

文章编号: 1000-8055(2023)08-1909-17

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230155

航空并联混合动力专用涡扇发动机快速设计方法

刘光璧, 王步宇, 王向阳, 帅石金
(清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084)

摘 要: 为解决航空并联混合动力系统直接使用传统涡扇发动机时存在的发动机效率下降与低压压气机喘振问题, 提出了一种通过质量流量预测确定涵道比的并联混合动力专用涡扇发动机快速设计方法, 使用 PROOSIS 搭建了并联混合动力涡扇发动机模型, 对发动机设计结果进行了性能评估与能量利用分析。研究表明, 在与基准发动机相同的涡轮前总温限制下, 设计结果能够满足推力需求。与在并联混合动力系统中使用基准发动机相比, 使用设计的专用发动机时的油耗、能耗、低压压气机防喘振性能更优。混合度越高, 使用专用发动机产生的性能提升越大。由于能量利用历程不同, 发动机外涵道电能利用率远高于内涵道电能利用率和燃油利用率, 这是并联混合动力涡扇发动机节能的根本原因。

关 键 词: 并联混合动力系统; 涡扇发动机; 快速设计; 能量利用; 稳态性能

中图分类号: V235.13

文献标志码: A

Rapid design of dedicated turbofan engine for parallel hybrid propulsion system

LIU Guangbi, WANG Buyu, WANG Xiangyang, SHUAI Shijin
(Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: In order to avoid the surge of low pressure compressor and decrease of efficiency when using directly conventional turbofan engine in the parallel hybrid propulsion system, a rapid design method of dedicated turbofan engine for parallel hybrid propulsion system was proposed based on the designed bypass ratio from prediction of flow rate. A parallel hybrid turbofan engine model was developed using PROOSIS to study the performance and energy utilization of the designed dedicated engines. It was found that under the constraint on turbine inlet temperature the same as the baseline engine, the dedicated engine can provide the needed thrust. Compared with the baseline engine in the parallel hybrid propulsion system, the anti-surge performance of low pressure compressor, fuel and energy consumption of the dedicated engine were better. As degree of hybridization increased, the benefits from using dedicated engine increased. Because of the difference in the energy utilization process, the energy utilization efficiency of electric power supplied to bypass was much higher than that of electric power supplied to core and fuel, serving as a fundamental reason of saving energy when using parallel hybrid turbofan engine.

Keywords: parallel hybrid propulsion system; turbofan engine; rapid design; energy utilization; steady-state performance

收稿日期: 2023-03-14

基金项目: 航空科学基金(2020Z39058001)

作者简介: 刘光璧(1998—), 男, 硕士生, 主要从事航空混合动力推进系统建模与性能优化研究。

通信作者: 帅石金(1965—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空混合动力与电推进系统研究。E-mail: sjshuai@tsinghua.edu.cn

引用格式: 刘光璧, 王步宇, 王向阳, 等. 航空并联混合动力专用涡扇发动机快速设计方法[J]. 航空动力学报, 2023, 38(8): 1909-1925. LIU Guangbi, WANG Buyu, WANG Xiangyang, et al. Rapid design of dedicated turbofan engine for parallel hybrid propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(8): 1909-1925.

航空并联混合动力构型,是使用航空燃气涡轮发动机(涡扇发动机、涡轴发动机等)的油电混合动力推进系统的主要构型之一^[1]: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。在不同构型的航空油电混合动力推进系统中,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、电力部件功率要求低的特点,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^[2]。

并联混合动力涡扇发动机,是指应用于并联混合动力系统中的涡扇发动机,与传统推进系统中的涡扇发动机相比,其在低压轴上连接了由电池供能的电动机。根据电动机工作状态的不同,发动机主要有两种工作模式:并联工作模式和传统工作模式。在并联工作模式下,电动机的输出功率大于零,电动机和燃油同时为涡扇发动机的工作提供能量;在传统工作模式下,电动机输出功率为零,仅由燃油为发动机提供能量^[3]。

目前,在航空领域实现碳中和已成为全球共识,中国^[4]、美国^[5-6]、欧盟^[7-8]、英国^[9]、国际航空运输协会^[10]均提出了具有挑战性的航空领域节能减排规划和目标。在此背景下,航空并联混合动力系统凭借其节能减排潜力和短期内最有可能在大型客机中得到应用的优势,受到了航空业制造商和研究机构的重视。

针对大型客机中使用的并联混合动力系统,波音公司和通用电气公司^[11-12]、普惠公司^[11,13]、罗罗公司^[11,14]等航空业制造商均已经以150座级客机为背景,开展了系统概念设计与性能评估研究,验证了使用并联混合动力系统的节油与节能潜力。国内外的一些研究者也进行了并联混合动力系统的性能与收益评估研究,研究内容包括油耗、能耗、污染物排放、运营成本等^[15-18]。

当直接将传统涡扇发动机应用于并联混合动力系统时,存在低压压气机的喘振问题^[19]。虽然将低压压气机出口气体放气至外涵道能有效控制喘振裕度^[12],但在较高的电功率输入下,又存在低压压气机出口放气量过大、发动机部件效率与燃油能量利用效率明显下降等问题^[2]。因此,有必要设计并联混合动力系统专用的涡扇发动机,即并联混合动力专用涡扇发动机。

针对并联混合动力专用涡扇发动机的热力循

环参数设计,Sielemann等人^[20]使用了多设计点设计方法,给出了同时满足最大起飞推力、最大爬升推力和最大巡航推力要求的设计结果。Sahoo等人^[21]在基准发动机基础上降低了核心机质量流量(下文简称流量),增大了涵道比。与在并联混合动力系统中直接使用基准发动机相比,使用专用发动机时的油耗与能耗更低,低压压气机喘振裕度更高。当并联混合动力涡扇发动机提供某一特定推力时,提高输入的电功率可降低涡轮前总温,这一特性也在专用发动机的设计中得到利用。Ang等人^[22]使用相似准则在基准发动机基础上进行了缩比设计,并利用上述特性,在与基准发动机相同的涡轮前总温限制下,使缩比设计结果满足推力要求。Lents等人^[23-24]以改善发动机巡航状态下的性能为目的,较基准发动机提高了巡航推力下的涡轮前总温。并利用上述特性,在满足推力要求的同时,使设计结果在起飞、爬升推力下的涡轮前总温与基准发动机相同。

现有的并联混合动力专用涡扇发动机的热力循环参数设计方法,往往是针对特定的电功率输入策略提出的,缺乏具有一定通用性的设计方法。此外,当研究主要在并联混合动力系统的系统层级开展,需要针对不同的电功率输入大小,设计多个并联混合动力专用涡扇发动机时,已有的设计方法较为烦琐,给此类研究带来了一定的困难。缺少能够在满足各个工作点推力要求的前提下,快速给出设计结果的设计方法。

针对上述问题,本文以基准发动机的热力循环参数为基础,通过预测有电功率输入时的内涵道、外涵道流量,确定专用发动机的涵道比设计结果,提出了一种设计快速、流程化、通用性较强的并联混合动力专用涡扇发动机的热力循环参数设计方法,并对设计得到的专用发动机进行了性能评估与能量利用分析。

1 发动机模型介绍

1.1 发动机模型的搭建

本文使用航空发动机性能模拟软件PROOS-IS搭建了分开排气大涵道比涡扇发动机的变比热零维模型,用于模拟传统涡扇发动机的稳态性能。

在上述传统涡扇发动机模型的基础上,通过向发动机低压轴进行功率输入,对向低压轴输入电功率进行模拟,得到并联混合动力涡扇发动机模型,可模拟不同电功率输入下的发动机稳态性

能。图 1 给出了并联混合动力涡扇发动机模型的结构示意图,并同时标明了本文所使用的发动机

站位编号, 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。

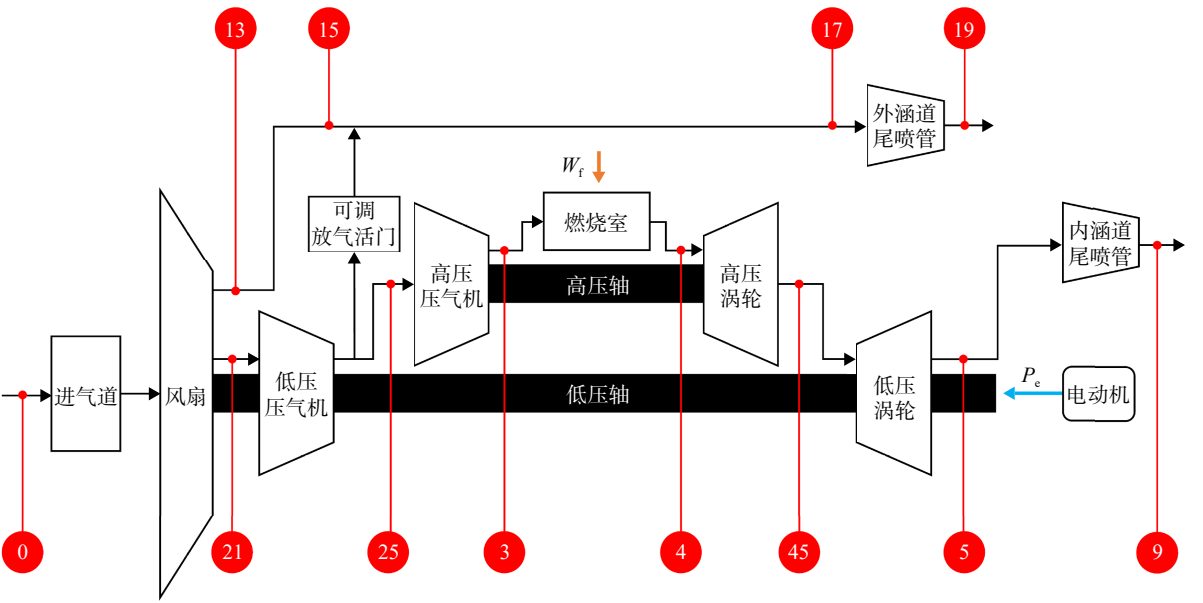


图 1 并联混合动力涡扇发动机的结构示意图

Fig. 1 Diagram of parallel hybrid turbofan engine

本文使用能量混合度 H_e 描述并联混合动力涡扇发动机的电力混合程度,式(1)给出了能量混合度 H_e 的定义式,它代表电功率输入的电能占发动机消耗的总能量的比例,式中 Q 为燃油低热值,取 $Q = 43.124 \text{ MJ/kg}$ 。

$$H_e = \frac{P_e}{W_f Q + P_e}$$

(1)

对上述传统涡扇发动机模型和并联混合动力涡扇发动机模型,部件特性图由大涵道比涡扇发动机部件通用特性图经过缩放获得。通过对部件特性图、尾喷管出口面积等模型参数进行调整,可实现对不同的发动机设计结果进行性能模拟。

进行发动机稳态性能模拟时,使用牛顿-拉夫逊法进行求解,并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,不进行低压压气机出口放气;反之则调节出口放气量,维持喘振裕度达到所设的下限 15%。对传统涡扇发动机模型,性能模拟时的控制量为燃油流量 W_f 和低压压气机出口放气量;对并联混合动力涡扇发动机模型,性能模拟时的控制量为燃油流量 W_f 、能量混合度 H_e 和低压压气机出口放气量。

1.2 基准发动机介绍

本文以爬升段末端作为设计点^[25],设计得到某一分开排气大涵道比涡扇发动机,以此作为本

文的基准发动机。国际标准大气下,基准发动机在最大爬升推力、最大起飞推力、最大巡航推力工作点的主要性能参数如表 1 所示(每台发动机的客舱引气量为 0.5625 kg/s ^[26],功率提取为 80 kW ^[27])。在最大起飞推力工作点下,表 2 将基准发动机的性能参数与 CFM56-7B26 发动机的公开资料数据^[28-30]进行了对比,两者性能参数的偏差很小,这表明基准发动机的性能水平与真实发动机相近,具有合理性。

表 1 基准发动机主要工作点的参数

Table 1 Baseline engine parameters of main operating points

参数	数值		
	爬升 (设计点)	起飞	巡航
高度 H/m	10 668	0	10 668
马赫数 Ma	0.8	0	0.8
进气量/ (kg/s)	182.46	405.67	169.38
涵道比	4.9	5.17	5.22
总压比	34.6	27.25	29.23
涡轮前总温/ K	1 560	1 625	1 446.25
推力/ kN	30.15	116.93	23.26
燃油流量/ (kg/s)	0.539	1.191	0.421

表 2 基准发动机与 CFM56-7B26 发动机的参数对比

($H = 0, Ma = 0$)Table 2 Comparison of parameters between baseline engine and CFM56-7B26 engine ($H = 0, Ma = 0$)

参数	数值		相对偏差/%
	基准发动机	CFM56-7B26	
涵道比	5.17	5.1	1.37
总压比	27.25	27.7	-1.62
推力/kN	116.93	116.99	-0.05
燃油流量/(kg/s)	1.191	1.213	-1.81

对分开排气涡扇发动机,存在发动机有效功在内涵道和外涵道之间的最佳分配:在给定发动机总压比、涡轮前总温、涵道比、各部件效率的情况下,随着外涵道风扇压比的增加,从内涵道传递至外涵道的有效功增加,外涵道气流排气速度增加,外涵道推力增大;而内涵道气流排气速度下降,内涵道推力减小。因此存在对应有效功在内外涵道之间最佳分配的外涵道风扇压比,使发动机的单位推力最大且耗油率最低^[31]。

图 2(a)和图 2(b)给出了将发动机总压比、涡轮前总温、涵道比、各部件效率的取值固定为基准发动机的设计点参数的情况下,改变外涵道风扇压比 $\pi_{\text{fan-bypass}}$ 时,发动机单位推力 F_s 与耗油率 S_{fc} 的变化情况。由图 2 可知,基准发动机设计点的外涵道风扇压比选取,对应了单位推力最大且耗油率最低的有效功最佳分配情况。

杨锐等人^[32]在分开排气涡扇发动机的热力循环研究中,给出了有效功在内外涵道间最佳分配的判据,如式(2)所示,其中 v_9^{id} 为内涵道理想排气速度, v_{19}^{id} 为外涵道理想排气速度, $\eta_{\text{fan-bypass}}$ 和 η_{lpt} 分别为外涵道风扇和低压涡轮的等熵效率。

$$\frac{v_{19}^{\text{id}}}{v_9^{\text{id}}} \approx \eta_{\text{fan-bypass}} \eta_{\text{lpt}} \quad (2)$$

图 2(c)给出了改变外涵道风扇压比时,外涵道和内涵道理想排气速度之比的变化情况,并和外涵道风扇与低压涡轮等熵效率的乘积进行了比较。由图 2 可知,当有效功在内外涵道间最佳分配时,式(2)给出的判据近似成立,外涵道理想排气速度和内涵道理想排气速度之比略低于外涵道风扇与低压涡轮等熵效率的乘积。这是因为文献^[32]在对有效功从内涵道传递至外涵道的过程进行分析时,未考虑气体流出外涵道风扇后,外涵道流道总压损失产生的影响。

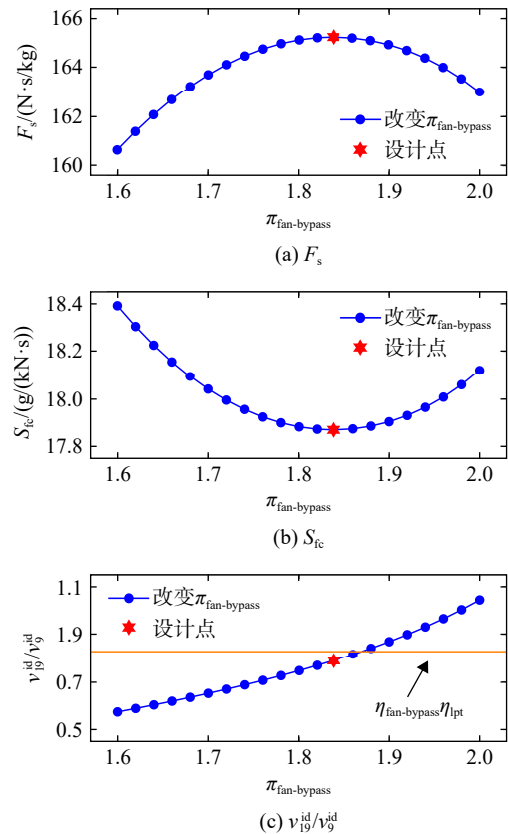


图 2 外涵道风扇压比对发动机性能参数的影响

Fig. 2 Influence of bypass fan pressure ratio on engine performance

2 专用发动机的快速设计

2.1 快速设计方法介绍

2.1.1 快速设计方法设计思路

传统涡扇发动机是在无电功率输入的情况下设计得到的,当将其直接应用于并联混合动力系统时,因存在电功率输入,需求的涡轮功率下降,涡轮流量降低,出现涡轮和低压压气机流量的不匹配,进而导致低压压气机工作点向喘振线移动,产生喘振问题^[19]。同时,电功率的输入也将使部件的工作点偏离其设计状态,造成发动机部件效率、燃油能量利用效率下降等问题^[2]。针对上述问题,最根本的解决方案就是在有电功率输入的情况下进行涡扇发动机的设计,即设计并联混合动力系统专用的涡扇发动机。

本文提出的并联混合动力专用涡扇发动机快速设计方法,以基准发动机的热力循环参数为基础进行设计。选取基准发动机的设计点(爬升段末端)作为专用发动机的设计点;在设计点下,专用发动机的涡轮前总温、总压比、各部件效率、各部件压比(风扇与低压、高压压气机)取值与基

准发动机相同。要求专用发动机的设计点推力与基准发动机一致,并提供数值相同的客舱引气和功率提取量。

按上述方式进行设计时,由于专用发动机增加了电功率输入,需要的涡轮输出功率下降,因此需要在基准发动机基础上减小内涵道流量。同时,在与基准发动机相同的总压比和涡轮前总温下,内涵道流量的下降将造成内涵道推力的减小,为保证设计点推力与基准发动机一致,需要同时增大外涵道流量。

2.1.2 设计点涵道比确定

在上述设计思路下,设计的第一步为确定专用发动机的涵道比。记 B_{des} 为快速设计方法设计得到的涵道比,下文将介绍 B_{des} 的确定方法。

在设计点下,设基准发动机内涵道和外涵道的流量分别为 $W_{\text{core}}^{\text{base}}$ 和 $W_{\text{bypass}}^{\text{base}}$,设专用发动机内涵道与外涵道流量的预测值分别为 $W_{\text{core}}^{\text{pre}}$ 和 $W_{\text{bypass}}^{\text{pre}}$ 。与基准发动机相比,设专用发动机内、外涵道的流量缩放系数预测值分别为 s_{core} 和 s_{bypass} ,则有

$$W_{\text{core}}^{\text{pre}} = s_{\text{core}} W_{\text{core}}^{\text{base}} \quad (3)$$

$$W_{\text{bypass}}^{\text{pre}} = s_{\text{bypass}} W_{\text{bypass}}^{\text{base}} \quad (4)$$

在进行专用发动机的快速设计时,专用发动机的设计点与基准发动机相同,在设计点下,专用发动机的涡轮前总温、总压比、各部件效率、各部件压比(风扇与低压、高压压气机)取值均与基准发动机一致。在上述前提下,在确定涵道比设计结果 B_{des} 的过程中,提出“单位参数一致假设”,即假设在设计点下,专用发动机的以下参数均与基准发动机一致:

- 1) 内涵道、外涵道单位流量气体各自产生的推力。
- 2) 内涵道单位流量气体消耗的燃油。
- 3) 内涵道单位流量气体消耗的内涵道风扇压缩功、低压压气机压缩功。
- 4) 外涵道单位流量气体消耗的外涵道风扇压缩功。
- 5) 内涵道单位流量气体产生的低压涡轮输出功率。

在设计点下,设基准发动机内涵道和外涵道的推力分别为 $F_{\text{core}}^{\text{base}}$ 和 $F_{\text{bypass}}^{\text{base}}$,在要求专用发动机产生和基准发动机相同的推力时,根据单位参数一致假设,可得关系式

$$\frac{F_{\text{bypass}}^{\text{base}}}{W_{\text{bypass}}^{\text{base}}} W_{\text{bypass}}^{\text{pre}} + \frac{F_{\text{core}}^{\text{base}}}{W_{\text{core}}^{\text{base}}} W_{\text{core}}^{\text{pre}} = F_{\text{bypass}}^{\text{base}} + F_{\text{core}}^{\text{base}} \quad (5)$$

在设计点下,设基准发动机的燃油流量为 $W_{\text{f}}^{\text{base}}$,专用发动机燃油流量的预测值为 $W_{\text{f}}^{\text{pre}}$,根据单位参数一致假设,有

$$W_{\text{f}}^{\text{pre}} = \frac{W_{\text{f}}^{\text{base}}}{W_{\text{core}}^{\text{base}}} W_{\text{core}}^{\text{pre}} \quad (6)$$

根据式(1)给出的能量混合度 H_e 的定义式,在专用发动机设计点的能量混合度为 H_e 时,输入电功率预测值 P_e^{pre} 和燃油流量预测值 $W_{\text{f}}^{\text{pre}}$ 满足以下关系

$$H_e = \frac{P_e^{\text{pre}}}{P_e^{\text{pre}} + W_{\text{f}}^{\text{pre}} Q} \quad (7)$$

设 $P_{\text{fan-core}}^{\text{base}}$ 、 $P_{\text{fan-bypass}}^{\text{base}}$ 和 $P_{\text{lpc}}^{\text{base}}$ 分别为基准发动机设计点的内涵道风扇、外涵道风扇和低压压气机的压缩功率大小, $P_{\text{lpt}}^{\text{base}}$ 为基准发动机设计点的低压涡轮输出功率大小,低压轴的机械效率为 η_l ,则基准发动机设计点的低压轴功率平衡方程为

$$P_{\text{fan-core}}^{\text{base}} + P_{\text{fan-bypass}}^{\text{base}} + P_{\text{lpc}}^{\text{base}} = \eta_l P_{\text{lpt}}^{\text{base}} \quad (8)$$

根据单位参数一致假设,在设计点下,专用发动机的低压轴功率平衡方程为

$$\frac{P_{\text{fan-bypass}}^{\text{base}}}{W_{\text{bypass}}^{\text{base}}} W_{\text{bypass}}^{\text{pre}} + \frac{(P_{\text{fan-core}}^{\text{base}} + P_{\text{lpc}}^{\text{base}})}{W_{\text{core}}^{\text{base}}} W_{\text{core}}^{\text{pre}} = \eta_l \left(P_e^{\text{pre}} + \frac{P_{\text{lpt}}^{\text{base}}}{W_{\text{core}}^{\text{base}}} W_{\text{core}}^{\text{pre}} \right) \quad (9)$$

联立式(3)~式(9),可解得内涵道流量缩放系数预测值 s_{core} 、外涵道流量缩放系数预测值 s_{bypass} 和输入电功率预测值 P_e^{pre} 分别为

$$s_{\text{core}} = \frac{P_{\text{fan-bypass}}^{\text{base}} \left(1 + \frac{F_{\text{core}}^{\text{base}}}{F_{\text{bypass}}^{\text{base}}} \right)}{\eta_l \left(\frac{H_e W_{\text{f}}^{\text{base}} Q}{1 - H_e} \right) + P_{\text{fan-bypass}}^{\text{base}} \left(1 + \frac{F_{\text{core}}^{\text{base}}}{F_{\text{bypass}}^{\text{base}}} \right)} \quad (10)$$

$$s_{\text{bypass}} = 1 + \frac{F_{\text{core}}^{\text{base}}}{F_{\text{bypass}}^{\text{base}}} (1 - s_{\text{core}}) \quad (11)$$

$$P_e^{\text{pre}} = \frac{H_e W_{\text{f}}^{\text{base}} Q}{1 - H_e} s_{\text{core}} \quad (12)$$

以外涵道流量预测值 $W_{\text{bypass}}^{\text{pre}}$ 和内涵道流量预测值 $W_{\text{core}}^{\text{pre}}$ 之比作为涵道比设计结果 B_{des} ,则有

$$B_{\text{des}} = \frac{W_{\text{bypass}}^{\text{pre}}}{W_{\text{core}}^{\text{pre}}} \quad (13)$$

设基准发动机设计点的涵道比为 B_{base} , 则有

$$B_{\text{base}} = \frac{W_{\text{bypass}}^{\text{base}}}{W_{\text{core}}^{\text{base}}} \quad (14)$$

联立式(3)~式(4)、式(10)~式(11)、式(13)~式(14), 可得涵道比设计结果 B_{des} 为

$$B_{\text{des}} = B_{\text{base}} \left(1 + \frac{H_e}{1 - H_e} \cdot \frac{\eta_l W_f^{\text{base}} Q}{P_{\text{fan-bypass}}^{\text{base}}} \right) \quad (15)$$

对设计点的能量混合度为 H_e 的专用发动机, 式(15)即为快速设计方法给出的涵道比设计结果。使用此式, 可根据基准发动机的设计点参数快速得到涵道比设计结果。

2.1.3 设计点流量确定

对设计点的能量混合度为 H_e , 总压比、涡轮前总温、部件压比、部件效率等参数均与基准发动机相同的专用发动机, 在要求其在设计点提供与基准发动机相同百分比(指客舱引气量占内涵道流量的百分比、功率提供量占高压涡轮输出功率的百分比)的客舱引气和功率提供量时, 若将内涵道流量、外涵道流量、输入电功率取为式(10)~式(12)给出的预测结果, 分析易知, 专用发动机的流量连续和功率平衡方程组将自动成立, 发动机设计点性能模拟结果也证实了这一点。

因此, 对以下两种情况, 式(10)~式(12)给出的内外涵道流量与输入电功率预测结果满足流量连续和功率平衡方程组, 可直接作为专用发动机的设计结果: ①在设计点下, 专用发动机与设计时参照的基准发动机的功率提取和客舱引气量均为零; ②在设计点下, 要求专用发动机提供与基准发动机百分比相同的功率提取和客舱引气量。

但本文要求专用发动机提供与基准发动机数值相同而非百分比相同的客舱引气和功率提供量, 分析可知, 若将内涵道流量、外涵道流量、输入电功率取为式(10)~式(12)给出的预测结果, 专用发动机的流量连续与功率平衡方程组将无法成立, 会存在较小的不平衡。

因此, 设计的第二步为确定能量混合度为 H_e 、涵道比为 B_{des} 的专用发动机在设计点下的实际流量。

本文使用 PROOSIS 软件完成该步设计。设计点下, 涵道比为 B_{des} , 总压比、涡轮前总温、部件压比、部件效率等均与基准发动机相同, 电功率输入满足能量混合度为 H_e , 且要求专用发动机的推力、客舱引气和功率提供量均与基准发动机一

致, 分别为 30.15 kN、0.562 5 kg/s 和 80 kW。基于性能模拟结果, 可确定专用发动机设计点下实际的内涵道和外涵道流量, 并同时确定涡轮膨胀比、尾喷管出口面积等设计点参数。

图 3 给出了设计点下, 当能量混合度 H_e 不同时, 专用发动机的流量预测值、实际的流量设计值以及基准发动机流量的对比情况。由图 3 可知, 与流量预测值相比, 流量设计值存在较小的增加, 这是因为在进行专用发动机设计时, 需要在减小内涵道流量的同时, 保持固定数值的客舱引气和功率提取。此外, 随着设计点能量混合度的增加, 专用发动机的流量也随之上升。这是因为内涵道的单位推力高于外涵道, 在内涵道流量减小后, 为保持推力不变, 需要的外涵道流量增加量要大于内涵道流量减小量。

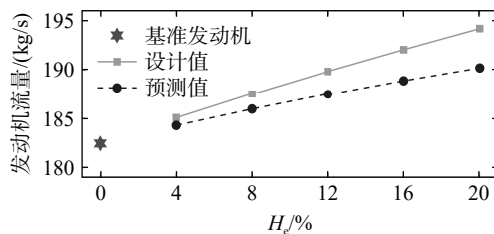


图 3 发动机流量的对比

Fig. 3 Comparison of engine mass flow rate

按照上文内容, 使用提出的快速设计方法依次确定专用发动机设计点的涵道比和流量后, 便完成了专用发动机设计点的参数设计, 下文中, 将这一设计结果称为“快速设计结果”。

对并联混合动力系统使用的涡扇发动机, 与发动机设计点的能量混合度相比, 运行时采用的能量混合度可以不同。下文中, 将发动机设计点的能量混合度称为设计能量混合度 H_e^{des} , 简称为设计混合度; 将发动机运行时采用的能量混合度称为运行能量混合度 H_e^{work} , 简称为运行混合度。对基准发动机, 其设计混合度视为零。

2.1.4 快速设计方法的特点与应用方式

本文提出的并联混合动力专用涡扇发动机快速设计方法, 通过预测有电功率输入时的内外涵道流量, 给出涵道比的设计公式, 可用于设计不同混合度的专用发动机, 具有设计快速、流程化、通用性较强的特点。

该快速设计方法最基本的应用方式为: 设计得到专用发动机以在并联混合动力系统中使用。除此之外, 此方法还有以下 2 种应用方式:

1) 以快速设计方法的设计结果为基础, 通过调整外涵道风扇压比进行非必须的可选修正, 将有效功分配由接近最佳分配修正为满足最佳分配, 获得极小的性能提升。

2) 以快速设计方法的设计结果为基础, 通过减小涵道比, 设计得到流量与基准发动机相同的专用发动机。采用该方式进行设计, 能够大幅缩短设计耗时。

快速设计方法的上述2种应用方式将分别于文中第2.2节和第2.3节中进行介绍。

2.2 快速设计结果的修正

如文中第1.2节所述, 在设计点下, 基准发动机的有效功在内外涵道间最佳分配。但研究后发现, 文中第2.1节给出的专用发动机快速设计结果, 其有效功的分配与最佳分配存在较小的偏差。在此情况下, 可以对快速设计结果进行修正, 以实现有效功在内外涵道间最佳分配。

由下文可知, 这一修正具有性能收益, 但收益极小。因此该修正属于非必须的可选修正。

修正方法如下: ①设计点的涵道比取为与快速设计结果相同的 B_{des} ; 总压比、涡轮前总温、除外涵道风扇压比外的部件压比、部件效率等参数均与基准发动机相同; 要求提供与基准发动机相同的推力、客舱引气与功率提供量。②在设计混合度 H_e^{des} 下, 调整外涵道风扇压比为对应有效功最佳分配的取值, 并确定相应的内涵道与外涵道流量、涡轮膨胀比、尾喷管出口面积等设计点参数, 以此作为修正后的设计结果。

经过上述修正后, 有效功在内外涵道间的分配由接近最佳分配修正为满足最佳分配。下文中将这一设计结果称为“快速设计修正结果”。

图4给出了不同的设计混合度 H_e^{des} 下, 以快速设计结果的设计点性能为基准, 快速设计修正结果的单位推力 F_s 的相对变化 ΔF_s 与耗油率 S_{fc} 的相对变化 ΔS_{fc} 。由图4可知, 对快速设计结果进行修正可以提高单位推力并降低耗油率, 具有性能收益, 且该收益随设计混合度的上升而增加。但产生的性能收益极小, 当设计混合度 H_e^{des} 为20%时, 单位推力与耗油率的相对变化均小于0.05%。这表明, 快速设计结果的有效功分配虽然不是最佳分配, 但与最佳分配非常接近, 性能差异很小。

图5给出了不同发动机在设计点下的外涵道与内涵道理想排气速度之比 v_{19}^d/v_9^d 的对比情况。

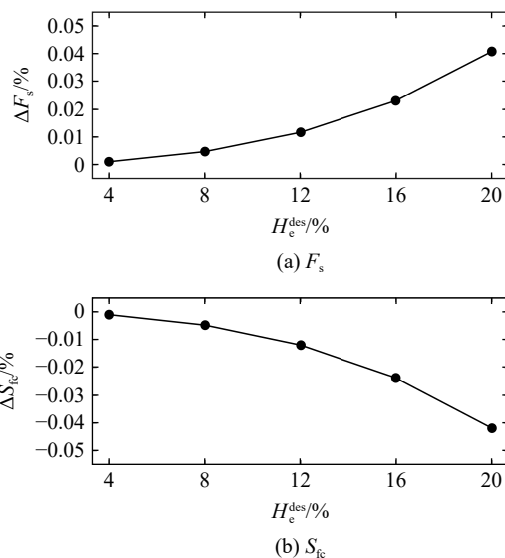


图4 修正快速设计结果的性能收益

Fig. 4 Benefits from correction of the rapid design result

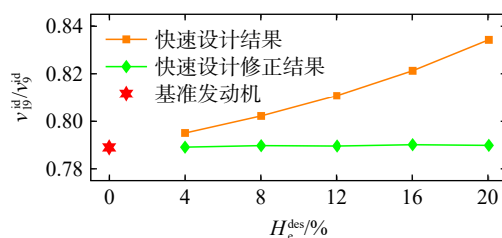


图5 外涵道与内涵道理想排气速度之比的比较

Fig. 5 Comparison of the ratio of bypass and core ideal exhaust velocity

由图5可知, 不同的设计混合度下, 专用发动机快速设计修正结果的理想排气速度之比 v_{19}^d/v_9^d 几乎相同, 并且和基准发动机基本一致。由于快速设计修正结果和基准发动机的有效功分配均为最佳分配, 这表明: 对总压比、涡轮前总温、各部件效率与基准发动机相同的并联混合动力涡扇发动机, 有效功最佳分配时的外涵道与内涵道理想排气速度之比, 与基准发动机相比几乎不变。

上述结果同时表明: 对于有电功率输入的并联混合动力涡扇发动机, 外涵道与内涵道理想排气速度之比 v_{19}^d/v_9^d 仍然可作为有效功在内外涵道间最佳分配的判据。

此外, 由图5可知, 快速设计结果的理想排气速度之比 v_{19}^d/v_9^d 与有效功最佳分配情况下的比例很接近, 这也是快速设计结果的有效功分配非常接近最佳分配的原因。

2.3 基于快速设计结果的专用发动机设计

由图3可知, 与基准发动机相比, 专用发动机

快速设计结果的发动机流量有一定程度的增加(例如:设计混合度分别为8%与20%时,流量分别增加2.8%与6.4%)。因此,如果需要得到流量更低的专用发动机设计结果,可在此基础上进行进一步设计:以快速设计结果为基础,降低专用发动机的涵道比,进而降低流量。

按照上述思路,本节将给出设计点流量与基准发动机相同的专用发动机设计结果,称为“同流量设计结果”。此外,由本节内容可知,基于快速设计结果进行设计,能够大幅缩短同流量设计结果的设计耗时。

同流量设计结果的设计方法如下:①设计点下,发动机流量、总压比、涡轮前总温、除外涵道风扇压比外的部件压比、部件效率等参数的取值均与基准发动机相同。涵道比遍历方式为:以快速设计结果的涵道比 B_{des} 为起点向下进行遍历。②在设计混合度 H_e^{des} 下,遍历调整涵道比和内涵道风扇压比,并确定各个涵道比下对应有效功最佳分配的外涵道风扇压比。③在不同涵道比的有效功最佳分配结果中,推力与基准发动机相同的即为同流量设计结果。

图6对比了设计点下的基准发动机、专用发动机的快速设计结果和同流量设计结果的涵道比 B 。图7则对比了外涵道风扇压比。

由图6可知,当设计混合度增加时,同流量设计结果的涵道比随之增加,这是需求的低压涡轮

输出功率随设计混合度的增加而减少造成的。与快速设计结果相比,由于同流量设计结果的流量与基准发动机相同,因此其涵道比要小于快速设计结果。随着设计混合度的增加,同流量设计结果与快速设计结果的涵道比差值增大。由于同流量设计结果的涵道比更小,所以可推测其耗油率也会比快速设计结果高一些。

此外,由图6可知,快速设计结果的涵道比与同流量设计结果的差值,要明显小于基准发动机的涵道比与同流量设计结果的差值。当设计混合度为4%时,前者相对后者的减小百分比为78%;当设计混合度为20%时,减小百分比为77%。这表明以快速设计结果涵道比作为起点向下进行涵道比遍历,与以基准发动机涵道比作为起点向上遍历相比,能大幅减小需要遍历的涵道比范围,大幅缩短同流量设计结果的设计耗时。

由图7可知,快速设计修正结果的外涵道风扇压比要低于快速设计结果,当设计混合度增加时,这一差值变大。这是因为快速设计结果的外涵道内涵道理想排气速度之比 v_{19}^0/v_9^0 大于对应最佳分配的比例,需要在快速设计结果基础上降低外涵道风扇压比,以增大内涵道分配的有效功,才能实现有效功最佳分配。

对分开排气涡轮发动机,当其余参数相同时,涵道比越小,对应有效功最佳分配的外涵道风扇压比越大^[31]。因此,与同样满足有效功最佳分配的快速设计修正结果相比,同流量设计结果的外涵道风扇压比明显更高。

3 设计结果的设计点性能

3.1 发动机性能对比

本节中,将对在并联混合动力系统中使用基准发动机、专用发动机的快速设计结果、专用发动机的同流量设计结果这3种情况下的发动机性能进行对比。

并联混合动力涡轮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,因此在评估能耗时需要考虑电能消耗。已有研究^[2]定义了发动机的换算推力比油耗 $S_{\text{fc,cor}}$,如式(16)所示,用以衡量包含电能消耗的发动机能耗,本文也以此参数描述发动机能耗。传统涡轮发动机的输入电功率 P_e 为零,换算推力比油耗 $S_{\text{fc,cor}}$ 等于耗油率 S_{fc} 。

$$S_{\text{fc,cor}} = \left(W_f + \frac{P_e}{Q} \right) / F \quad (16)$$

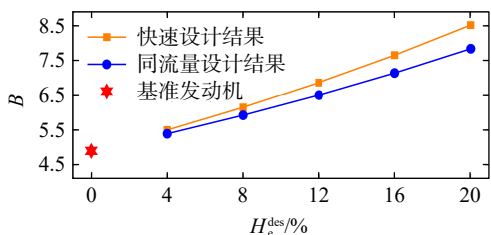


图6 发动机涵道比的比较

Fig. 6 Comparison of bypass ratio

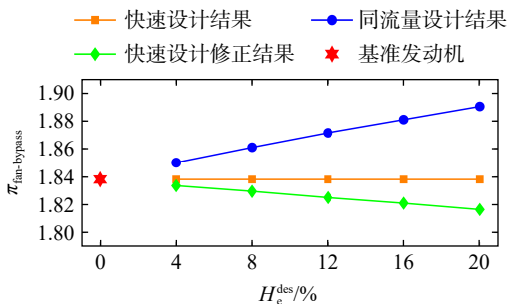


图7 发动机外涵道风扇压比的比较

Fig. 7 Comparison of bypass fan pressure ratio

在国际标准大气(international standard atmosphere, ISA)的爬升推力($H=10\,668\text{ m}$, $Ma=0.8$, $F=30.15\text{ kN}$)下,对不同的运行混合度 H_e^{work} ,图8对比了当分别在并联混合动力系统中使用基准发动机、设计混合度等于运行混合度的专用发动机快速设计结果、设计混合度等于运行混合度的专用发动机同流量设计结果时的性能参数,包括耗油率 S_{fc} 、换算推力比油耗 $S_{fc,cor}$ 、单位推力 F_s 和低压压气机出口放气量 $W_{bld-lpc}$ 。

由图8(a)和图8(b)可知,与无电功率输入的基准发动机相比,使用并联混合动力发动机能明显降低油耗与能耗,当运行混合度增加时,节油与节能效果提高。由于专用发动机是在有电功率输入的情况下设计得到,所以快速设计结果和同流量设计结果的油耗与能耗均明显低于并联混合动力系统中的基准发动机。混合度越高,与在并

联混合动力系统中使用基准发动机相比,使用专用发动机产生的油耗与能耗收益越大。此外,快速设计结果的油耗和能耗要比同流量设计结果更低。

由图8(c)可知,快速设计结果的单位推力小于同流量设计结果,而直接在并联混合动力系统中使用基准发动机时,单位推力介于两者之间。

由图8(d)可知,当直接在并联混合动力系统中使用基准发动机时,由于存在低压压气机的喘振问题,随着运行混合度的提高,为控制低压压气机的喘振裕度,需要的出口放气量急剧上升。而对设计混合度等于运行混合度的快速设计结果和同流量设计结果,由于其针对有电功率输入的情况进行设计,无需放气便可以满足喘振裕度要求,低压压气机的喘振问题得到根本性解决。

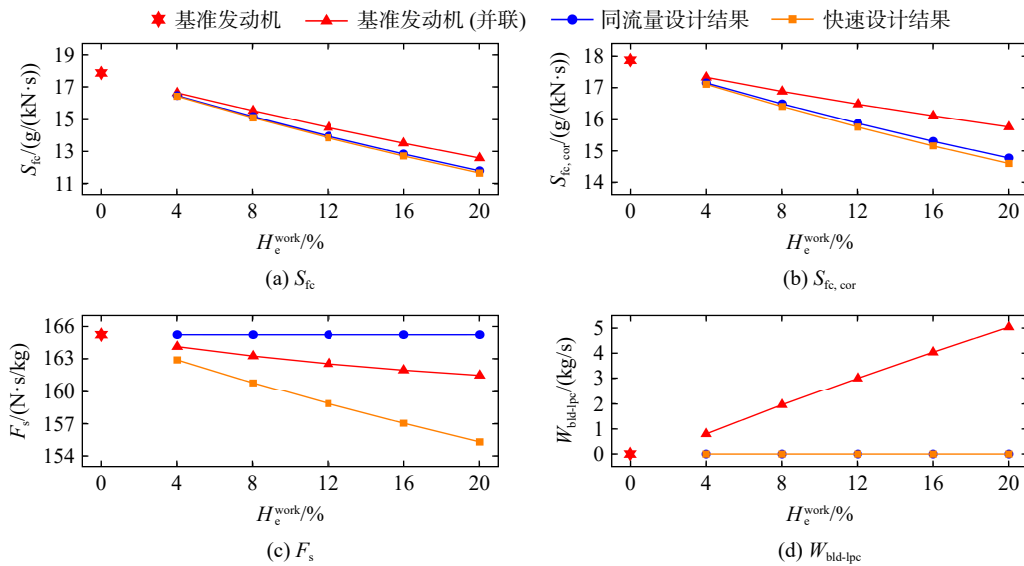


图8 发动机性能参数的比较 ($H=10\,668\text{ m}$, $Ma=0.8$, $F=30.15\text{ kN}$, ISA)

Fig. 8 Comparison of engine performance ($H=10\,668\text{ m}$, $Ma=0.8$, $F=30.15\text{ kN}$, ISA)

由上述分析可知,在设计点下,专用发动机的油耗、能耗、低压压气机防喘振性能均优于并联混合动力系统中的基准发动机。并且混合度越高,使用专用发动机产生的性能提升越大。

3.2 发动机能量利用分析

本节将对并联混合动力涡扇发动机的能量利用过程进行分析,在已有研究^[2]的基础上,给出并联混合动力涡扇发动机的电功率能量利用效率明显高于燃油能量利用效率的原因,对并联混合动力涡扇发动机的节能原因做出进一步阐释。

关于并联混合动力涡扇发动机热力循环的已有研究对发动机有效循环功 L_c 的来源进行了划分,确定了分别来源于燃油燃烧和电功率输入的有效循环功 L_c^f 和 L_c^e ,并由此定义了燃油利用率 η_f 和电能利用率 η_e ,如式(17)和式(18)所示,用于分别描述燃油和输入电功率的能量利用效率。根据其研究结果,发电机的电能利用率要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^[2]。

$$\eta_f = \frac{L_c^f}{W_f Q} \quad (17)$$

$$\eta_e = \frac{L_c^e}{P_e} \quad (18)$$

上述研究结果虽然对并联混合动力涡扇发动机实现节能的原因进行了阐释,但并没有对电能利用率明显高于燃油利用率这一现象进行解释。本文将在这一研究的基础上,进一步分析并联混合动力涡扇发动机的能量利用过程,给出电能利用率明显高于燃油利用率的原因。

设外涵道风扇、内涵道风扇、低压压气机的压缩功率大小分别为 $P_{\text{fan-bypass}}$ 、 $P_{\text{fan-core}}$ 和 P_{lpc} , 则低压轴上风扇与压气机的总消耗功率中, 外涵道风扇消耗功率的占比 α 为

$$\alpha = \frac{P_{\text{fan-bypass}}}{P_{\text{fan-bypass}} + P_{\text{fan-core}} + P_{\text{lpc}}} \quad (19)$$

低压轴上风扇与压气机消耗的功率来自低压涡轮输出功率 P_{lpt} 和输入的电功率 P_e , 当 P_{lpt} 和 P_e 在外涵道风扇、内涵道风扇、低压压气机中进行分配时, 应当是按照各部件消耗功率的占比进行分配, 即直接输入外涵道风扇的电功率为 αP_e , 输入外涵道风扇的低压涡轮输出功率为 αP_{lpt} , 而输入内涵道的电功率和低压涡轮输出功率分别为 $(1-\alpha)P_e$ 和 $(1-\alpha)P_{\text{lpt}}$ 。设直接输入外涵道风扇的电功率为 $P_{\text{e-bypass}}$, 输入内涵道的电功率为 $P_{\text{e-core}}$, 则有

$$P_{\text{e-bypass}} = \alpha P_e \quad (20)$$

$$P_{\text{e-core}} = (1-\alpha)P_e \quad (21)$$

已有的研究指出, 由于内涵道气体总焓增加量的一部分来源于输入发动机的电功率 P_e , 因此低压涡轮输出功率 P_{lpt} 中, 有占比 k_1 的部分来自电功率 P_e [2]。实际上, 由于直接输入外涵道风扇的电功率 $P_{\text{e-bypass}}$ 仅参与外涵道的热力循环, 因此低压涡轮输出功率中电功率的贡献量 $k_1 P_{\text{lpt}}$ 完全来自输入内涵道的电功率 $P_{\text{e-core}}$ 。

对输入内涵道的电功率 $P_{\text{e-core}}$ 贡献的低压涡轮输出功率 $k_1 P_{\text{lpt}}$, 同样按照各部件消耗功率的占比进行分配, 即占比 α 的部分输入外涵道风扇, 其余部分输入内涵道。

下面, 将对来源于电功率输入的有效循环功 L_c^e 进一步进行来源划分, 确定分别来源于直接输入外涵道风扇的 $P_{\text{e-bypass}}$ 和输入内涵道的 $P_{\text{e-core}}$ 的有效循环功 $L_c^{\text{e-bypass}}$ 和 $L_c^{\text{e-core}}$ 。

已有研究 [2] 将发动机有效循环功 L_c 划分为从内涵道尾喷管喷出的气体产生的有效循环功

$L_{c\text{-core}}$ 和从外涵道尾喷管喷出的气体产生的有效循环功 $L_{c\text{-bypass}}$ 。直接输入外涵道风扇的 $P_{\text{e-bypass}}$ 仅参与了外涵道的热力循环, 因此来自 $P_{\text{e-bypass}}$ 的有效循环功 $L_c^{\text{e-bypass}}$ 完全存在于 $L_{c\text{-bypass}}$ 内。

设外涵道风扇消耗的功率中, $P_{\text{e-bypass}}$ 所占比例为 r_1 , 则有

$$r_1 = \frac{P_{\text{e-bypass}}}{P_{\text{e-bypass}} + \alpha P_{\text{lpt}}} = \frac{P_e}{P_e + P_{\text{lpt}}} \quad (22)$$

当低压压气机出口放气量为零时, $L_{c\text{-bypass}}$ 完全来自流经外涵道风扇的气体, 则 r_1 即为 $L_{c\text{-bypass}}$ 中 $L_c^{\text{e-bypass}}$ 所占的比例, 有

$$L_c^{\text{e-bypass}} = r_1 L_{c\text{-bypass}} \quad (23)$$

当低压压气机出口放气量大于零时, 由外涵道尾喷管喷出的气体包括两部分: 流经外涵道风扇的气体 and 通过放气进入外涵道的气体。在计算 $L_{c\text{-bypass}}$ 前, 需要确定流经外涵道风扇的气体产生的有效循环功占 $L_{c\text{-bypass}}$ 的比例。

已有的研究定义了“等熵完全膨胀动能”概念, 反映了气体具有的能够产生推力的能量大小。同时给出了站位 x 处的单位质量气体具有的等熵完全膨胀动能 $E_{k,x}^{\text{id}}$ 的计算式。并在这一概念基础上, 给出了站位 a 至站位 b 这一段热力循环过程的有效循环功 L_{a-b} 的计算方式 [2], L_{a-b} 实际上反映了气体等熵完全膨胀动能的变化量。

$$L_{a-b} = W_b E_{k,b}^{\text{id}} - W_a E_{k,a}^{\text{id}} \quad (24)$$

设发动机进气速度为 v_0 , 对流经外涵道风扇的气体 W_{15} , 在从进入发动机到与低压压气机出口的放气量 $W_{\text{bld-lpc}}$ 进行掺混前的过程中 (站位 0~站位 15), 产生的有效循环功 L_{0-15} 为

$$L_{0-15} = W_{15} \left(E_{k,15}^{\text{id}} - \frac{1}{2} v_0^2 \right) \quad (25)$$

对通过放气进入外涵道的气体 $W_{\text{bld-lpc}}$, 在从进入发动机到流入外涵道流道前的过程中 (站位 0~站位 25, 之后通过放气进入外涵道), 产生的有效循环功 $L_{0-25(\text{bld-lpc})}$ 为

$$L_{0-25(\text{bld-lpc})} = W_{\text{bld-lpc}} \left(E_{k,25}^{\text{id}} - \frac{1}{2} v_0^2 \right) \quad (26)$$

由式 (25) 和式 (26), 可计算 W_{15} 和 $W_{\text{bld-lpc}}$ 这两部分气体进行掺混前, 产生的有效循环功之和 $L_{0-15} + L_{0-25(\text{bld-lpc})}$ 中, 流经外涵道风扇的气体产生的有效循环功 L_{0-15} 所占的比例 r_2 为

$$r_2 = \frac{L_{0-15}}{L_{0-15} + L_{0-25}(\text{bld-lpc})} = \frac{W_{15} \left(E_{k,15}^{\text{id}} - \frac{1}{2} v_0^2 \right)}{W_{15} \left(E_{k,15}^{\text{id}} - \frac{1}{2} v_0^2 \right) + W_{\text{bld-lpc}} \left(E_{k,25}^{\text{id}} - \frac{1}{2} v_0^2 \right)} \quad (27)$$

由于 W_{15} 和 $W_{\text{bld-lpc}}$ 这两部分气体需要进行掺混并且外涵道流道存在总压损失,所以气体的等熵完全膨胀动能会减小。考虑到能量耗散不具有来源选择性,因此认为流出外涵道尾喷管时,流经外涵道风扇的气体 W_{15} 产生的有效循环功在 $L_{\text{c-bypass}}$ 中所占的比例仍然为 r_2 。

在流经外涵道风扇的气体 W_{15} 产生的有效循环功中,有占比 r_1 的部分来源于直接输入外涵道风扇的电功率 $P_{\text{e-bypass}}$,因此来源于 $P_{\text{e-bypass}}$ 的有效循环功 $L_{\text{c}}^{\text{e-bypass}}$ 在 $L_{\text{c-bypass}}$ 中的占比为 $r_1 r_2$,可得

$$L_{\text{c}}^{\text{e-bypass}} = r_1 r_2 L_{\text{c-bypass}} \quad (28)$$

为计算来源于直接输入外涵道风扇的电功率 $P_{\text{e-bypass}}$ 的有效循环功 $L_{\text{c}}^{\text{e-bypass}}$,对低压压气机出口放气量等于零与大于零这两种情况,式(23)和式(28)分别给出了相应的计算式,由此可计算来源于输入内涵道的电功率 $P_{\text{e-core}}$ 的有效循环功 $L_{\text{c}}^{\text{e-core}}$

$$L_{\text{c}}^{\text{e-core}} = L_{\text{c}}^{\text{e}} - L_{\text{c}}^{\text{e-bypass}} \quad (29)$$

在确定 $L_{\text{c}}^{\text{e-bypass}}$ 和 $L_{\text{c}}^{\text{e-core}}$ 后,由此定义外涵道电能利用率 $\eta_{\text{e-bypass}}$ 和内涵道电能利用率 $\eta_{\text{e-core}}$,以描述直接输入外涵道风扇的电功率 $P_{\text{e-bypass}}$ 和输入内涵道的电功率 $P_{\text{e-core}}$ 各自的能量利用效率。

$$\eta_{\text{e-bypass}} = \frac{L_{\text{c}}^{\text{e-bypass}}}{P_{\text{e-bypass}}} \quad (30)$$

$$\eta_{\text{e-core}} = \frac{L_{\text{c}}^{\text{e-core}}}{P_{\text{e-core}}} \quad (31)$$

此外,联立式(18)、式(20)~式(21)、式(29)~式(31),可得到电能利用率 η_{e} 、外涵道电能利用率 $\eta_{\text{e-bypass}}$ 和内涵道电能利用率 $\eta_{\text{e-core}}$ 满足以下关系

$$\eta_{\text{e}} = \alpha \eta_{\text{e-bypass}} + (1 - \alpha) \eta_{\text{e-core}} \quad (32)$$

由式(32)可知,电能利用率 η_{e} 可视为 $\eta_{\text{e-bypass}}$ 和 $\eta_{\text{e-core}}$ 以功率占比作为权重(α 与 $1 - \alpha$)加权计算得到的结果。

在巡航推力下($H=10\,668\text{ m}$, $Ma=0.8$, $F=23.26\text{ kN}$, ISA),图9以在并联混合动力系统中使用基准发动机为例,在不同运行混合度下对比了并联混合动力涡扇发动机的外涵道电能利用率

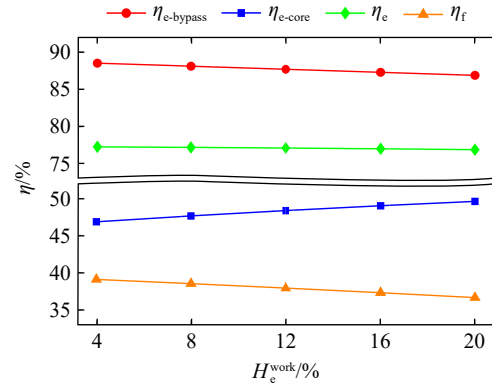


图9 能量利用效率的比较

Fig. 9 Comparison of energy utilization efficiency

$\eta_{\text{e-bypass}}$ 、内涵道电能利用率 $\eta_{\text{e-core}}$ 、电能利用率 η_{e} 以及燃油利用率 η_{f} 。

由图9可知,在 $\eta_{\text{e-bypass}}$ 、 $\eta_{\text{e-core}}$ 和 η_{f} 这3项能量利用效率中,外涵道电能利用率 $\eta_{\text{e-bypass}}$ 远高于其余两者,内涵道电能利用率 $\eta_{\text{e-core}}$ 也比燃油利用率 η_{f} 更高。而由于电能利用率 η_{e} 可视为由 $\eta_{\text{e-bypass}}$ 和 $\eta_{\text{e-core}}$ 加权计算得到,因此 η_{e} 介于这两者之间,且远高于燃油利用率 η_{f} 。

并联混合动力涡扇发动机的能量利用效率表现出上述的大小关系的原因如下:输入发动机中的能量需要通过热力循环过程被利用,产生有效循环功。能量利用的历程越长,熵增过程、总压损失、机械损失等因素造成的能量品质的降低程度就越大,最终产生的有效循环功(代表了气体具有的可用于产生推力的能量的增加量)就越小,能量利用效率就越低。

对直接输入外涵道风扇的电功率 $P_{\text{e-bypass}}$,只需要通过发动机外涵道的热力循环过程便可以得到利用,能量利用的历程最短,因此外涵道电能利用率 $\eta_{\text{e-bypass}}$ 最高,且远高于 $\eta_{\text{e-core}}$ 和 η_{f} 。

而对发动机消耗的燃油,需要通过发动机全部的热力循环过程来实现能量利用,能量利用的历程最长,因此燃油利用率 η_{f} 最低。

对输入内涵道的电功率 $P_{\text{e-core}}$,与燃油相比, $P_{\text{e-core}}$ 的能量利用历程更短(与核心机中的热力循环过程无关^[2]),因此内涵道电能利用率 $\eta_{\text{e-core}}$ 要比燃油利用率 η_{f} 更高。

上述分析同时揭示了已有研究中指出的并联混合动力涡扇发动机的电能利用率要明显高于燃油利用率现象^[2]的原因:直接输入外涵道风扇的电功率的能量利用历程明显更短,因此其能量利用效率远高于燃油和输入内涵道的电功率。而输

入内涵道的电功率的能量利用历程也比燃油更短,因此能量利用效率更高。这也是并联混合动力涡扇发动机实现节能的根本原因。

3.3 发动机效率对比

本节中,将对在并联混合动力系统中使用基准发动机和专用发动机时的各项效率,包括各部分能量的利用效率、描述发动机热力循环过程整体能量利用效率的循环效率 η_c 、发动机的推进效率 η_p ,从而对使用专用发动机时的油耗和能耗均明显更低的现象作出解释。

$$\eta_c = \frac{L_c}{W_f Q + P_e} \quad (33)$$

$$\eta_p = \frac{F v_0}{L_c} \quad (34)$$

在爬升推力条件($H=10\,668\text{ m}$, $Ma=0.8$, $F=30.15\text{ kN}$, ISA)下,对不同的运行混合度 H_e^{work} ,当分别在并联混合动力系统中使用基准发动机、设计混合度等于运行混合度的专用发动机快速设计结果、设计混合度等于运行混合度的专用发动机同流量设计结果时,图10对比了发动机的各项效率,图11则对比了输入的电功率 P_e 中,直接输入

外涵道风扇的电功率 $P_{e-\text{bypass}}$ 的占比。

由图10(a)~图10(c)以及图11可知,虽然专用发动机快速设计结果的内涵道电能利用率 $\eta_{e-\text{core}}$ 要低于并联混合动力系统中的基准发动机,但快速设计结果直接输入外涵道风扇的电功率 $P_{e-\text{bypass}}$ 的能量利用效率 $\eta_{e-\text{bypass}}$ 和占比 α 都要明显更高,所以快速设计结果的电能利用率 η_e 要明显高于并联混合动力系统中的基准发动机。而对同流量设计结果,其电能利用率、内涵道电能利用率以及外涵道电能利用率均最高。

当混合度变化时,快速设计结果的外涵道电能利用率 $\eta_{e-\text{bypass}}$ 保持不变。这是因为图10的结果对应了发动机的设计点,对不同的设计混合度,设计点的外涵道风扇压比、外涵道风扇效率以及外涵道流道总压恢复系数均相同。在此情况下, $P_{e-\text{bypass}}$ 中单位电功率产生的有效循环功相同。

此外,对快速设计结果,在其外涵道电能利用率保持不变,内涵道电能利用率基本不变的情况下,电能利用率 η_e 随混合度的提高而明显上升的原因为:当混合度提高时,与 $P_{e-\text{core}}$ 相比能量利用效率明显更高的 $P_{e-\text{bypass}}$ 在电功率 P_e 中的占比 α 快速增加,因此 P_e 的能量利用效率 η_e 明显上升。

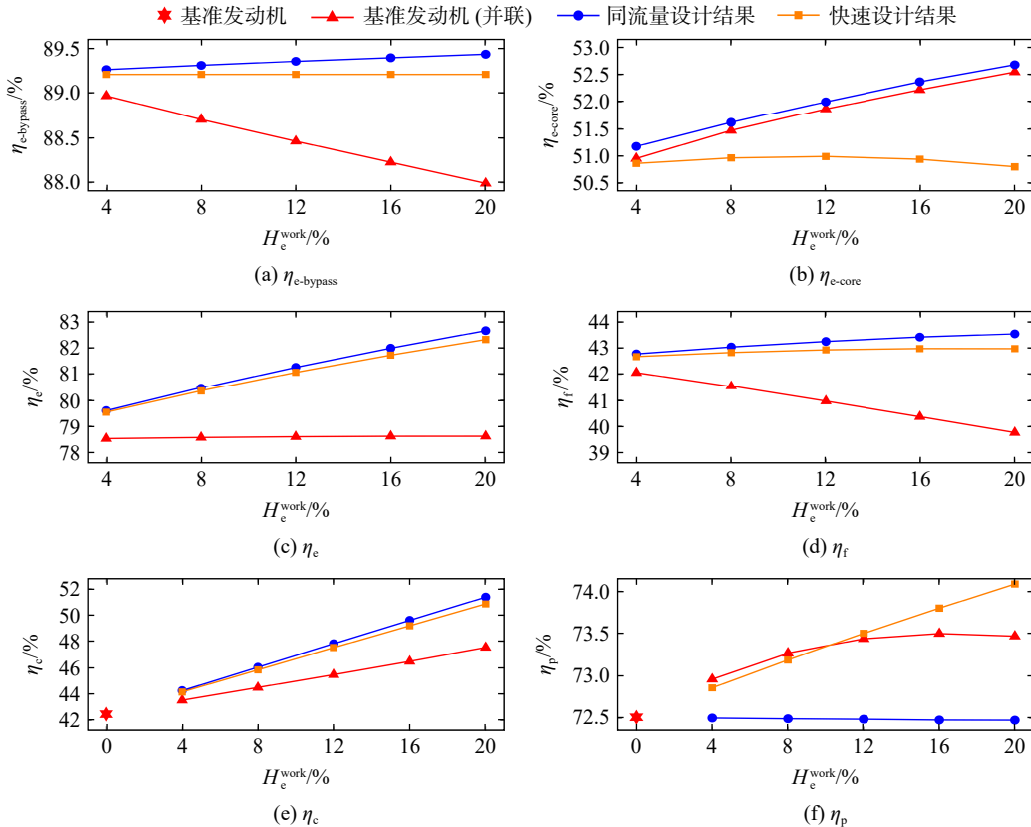
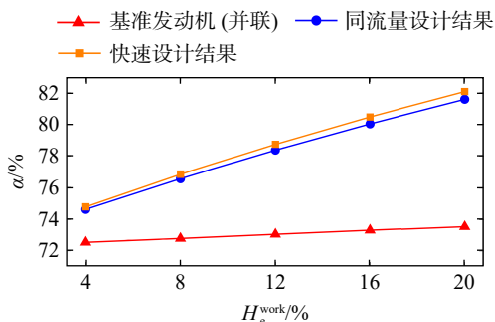


图10 发动机效率的比较 ($H=10\,668\text{ m}$, $Ma=0.8$, $F=30.15\text{ kN}$, ISA)

Fig. 10 Comparison of engine efficiency ($H=10\,668\text{ m}$, $Ma=0.8$, $F=30.15\text{ kN}$, ISA)

图 11 不同发动机 α 的比较Fig. 11 Comparison of α between different engines

由图 10(d)可知,当直接在并联混合动力系统中使用基准发动机时,随着运行混合度的增加,燃油利用率 η_r 明显下降。这是因为混合度增加时,涡轮前总温与总压比的下降对发动机中的热力循环过程产生了负面影响,并且部件工作点偏离了高效区,工作效率下降^[2]。而对快速设计结果和同流量设计结果,其燃油利用率明显更高,直接在并联混合动力系统中使用基准发动机时存在的燃油利用率明显下降问题得到解决。

由图 10(e)可知,当直接在并联混合动力系统中使用基准发动机时,由于电能利用率和燃油利用率都更低,因此循环效率要明显低于使用快速设计结果或同流量设计结果的情况。这也是在并联混合动力系统中直接使用传统涡扇发动机的主要劣势之一:发动机的能量利用效率要远低于针对并联工作模式设计得到的专用发动机。

由图 10(f)可知,与同流量设计结果相比,快速设计结果凭借更大的涵道比,推进效率更高。

循环效率与推进效率相乘,即为发动机的总效率,总效率越高,发动机的能耗就越低。与同流量设计结果相比,快速设计结果虽然循环效率略低,但推进效率明显更高,因此总效率更高,发动机的能耗也更低。而直接在并联混合动力系统中使用基准发动机时,循环效率与使用专用发动机时差距明显,导致总效率更低,发动机的能耗也更高。

上述分析揭示了分别在并联混合动力系统中使用基准发动机和专用发动机时,使用专用发动机时的能耗更低的原因。由于耗油率 S_{fc} 与换算推力比油耗 $S_{fc,cor}$ 满足 $S_{fc} = S_{fc,cor} (1 - H_e^{\text{work}})$ 关系,因此在相同的运行混合度下,能耗与油耗的比例保持恒定,所以使用专用发动机时的油耗也明显更低。

4 设计结果的非设计点性能

4.1 专用发动机非设计点性能评估

在设计点下完成了专用发动机的设计后,需要对发动机的非设计点性能进行评估,即评估能否满足非设计点下的飞机推力需求。

涡扇发动机非设计点下的最大推力,由该工作点的运行约束条件确定。本节进行专用发动机的非设计点性能分析时,考虑的约束条件包括涡轮前总温、低压轴转速和高压轴转速,具体内容:①涡轮前总温不超过基准发动机相应工作点的涡轮前总温上限;②低压轴相对物理转速不超过红线转速 104%^[28];③高压轴相对物理转速不超过红线转速 105%^[28]。

在以爬升段末端($H=10\,668\text{ m}$, $Ma=0.8$, ISA)作为设计点时,需要进行性能评估的非设计点主要包括起飞状态和巡航状态。进行评估时,以基准发动机相应工作点的最大推力作为飞机的需求推力,即起飞需求推力为 116.93 kN($H=0$, $Ma=0$, ISA),巡航需求推力为 23.26 kN($H=10\,668\text{ m}$, $Ma=0.8$, ISA)。

图 12 给出了在起飞需求推力和巡航需求推力下,当运行混合度 H_e^{work} 等于设计混合度 H_e^{des} 时,专用发动机的快速设计结果、同流量设计结果的涡轮前总温 T_{t4} 与基准发动机的对比情况。

由图 12 可知,快速设计结果和同流量设计结果的涡轮前总温均低于基准发动机。这表明当将

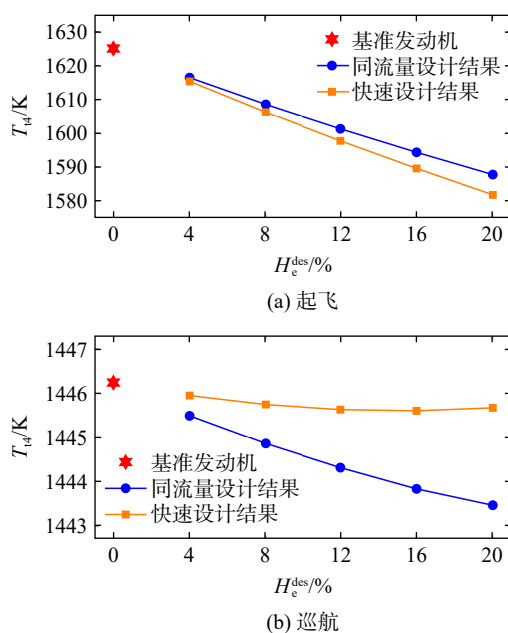


图 12 涡轮前总温的比较

Fig. 12 Comparison of turbine inlet total temperature

运行混合度 H_e^{work} 取为设计混合度 H_e^{des} 时,设计得到的专用发动机能在满足涡轮前总温约束的前提下,提供飞机需求的起飞推力和巡航推力。

由于巡航状态与爬升末端设计点的高度与马赫数一致且推力更小,因此在巡航状态下,对运行混合度等于设计混合度的专用发动机,其低压轴高压轴转速不会超过红线转速。而根据数值模拟结果,在起飞需求推力下,运行混合度等于设计混合度的专用发动机能够满足低、高压轴的转速约束。

综上所述,当采取运行混合度等于设计混合度的电功率输入策略时,本文得到的专用发动机设计结果的非设计点性能可以满足飞机需求。

对并联混合动力涡扇发动机,在运行混合度相同时,需求的输入电功率随飞行高度的增加而下降。当采取运行混合度始终等于设计混合度的电功率输入策略时,起飞阶段的输入电功率最大。而对其他的电功率输入策略,也通常将最大的输入电功率应用于起飞阶段。因此,起飞阶段的电功率需求往往决定了并联混合动力系统需要的电动机最大输出功率。

由图12(a)可知,在起飞需求推力下,当运行混合度等于设计混合度时,专用发动机的涡轮前总温要比起飞状态的上限低一些。这一特性将允许专用发动机在起飞阶段以运行混合度低于设计混合度的状态运行(降低运行混合度,涡轮前总温将上升^[2])。同以设计混合度运行相比,该方式可以降低起飞阶段的电功率需求,有助于降低系统需要的电动机最大输出功率。

在起飞需求推力下,设 $H_{e,\min}^{\text{work}}$ 为专用发动机快速设计结果的涡轮前总温恰好等于起飞状态的上限 $T_{t4,\max}^{\text{takeoff}}=1625\text{ K}$ 时的运行混合度。对设计混合度不同的专用发动机快速设计结果,图13给出了起飞需求推力下的运行混合度下限 $H_{e,\min}^{\text{work}}$ 与设计混合度 H_e^{des} 的对比。图14则给出了与以 H_e^{des} 运行时的输入电功率相比,以 $H_{e,\min}^{\text{work}}$ 运行时的输入电功率减少量 ΔP_e 。

由图13和图14可知,专用发动机的快速设计结果能够允许在起飞阶段使用低于设计混合度一定程度的运行混合度,可以明显降低起飞阶段的电功率需求。

在技术水平限制下,MW级电动机最大输出功率存在上限,专用发动机设计结果的上述特性,将允许在起飞阶段灵活地选择电功率输入策略:

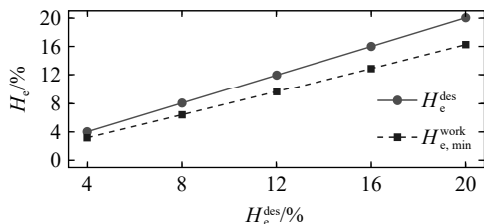


图13 $H_{e,\min}^{\text{work}}$ 与 H_e^{des} 的比较

Fig. 13 Comparison between $H_{e,\min}^{\text{work}}$ and H_e^{des}

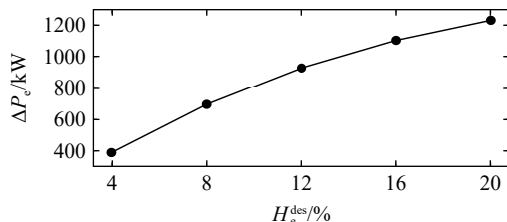


图14 起飞时的输入电功率减少量

Fig. 14 Reduction of electric power in take-off

- ①当起飞阶段采用低于设计混合度的运行混合度时,能降低起飞阶段的电功率需求,有助于降低并联混合动力系统对电动机最大输出功率的要求。
- ②当运行混合度等于设计混合度或更高时,可具有更大的节油与节能潜力。

对并联混合动力涡扇发动机,当提供相同推力时,增加输入电功率可降低涡轮前总温^[2]。因此,对特定的涡轮前总温上限,通过提高运行混合度可增加发动机的最大推力。对设计混合度为4%的专用发动机快速设计结果,图15展示了在起飞状态涡轮前总温上限 $T_{t4,\max}^{\text{takeoff}}$ 下,发动机最大推力 $F_{\max}$ 随运行混合度的变化情况。由图可知,通过提高运行混合度,发动机最大推力明显增加。但输入电功率增加时,低压轴转速会上升,可能会超过红线转速。与基准发动机的最大起飞推力(116.93 kN)相比,当起飞状态的运行混合度提升至12.93%时,专用发动机可提供的起飞推力达到145.47 kN,但低压轴转速也达到红线转速。若进一步提高运行混合度,低压轴将超转。

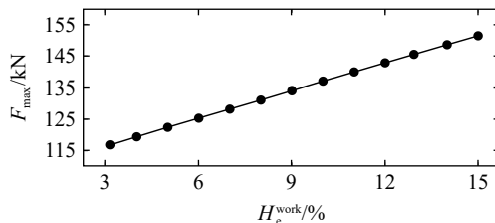


图15 起飞时的最大推力变化

Fig. 15 Variation of maximum thrust in take-off

由于并联混合动力涡扇发动机的上述推力~运行混合度特性,与传统涡扇发动机相比,涡轮前总温上限这一约束条件对并联混合动力涡扇发动机的约束程度明显更弱:对传统涡扇发动机,如果涡轮前总温上限决定的最大推力无法满足飞机需求,则发动机非设计点性能不达标。但对并联混合动力涡扇发动机,如果以设计混合度运行时的最大推力小于飞机需求,可以通过提高运行混合度的方式来增加最大推力(需要同时保证低压轴不超转)。在评估推力能否达标时,与传统涡扇发动机相比,并联混合动力涡扇发动机更容易满足非设计点的推力需求。

4.2 相同运行混合度下的发动机性能比较

由于专用发动机的运行混合度可以不等于设计混合度,所以在相同的电功率输入策略下,并联混合动力系统可以选用不同的专用发动机(设计混合度不同)。因此,有必要对比相同运行混合度下,不同设计混合度的专用发动机的性能,从而为发动机的选择提供参考。

对并联混合动力涡扇发动机,一般在起飞、爬升、巡航阶段中以并联工作模式运行,而在其余阶段以传统工作模式运行^[3,15,21]。本节也将分别在这两种情况下进行发动机性能比较。

经过研究,在起飞、爬升、巡航阶段,当固定运行混合度时,发动机性能参数随设计混合度的变化规律较为一致,因此以起飞阶段为例进行结果展示。

在并联混合动力系统分别使用基准发动机

(设计混合度视为零)与不同设计混合度的专用发动机快速设计结果时,图16对比了起飞需求推力下,当运行混合度为12%时,不同发动机的耗油率、涡轮前总温、循环效率以及低压压气机出口放气量。

由图16(a)可知,随着设计混合度的提高,发动机的耗油率下降。由于耗油率 S_{fc} 与换算推力比油耗 $S_{fc,cor}$ 满足 $S_{fc} = S_{fc,cor} (1 - H_e^{work})$ 关系,在运行混合度不变时,能耗与油耗的比例保持恒定,因此油耗的变化同时代表了能耗的变化。

虽然设计混合度提高时,发动机的油耗和能耗降低,但由图16(b)可知,涡轮前总温也会上升,当设计混合度高于运行混合度时,可能会超过涡轮前总温的许用上限。此外,发动机的总压比也会随设计混合度的提高而增加。

图16(c)给出了油耗、能耗随设计混合度的提高而降低的原因:当设计混合度提高时,发动机的涡轮前总温和总压比增加,有利于提高热力循环的能量利用效率,因此发动机的循环效率上升,更高效的能量利用导致了油耗与能耗下降。

由图16(d)可知,当设计混合度低于运行混合度时,可能需要采用放气来控制低压压气机的喘振裕度,需要的放气量随设计混合度的降低而增加。

由上述分析可知,在起飞、爬升、巡航阶段,发动机性能随设计混合度的变化规律如下:①当设计混合度等于运行混合度时,能够保证涡轮前总温不超过上限,并有较低的油耗和能耗。②当

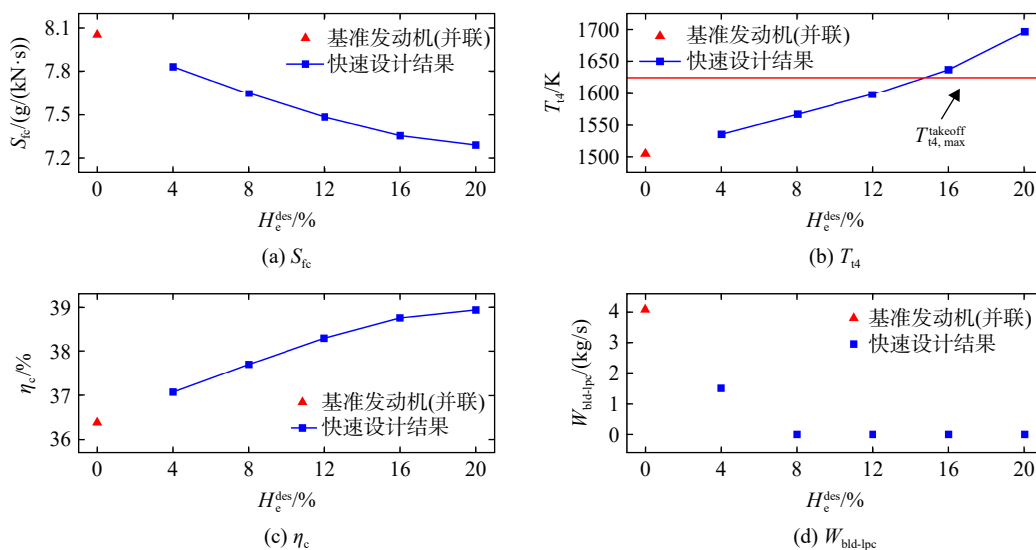


图16 起飞时的发动机性能比较($H_e^{work} = 12\%$)

Fig. 16 Comparison of engine performance in take-off ($H_e^{work} = 12\%$)

设计混合度低于运行混合度时,涡轮前总温不会超过上限,但可能需要采用放气控制低压压气机的喘振裕度,设计混合度越低,油耗与能耗越高。③当设计混合度高于运行混合度时,涡轮前总温可能会超过上限。

根据上述规律,由于专用发动机的设计混合度高于基准发动机,因此在非设计点下,与直接在并联混合动力系统中使用基准发动机相比,使用专用发动机的油耗、能耗、低压压气机的防喘振性能仍然更优。

在其余飞行阶段,发动机以无电功率输入的传统工作模式运行,以进场慢车推力($H=457.2\text{ m}$, $Ma=0.388$, $F=18.46\text{ kN}$, ISA)为例进行发动机性能对比。图17对比了进场慢车推力下,基准发动机和不同设计混合度的专用发动机快速设计结果的耗油率和涡轮前总温。

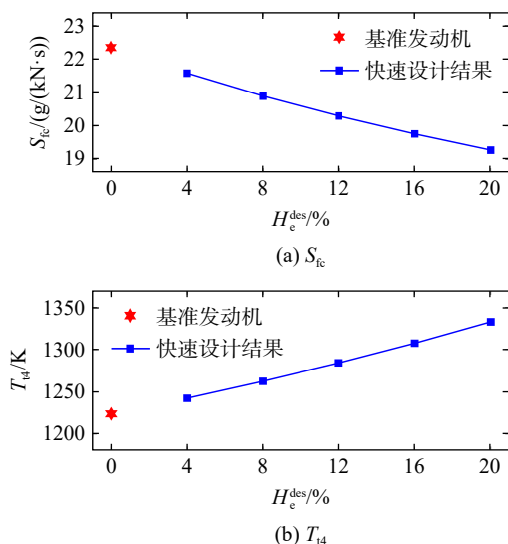


图17 慢车时的发动机性能比较

Fig. 17 Comparison of engine performance in idle

由图17可知,随着设计混合度的增加,发动机的涡轮前总温上升。这是由于设计混合度越高时,发动机的核心机越小;当需要在传统工作模式下提供同一推力时,更小的核心机需要在更高的负荷下工作,因此涡轮前总温和总压比就越高。这也有利于提高热力循环过程的能量利用效率,因此设计混合度越高时,耗油率也越低。

在起飞、爬升、巡航以外的飞行阶段,发动机工作在慢车状态或推力明显小于最大推力的状态。当在这些飞行阶段以传统工作模式运行时,即使发动机的设计混合度较高,涡轮前总温一般也不会超过上限。

由上述分析可知,在起飞、爬升、巡航以外的飞行阶段,发动机性能随设计混合度的变化规律如下:发动机的设计混合度越高,油耗越低,涡轮前总温一般不会超过上限。

5 结 论

本文以基准发动机的热力循环参数为基础,提出了一种并联混合动力专用涡扇发动机的快速设计方法,并对设计结果进行了性能评估与能量利用分析,得到了以下结论:

1) 提出的快速设计方法通过预测有电功率输入时的内外涵道流量,给出涵道比的设计公式,可用于设计不同混合度的专用发动机,具有设计快速、流程化、通用性较强的特点。

2) 在与基准发动机相同的涡轮前总温限制下,设计得到的专用发动机能够满足飞机的推力需求。与直接在并联混合动力系统中使用基准发动机相比,使用专用发动机时的油耗、能耗、低压压气机防喘振性能更优。混合度越高,使用专用发动机产生的性能提升越大。

3) 在起飞、爬升、巡航阶段,当在同一运行混合度下分别使用不同设计混合度的专用发动机时,使用设计混合度等于运行混合度的发动机,能够保证涡轮前总温不超过上限,并且有较低的油耗和能耗。对其余飞行阶段,发动机的设计混合度越高,油耗越低。

4) 对并联混合动力涡扇发动机,由于能量利用历程不同,外涵道电能利用率远高于燃油利用率和内涵道电能利用率,内涵道电能利用率也比燃油利用率更高,这是并联混合动力涡扇发动机实现节能的根本原因。

参考文献:

- [1] National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine. Commercial aircraft propulsion and energy systems research: reducing global carbon emissions[M]. Washington, US: National Academies Press, 2016.
- [2] 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): 37-51.
LIU Guangbi, WANG Buyu, WANG Xiangyang, et al. Thermodynamic cycle and performance of parallel hybrid turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(4): 37-51. (in Chinese)
- [3] LAMMEN W, VANKAN J. Energy optimization of single aisle aircraft with hybrid electric propulsion[R]. AIAA-2020-0505, 2020.
- [4] 中国民用航空局. “十四五”民航绿色发展专项规划[R]. 北京:中国民用航空局, 2021.
- [5] JONES S M, HALLER W, TONG M. An N+3 technology level

- reference propulsion system[R]. NASA/TM-2017-219501, 2017.
- [6] Federal Aviation Administration. United States 2021 aviation climate action plan[R]. Washington, US: Federal Aviation Administration, 2021.
- [7] 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.
- [8] European Commission. Fly the green deal Europe's vision for sustainable aviation[R]. KI-05-21-325-EN-N, 2022.
- [9] Department for Transport. Jet zero strategy: delivering net zero aviation by 2050[R]. London, UK: Department for Transport, 2022.
- [10] International Air Transport Association. International air transport association annual report 2010[R]. Berlin, Germany: International Air Transport Association, 2010.
- [11] JANSEN R, BOWMAN C, JANKOVSKY A, et al. Overview of NASA electrified aircraft propulsion (EAP) research for large subsonic transports[R]. AIAA-2017-4701, 2017.
- [12] BRADLEY M, DRONEY C K. Subsonic ultra green aircraft research: phase 2. volume 2: hybrid electric design exploration[R]. NASA/CR-2015-218704/VOL2, 2015.
- [13] MADAVAN N, ROSARIO R, JANKOVSKY A. Hybrid-electric and distributed propulsion technologies for large commercial transports: a NASA perspective[R]. ARC-E-DAA-TN27231, 2015.
- [14] PERULLO C, TRAWICK D, ARMSTRONG M, et al. Cycle selection and sizing of a single-aisle transport with the electrically variable engine (TM) (EVE) for fleet level fuel optimization[R]. AIAA-2017-1923, 2017.
- [15] 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): 496-507.
- CHEN Jiajie, LIU Yunxiao, WANG Jiqiang, et al. Modeling and performance analysis of parallel hybrid geared turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(10): 496-507. (in Chinese)
- [16] GLADIN J C, PERULLO C, TAI J C, et al. A parametric study of hybrid electric gas turbine propulsion as a function of aircraft size class and technology level[R]. AIAA-2017-0338, 2017.
- [17] CARPENTIER T, ZHANG J N, VAN HEERDEN A S J, et al. Performance and economic assessment of mechanically integrated parallel hybrid aircraft[R]. Rotterdam, Netherlands: ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2022.
- [18] JAIN S, CROSSLEY W. Predicting fleet-level carbon emission reductions from future single-aisle hybrid electric aircraft[R]. AIAA-2020-3554, 2020.
- [19] TRAWICK D, PERULLO C, ARMSTRONG M, et al. Development and application of GT-HEAT for the electrically variable engine (TM) design[R]. AIAA-2017-1922, 2017.
- [20] SIELEMANN M, COÏC C, ZHAO Xin, et al. Multi-point design of parallel hybrid aero engines[R]. AIAA-2020-3556, 2020.
- [21] SAHOO S, ZHAO X, KYPRIANIDIS K G, et al. Performance assessment of an integrated parallel hybrid-electric propulsion system aircraft[R]. Phoenix, US: ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2019.
- [22] ANG A X, GANGOLI R A, 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.
- [23] LENTS C E, HARDIN L W, RHEAUME J, et al. Parallel hybrid gas-electric geared turbofan engine conceptual design and benefits analysis[R]. AIAA-2016-4610, 2016.
- [24] LENTS C E, HARDIN L W. Fuel burn and energy consumption reductions of a single-aisle class parallel hybrid propulsion system[R]. AIAA-2019-4396, 2019.
- [25] 曹铭栋, 王占学, 蔡元虎, 等. 大涵道比涡扇发动机循环参数优化算法研究及应用[J]. 航空动力学报, 2013, 28(2): 372-378.
- CAO Mingdong, WANG Zhanxue, CAI Yuanhu, et al. Research and application of cycle parameter optimization algorithm for high bypass ratio turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(2): 372-378. (in Chinese)
- [26] 李刚团. 民用大涵道比涡扇发动机动态性能模拟研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(1): 8-14, 50.
- LI Gangtuan. Transient performance study of a civil high bypass ratio turbofan engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(1): 8-14, 50. (in Chinese)
- [27] SCHOLZ D, SERESINHE R, STAACK I, et al. Fuel consumption due to shaft power off-takes from the engine[R]. Hamburg, Germany: 4th International Workshop on Aircraft System Technologies, 2013.
- [28] European Union Aviation Safety Agency. Type certificate data sheet No. E. 004 for CFM56-7B series engines[R]. TCDS No. E. 004, 2019.
- [29] Department of Transportation Federal Aviation Administration. Type certificate data sheet E00056EN[R]. TCDS Number E00056EN, 2016.
- [30] International Civil Aviation Organization. ICAO aircraft engine emissions databank[DB/OL]. [2022-08-19]. <https://www.easa.europa.eu/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>.
- [31] 朱之丽, 陈敏, 唐海龙. 航空燃气涡轮发动机工作原理及性能[M]. 2版. 上海: 上海交通大学出版社, 2018.
- [32] 杨锟, 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.
- YANG Kun, TU Qiuye, SHI Yang, et al. Analysis of thermodynamic cycle for separated flow turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(9): 2187-2192. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)