统的研究中,在 154 人载客量客机背景下,以推力等级与 CFM56-7B26 发动机相近的涡扇发动机作为基准发动机,针对 900 海里航程飞行任务,评估了使用并联混合动力系统导致的起飞质量增加量。飞行任务在高度 $H = 0$ 、马赫数 $Ma = 0.25$ 、气温比国际标准大气(International standard atmosphere, ISA)温度高 15K 的条件下起飞(下文简称为地面热天起飞条件),此过程中向并联混合动力涡扇发动机低压轴输入的电功率为

2102kW。根据其研究结果,在 900 海里航程下,使用传统涡扇发动机时的起飞质量为 52.85 吨;而在使用并联混合动力系统时,起飞质量增加了 1.81 吨,质量增加 3.4%。

参考 Lents 等的研究结果,以 3.4% 作为使用并联混合动力系统导致的起飞质量增加百分比;选择地面热天起飞条件进行发动机性能对比;此条件下,向并联发动机低压轴输入的电功率也取为 2102kW。

在地面热天起飞条件下,根据涡轮前总温限制,本文使用的基准涡扇发动机模型的最大起飞推力为 77.10kN,以这一推力作为并联混合动力涡扇发动机需要提供的推力。假定推力需求正比于起飞质量,则使用并联混合动力系统后,需要的起飞推力较使用基准涡扇发动机增加 3.4%,可计算需要基准涡扇发动机提供的推力为 74.56kN。由此对并联混合动力涡扇发动机和基准涡扇发动机在地面热天起飞条件下的性能进行模拟,结果如表 4 所示。

Table 4 Comparison of engine performance
($H=0, Ma=0.25, ISA+15K$)

Engine type	Thrust/kN	Fuel flow/(kg/s)	Electric power/kW
Baseline	77.10	1.0555	—
Baseline	74.56	1.0214	—
Hybrid	77.10	0.9568	2102

依据表 4 给出的数据,分别以基准涡扇发动机提供 77.10kN 推力和 74.56kN 推力作为基准,计算并联混合动力涡扇发动机的节油与节能效果,对比结果如表 5 所示。

由表 5 可知,对固定航程飞行任务,当不考虑使用并联混合动力系统造成的起飞质量增加,即并联混合动力涡扇发动机和基准涡扇发动机提供相同推力时,使用并联混合动力涡扇发动机节油 9.35%,节能 4.73%。而当考虑起飞质量的增加时,节油 6.32%,节能 1.55%,可见起飞质量的增加削弱了使用并联混合动力涡扇发动机的节油与节能效果。由此可推测,使用并联混合动力系统时,飞行任务中的电能消耗所占比例不宜过大,否则将无法发挥并联混合动力涡扇发动机的节油和节能潜力,使其被起飞质量

Table 5 Benefits of using parallel hybrid turbofan engine

Baseline for comparison (thrust and the corresponding fuel consumption of the baseline engine)	$F=77.10\text{kN}$ $W_F=1.0555\text{kg/s}$	$F=74.56\text{kN}$ $W_F=1.0214\text{kg/s}$
Fuel saving/%	9.35	6.32
Energy saving/%	4.73	1.55

的增加所抵消。

需要注意的是,在不同的研究背景(航程、客机起飞质量、电力部件性能水平等)下,使用并联混合动力系统造成的客机起飞质量增加百分比一般不相同。针对固定航程飞行任务,精确评估电力部件造成的起飞质量增加对并联混合动力涡扇发动机节油与节能效果的削弱程度时,需要结合研究背景(航程、客机起飞质量、电力部件性能水平等)进行具体的分析。

6 结 论

本文对并联混合动力涡扇发动机的热力循环过程进行了理论分析,并对比了不同混合度下发动机的工作特性与性能参数,得到如下结论:

(1)并联混合动力涡扇发动机的有效循环功可依据能量来源划分为分别来自电功率输入和燃油燃烧的部分,由此可定义电能利用率和燃油利用率。

(2)并联混合动力涡扇发动机中,输入的电功率对外涵道推力的贡献占比远大于其对内涵道推力的贡献。

(3)并联混合动力涡扇发动机内涵道的循环类型仍然是基于布雷顿循环的实际循环。当输入的电功率增加时,热力循环过程的最大压力和最高温度降低,压缩过程与膨胀过程均变短。

(4)当输入的电功率增加时,并联混合动力涡扇发动机低压压气机出口的放气量增加,核心机流量下降、涵道比增加,涡轮前温度与总压比降低,低压轴转速增加,高压轴转速降低,各部件的稳态工作点将发生移动,可能造成部件效率下降。

(5)随着输入电功率的增加,并联混合动力涡扇发动机的核心机效率、电能利用率、燃油利用率均下降,循环效率和推进效率增加,电能利用率始终明显高于燃油利用率。

(6)由于电功率的输入以及电能的高利用效率,并联混合动力涡扇发动机的油耗与能耗均低于基准涡扇发动机。

(7)对固定航程飞行任务,电力部件造成的起飞质量增加会削弱使用并联混合动力涡扇发动机的节油与节能效果。

致 谢:感谢航空科学基金的资助,感谢王宝潼副研究员对本文提出的宝贵建议。

参考文献

[1] Jones S M, Haller W J, Tong M T. An N+3 Technology

Level Reference Propulsion System [R]. NASA TM-2017-219501.

- [2] European Commission. Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation: Maintaining Global Leadership and Serving Society's Needs[R]. KI-31-11-098-EN-C, 2011.
- [3] European Commission. Fly the Green Deal Europe's Vision for Sustainable Aviation[R]. KI-05-21-325-EN-N, 2022.
- [4] International Air Transport Association. International Air Transport Association Annual Report 2010[R]. Berlin: International Air Transport Association, 2010.
- [5] International Air Transport Association. Aircraft Technology Roadmap to 2050 [R]. Geneva: International Air Transport Association, 2019.
- [6] National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine. Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions[M]. Washington DC: National Academies Press, 2016.
- [7] Jansen R, Bowman C, Jankovsky A, et al. Overview of NASA Electrified Aircraft Propulsion Research for Large Subsonic Transports[C]. Atlanta: 53rd AIAA/SAE/ASSEE Joint Propulsion Conference, 2017.
- [8] Bradley M, Droney C. Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase II-Volume II-Hybrid Electric Design Exploration[R]. NASA CR-2015-218704.
- [9] Madavan N K, Rosario R D, Jankovsky A L. Hybrid-Electric and Distributed Propulsion Technologies for Large Commercial Transports: A NASA Perspective[R]. ARC-E-DAA-TN27231, 2015.
- [10] Perullo C, Trawick D, Armstrong M, et al. Cycle Selection and Sizing of a Single-Aisle Transport with the Electrically Variable Engine(EVE) for Fleet Level Fuel Optimization [C]. Grapevine: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017.
- [11] Ang A, Gangoli R, Kanakis T, et al. Performance Analysis of an Electrically Assisted Propulsion System for a Short-Range Civil Aircraft[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(4): 1490-1502.
- [12] Lammen W, Vankan J. Energy Optimization of Single Aisle Aircraft with Hybrid Electric Propulsion [C]. Orlando: AIAA Scitech 2020 Forum, 2020.
- [13] Yousaf R, Sarosh A, Talat H, et al. Hybrid Assisted Regenerative Turbofan Engine: A Case Study for XWB-84 Modification[C]. Indianapolis: AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, 2019.
- [14] 陈佳杰, 刘云霄, 王继强, 等. 并联混合动力齿轮传动涡扇发动机建模与性能分析[J]. 推进技术, 2022, 43(10): 210133. (CHEN Jia-jie, LIU Yun-xiao, WANG Ji-qiang, et al. Modeling and Performance Analysis of

- Parallel Hybrid Geared Turbofan Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(10): 210133.)
- [15] 雷涛,孔德林,王润龙,等. 分布式电推进飞机动力系统评估优化方法[J]. 航空学报, 2021, 42(6): 44-63.
- [16] 达兴亚,李永红,熊能,等. 翼身融合运输机分布式电推进系统设计及油耗评估[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2158-2166.
- [17] 何佳倩,苏桂英,徐雪. 大推力涡扇发动机发展分布式混合电推进系统初探[C]. 苏州: 第六届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第四十二届技术交流会暨 2021 航空发动机技术发展高层论坛, 2022.
- [18] 杨锐,屠秋野,施洋,等. 分开排气涡扇发动机的热力循环分析[J]. 航空动力学报, 2017, 32(9): 2187-2192.
- [19] European Union Aviation Safety Agency. Type Certificate Data Sheet No.E.004 for CFM56-7B Series Engines [R]. *TCDS No.E.004*, 2019.
- [20] U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration. Type Certificate Data Sheet E00056EN [R]. *TCDS Number E00056EN*, 2016.
- [21] International Civil Aviation Organization. ICAO Aircraft Engine Emissions Databank [DB/OL]. <https://www.easa.europa.eu/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>, 2022-08-19.
- [22] Trawick D, Perullo C, Armstrong M, et al. Development and Application of GT-HEAT for the Electrically Variable Engine Design[C]. *Grapevine: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2017.
- [23] Lents C, Hardin L, Rheume J, et al. Parallel Hybrid Gas-Electric Geared Turbofan Engine Conceptual Design and Benefits Analysis[C]. *Salt Lake City: 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2016.

(编辑:白鹭)