文章编号:1000-8055(2024)07-20210700-13

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210700

分布式电推进系统飞/发一体化性能分析

王笑晨¹,陈玉春¹,贾琳渊^{1,2} (1.西北工业大学动力与能源学院,西安710072; 2.中国航发沈阳发动机研究所,沈阳110015)

摘 要:为探究涡轮-电分布式推进(turbo-electric distributed propulsion, TeDP)系统的性能方案对飞机任务油耗的影响,建立了推进系统的性能模型和飞/发一体化评估模型。以150座商用客机为例,研究了推进系统设计参数对飞机质量、油耗的影响,并分析了不同电池放电策略能够带来的收益和负面影响。结果表明:燃气涡轮发动机的涡轮前温度和电力系统的相对额定功率均存在使任务油耗最低的最优值;电池的能量应优先用于在负载端无法满载工作时提供功率补充,该放电策略在电池能量密度超过400W·h/kg时就能实现任务油耗的降低。本文建立的飞/发一体化设计方法可为涡轮-电分布式推进系统的综合优化设计提供参考。
 关键 词:分布式推进;混合动力;飞/发一体化;油耗评估;性能分析中图分类号:V231.3 文献标志码:A

Aircraft-engine integrated performance analysis of turbo-electric distributed propulsion

WANG Xiaochen¹, CHEN Yuchun¹, JIA Linyuan^{1, 2}

(1. School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to explore the influence of the design parameters of the turbo-electric distributed propulsion (TeDP) system on mission fuel consumption, a performance model of the propulsion system and an integrated aircraft-engine evaluation model were established. The influences of the design parameters of the propulsion system on the weight and fuel consumption of the aircraft were studied based on a 150-seats civil aircraft concept. In addition, various operating strategies of battery were analyzed. The results showed that: there existed optimal values of turbine inlet temperature and relative power of electric system to achieve a minimum fuel consumption in mission profile; the energy use of battery should be prioritized to provide power supplementation when the load can't working at full power, which can achieve the reduction of fuel consumption using a battery with energy density higher than 400 W·h/kg. The integrated design method established can provide supports for the optimization design of the TeDP.

Keywords: distributed propulsion; hybrid propulsion; aircraft-engine integration; fuel consumption evaluation; performance analysis

收稿日期:2021-12-09

基金项目:航空发动机及燃气轮机重大专项基础研究项目(J2019-I-0010-0010)

作者简介:王笑晨(1996-),男,博士生,主要从事航空发动机总体设计研究。

通信作者:陈玉春(1967-), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机总体设计研究。E-mail: chych888@nwpu.edu.cn

引用格式: 王笑晨, 陈玉春, 贾琳渊. 分布式电推进系统飞/发一体化性能分析[J]. 航空动力学报, 2024, 39(7): 20210700. WANG Xiaochen, CHEN Yuchun, JIA Linyuan. Aircraft-engine integrated performance analysis of turbo-electric distributed propulsion[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(7): 20210700.

涡轮-电分布式推进技术是指使用燃气涡轮 发动机发电,通过发电机、整流器、逆变器、电动 机等构成的电力系统驱动多个推进器风扇产生推 力的动力系统。相关研究表明,分布式推进具有 进一步降低燃油消耗、排放和噪声的潜力^[1-2]。以 电力系统作为能量传输装置解除了燃气涡轮发动 机与推进器间的物理约束,推进器风扇和燃气涡 轮发动机都可以工作在各自高效的转速上;推进 器的布局更加灵活,有利于和飞机的气动外形相 结合^[3-4];在电力系统架构下,更容易将电池作为 第二能源加入到动力系统中^[5],通过对电动机功 率的调节,使得整个推进系统工作在效率尽可能 高的范围内。目前 NASA、ESAero 公司和空客均 针对民航市场提出了一系列分布式推进飞行器概 念和发展计划,已经进入到相关技术的研发阶段^[6-8]。

飞/发一体化设计是指从飞机顶层设计参数 出发,进行发动机与飞机性能匹配设计的方法, 在保证飞机任务剖面内的推力需求得到满足的前 提下,得到发动机与飞机及其任务相匹配的设计 方案。对于民航客机而言,就是在满足飞机在各 个航段推力需求的前提下,使飞机在任务剖面内 的油耗尽可能降低。文献 [9] 中详细介绍了飞机 约束分析和任务分析的计算方法和具体流程,胡 军等在此基础上针对商用客机和大涵道比涡扇发 动机开展了约束分析和任务分析,实现了发动机 循环参数的优选和航线飞行性能评估^[10]。TeDP 相对于传统大涵道比涡扇发动机,增加了电力系 统和电池,对推进系统主要产生影响的参数包括 电力系统的额定功率、功率密度和电池的容量及 能量密度。电力系统部件的额定功率主要取决于 飞机的推力需求和燃气涡轮发动机的功率输出, 电池的容量则受到飞行过程中电池与燃气涡轮发 动机的匹配工作策略影响;此外,两者的质量还 分别受各自的功率密度和能量密度影响,最终反 映到飞机的起飞质量、燃油质量等的变化。推进 系统油、电两方面的能量匹配及转换与飞行的顶 层参数和任务需求相耦合,对飞机和动力系统的 设计提出了新的挑战。

Gkoutzamanis 等针对 19 座短途混合动力客 机开展了研究,对多种可能的飞机设计、动力系 统架构进行了分析评估对比^[11]。李也建立了串联 混合电推进系统总体设计模型,得到了某型通航 飞机的推进系统及总体设计方案和整体性能^[12]。 Palaia 等搭建了适用于传统及新构型混合动力飞 行器的设计工具,揭示了电推进在燃油消耗和二 氧化碳排放等方面的优势^[13]。Ruscio等针对采用 混合动力分布式推进系统的飞机,建立了基于顶 层任务需求和架构参数确定飞机尺寸的方法^[14]。 Bravo等针对一种轻型飞机的混合动力架构开展 了研究,对比了混合动力与传统动力的关联,并 在此基础上对飞机的性能进行了评估^[15]。Danis 等将 ECO-150-300 作为基准方案,分别以爬升增 压、电池辅助巡航两种方式进行了混合动力改型, 完成了方案设计与评估^[5]。雷涛等基于电力系统 典型部件搭建了分布式电推进飞机动力系统仿真 模型,对电力系统部件参数进行了优化^[16]。

上述研究中涉及的设计方法以飞机飞行时的 功率需求和电池的放电规律作为核心参数来确定 推进系统和飞机的总重,对燃气涡轮发动机和推 进器的特性随飞行条件的变化考虑不足,当飞机 的飞行条件变化较大时不能准确反映推进系统整 体性能对飞机性能的影响。本文在上述研究的基 础上,结合推进系统的工作特性,开展针对150座 客运飞机的 TeDP 飞/发一体化设计,分析设计参 数对推进系统在任务剖面中的性能以及与其相关 的飞机性能的影响,考虑电力系统、电池的质量, 研究推进系统的性能方案最终对飞机的总重和任 务油耗产生的影响。

1 推进系统模型

1.1 工作原理及计算方法

本文研究的混合电推进系统采用串联架构, 推进系统的整体架构如图1所示^[17]。燃气涡轮发 动机的自由涡轮轴与电力系统的发电机轴相连, 通过自由涡轮功率带动发电机发电,电能通过变 换器、传输电路等传输至与推进器相连的电动机 来驱动涵道风扇。电力系统分为源端和负载端两 部分,源端与负载端通过总线相连。源端由发电 机、整流器以及相连的电路分支构成,负载端包 括逆变器、电动机和齿轮减速器以及连接到总线 的分支电路。电池与电力系统的总线相连,通过 充放电对负载端的功率进行调节。

本文中,假设在燃气涡轮发动机输出的功率 变化范围内,电力系统整体的传输效率变化较小, 在计算过程中使用固定值。燃气涡轮发动机和推 进器的结构以及截面编号如图 2 和图 3 所示,基 于文献 [18] 中介绍的部件法构建其计算模型,图 中 2D、23D、9D 表示推进器中截面。推进系统中



Fig. 1 Structure of propulsion system^[17]



Fig. 2 Structure of gas turbine engine

各部件的共同工作主要受到以下几方面的约束:

1)燃气涡轮发动机中压气机和涡轮的功率
 平衡、同轴部件转速相等;

 2)燃气涡轮发动机和推进器内部件进出口 截面间的流量平衡;

 3) 推进器与燃气涡轮发动机、电气系统及电 池间的功率平衡。





由此建立的残差方程和求解可选自变量如 表1所示,其中n为转速,z表示压气机压比比, W为流量,P为功率。推进风扇的功率由燃气涡 轮发动机功率、电力系统的传输效率和混合度 H_p确定,P_{core}为燃气涡轮发动机的自由涡轮输出 功率。H_p是电池发出的功率与推进器的总功率

表1 各部件自变量及残差方程

 Table 1
 Parameters and residual equations of components

子系统	部件	自变量	残差方程
燃气涡轮 发动机	低压压气机	$n_{\rm l}, z_{\rm l}$	
	高压压气机	$n_{\rm h}, z_{\rm h}$	$y_1 = W_2 - W_{25}$
	燃烧室	T_4	
	高压涡轮	W _{th,cor}	$y_2 = W_{25} - W_4$ $y_3 = P_{\text{th}} - P_{\text{ch}}$
	低压涡轮	W _{tl,cor}	$y_4 = W_4 - W_{25}$ $y_5 = P_{tl} - P_{cl}$
	自由涡轮	$W_{\rm tf,cor}, n_{\rm tf}$	$y_6 = W_{45} - W_5$
	喷管		$y_7 = W_5 - W_9$
电池		$H_{\rm p}$	
推进器	推进风扇	$n_{\rm f}, z_{\rm f}$	$y_8 = P_{\text{fan}}(1 - H_{\text{p}}) - P_{\text{core}} \eta_{\text{e}}$
	喷管		$Y_9 = W_{23D} - W_{9D}$

之比, H_p为0表示电池不工作, 推进系统的功率 全部由燃气涡轮发动机提供; H_p大于0表示电池 放电, 与燃气涡轮发动机共同驱动推进器风扇。

推进系统中的部件间共构成9个平衡方程, 包括12个自变量。其中自由涡轮轴作为功率输 出轴与发电机相连,其工作转速n_{tf}通常不变。在 剩下的自由变量中选取两个作为被控变量,9个 变量作为输入向量x,9个平衡方程的残差作为输 出向量y,构成9元非线性方程组如式(1)所示, 使用牛顿-拉佛逊迭代方法求解式(1)即可得到推 进系统的性能。

$$\mathbf{y} = f(\mathbf{x}) = 0 \tag{1}$$

1.2 被控变量的选取与推进系统控制规律

表1中的自变量和残差方程中,燃气涡轮发动机部件相关的残差方程与电池和推进器的自变量独立,因此燃气涡轮发动机内部件的自变量最多只能够选取一个作为被控变量,即与电池、推

进器相关的3个自变量中必须选取一个作为被控 变量。本文中选取混合度 H_p 作为被控变量,用于 电池放电策略的设计,另一个变量则从燃气涡轮 发动机相关的参数中选取,用于控制燃气涡轮发 动机的工作状态。

在飞机起飞、爬升过程中,为缩短起飞距离、 尽快达到巡航高度和速度,燃气涡轮发动机一般 工作在最大状态下,充分发挥发动机各部件的潜 力。燃气涡轮发动机最大状态工作时受一些条件 的限制,这些限制可归结为不允许出现发动机结 构部件的机械负荷和热负荷超载、电气系统超载 以及压气机机组不稳定的工作状态。性能计算阶 段难以对发动机部件的机械负荷做出评估,故本 文中所考虑的工作限制主要包括:①热负荷限制, 以涡轮前温度 T₁₄表示,本文中选取最大涡轮前温 度 T_{14max}为1800 K;②气动负荷限制,以换算转速 n_{L,cor}表示,不超过100%;③自由涡轮输出功率 P_{core} 限制,不超过电力系统源端的额定功率 P_{core}max。

在不同的飞行条件下,应当选取燃气涡轮发 动机达到工作限制值的变量作为被控变量,随着 飞行条件的变化,当燃气涡轮发动机的其他参数 达到限制值时,需要将达到限制值的参数作为新 的被控变量。这样的控制规律可以保证燃气涡轮 发动机工作在最大状态下,充分发挥发动机各部 件的潜力而又避免了超出工作限制。

飞机在巡航、下降时,往往不需要燃气涡轮 发动机工作在最大状态下,此时只需要在燃气涡 轮发动机参数中任选一个作为控制变量将发动机 进行节流使得推进系统达到飞机所需要的推力即 可。考虑到求解过程的收敛性,这种情况下本文 选取低压压气机转速 n_L 作为被控变量。

2 飞/发匹配模型

2.1 运动学模型

将飞机当作一个运动的质点,假设飞机的推 力T和阻力D在同一条水平线上,飞机在整个飞 行过程中存在如式(2)所示的能量守恒,即机械能 输入率是势能储存率与机械能储存率之和^[19]:

$$\left[\frac{T-D}{W}\right]V = \frac{d}{dt}\left\{h + \frac{V^2}{2g_0}\right\}$$
(2)

式中 W代表飞机瞬时的质量, V代表飞行速度, h代表飞行高度, g_0 为重力加速度, 此处取 9.81。发 动机推力可用 $T=\alpha T_{sl}$ 表示, T_{sl} 表示海平面静止状 态发动机的最大推力, α 为推力系数, 表示发动机 推力与地面静止最大状态推力的比值,与发动机 的飞行条件、控制规律相关;飞机瞬时质量可以 表示为 W=βWto, Wto 为飞机的起飞质量,β取决于 飞行过程中消耗掉的燃油质量。式(2)的右侧项 被称为"单位质量剩余功率",表征了飞机加速、 爬升的能力,可用Ps表示。

应用传统飞机的升力和阻力的关系式:

$$L = \beta W_{\rm to} = qC_1 S \tag{3}$$

$$D = qC_{\rm d}S\tag{4}$$

其中 q 表示飞行动压, S 为翼面积, C_1 为飞机的升 力系数, C_d 为飞机的阻力系数, 升力系数和阻力 系数的关系可用如式(5)所示的阻力极曲线表示, 式中 K_1 、 K_2 、 C_{d0} 是与飞机构型相关的参数。

$$C_{\rm d} = K_1 C_1^2 + K_2 C_1 + C_{\rm d0} \tag{5}$$

联立式(2)~式(5),可以得到飞机的运动学 方程:

$$\frac{\alpha T_{\rm sl}}{\beta W_{\rm to}} = \frac{P_{\rm s}}{V} + \frac{q}{\beta} \cdot \frac{S}{W_{\rm to}} \left[K_1 \left(\frac{\beta}{q} \cdot \frac{W_{\rm to}}{S} \right)^2 + K_2 \left(\frac{\beta}{q} \cdot \frac{W_{\rm to}}{S} \right) + C_{\rm d0} \right]$$
(6)

在飞机处于起飞、爬升等航段时,通常会对 飞机的最低爬升率、加速率进行约束,这些约束 最终反映在对 *P*_s的约束上,此时 α 为推进系统处 于最大状态时推力与海平面静止推力的比值 α_{max}, 通过式(6)可以得到满足需求的推力载荷(*T*_s/*W*_{to}) 随着翼载荷(*W*_{to}/*S*)变化,即每一个翼载荷下都有 一个满足机动性约束的最低推力载荷,从而能够 确定满足需求的推力载荷和翼载荷的可行域。在 飞机巡航时, *P*_s=0,由式(6)即可计算得到飞机巡 航所需要的 α_{cruise}。本文中约定推力载荷(*T*_s/*W*_{to}) 为电池不工作时推进系统在海平面的推力与起飞 质量之比。

2.2 飞机起飞质量的确定方法

飞机的起飞质量 W_{to} 一般由空重 W_{ex} 载荷质 量 W_{px} 燃油质量 W_{f} 构成。在飞机的概念设计阶 段,飞机的空重可以用空重比(W_{e}/W_{to})表示,参考 文献 [9] 中以式(7)的形式给出了几类传统飞行 器空重比与起飞质量间的经验关系,其中 A 和 B是与飞机类型相关的常数:

$$\Gamma = \frac{W_{\rm e}}{W_{\rm to}} = AW_{\rm to}^B \tag{7}$$

由于增加了电力系统和电池,传统飞机的经 验参数难以适用于采用 TeDP 的飞机。因此,将 推进系统中的电力系统和电池从飞机空重中分离 出来单独计算,此处假设燃气涡轮发动机和推进 器的质量之和与传统构型发动机相同。除此之外, 将电力系统拆分为与推进器相连的负载端和燃气 涡轮发动机相连的源端分别进行计算。由此,飞 机的质量构成如式(8)所示,其中,W_s表示源端质 量,W_i表示负载端质量,W_b表示电池质量:

$$W_{\rm to} = W_{\rm e} + W_{\rm p} + W_{\rm s} + W_{\rm l} + W_{\rm f} + W_{\rm b}$$
 (8)

当源端部件的功率密度 ρ_{es}确定时,其质量 W_s取决于额定功率。源端的额定功率与燃气涡 轮发动机设计点的输出功率相关联,可以表示为:

$$P_{\rm core,max} = k P_{\rm core,des} \tag{9}$$

P_{core,max} 为源端额定功率, P_{core,des} 为燃气涡轮 发动机设计点功率, 额定功率系数 k 为大于1的 常数, 是推进系统的设计参数之一, 表示源端的 额定功率是燃气涡轮发动机设计点功率输出的 k 倍。进而 W_s可以表示为:

$$\frac{W_{\rm s}}{W_{\rm to}} = \frac{P_{\rm core,max}/\rho_{\rm es}}{W_{\rm to}} = \frac{k}{\rho_{\rm es}} \left(\frac{P_{\rm core,des}}{P_{\rm core,sl}}\right) \left(\frac{T_{\rm l}}{W_{\rm to}}\right) \left| \left(\frac{T_{\rm sl}}{P_{\rm core,sl}}\right) \right|$$
(10)

式中 P_{core,des}/P_{core,sl} 为燃气涡轮发动机设计点与海 平面静止状态下的功率之比, T_{sl}/P_{core,sl} 是海平面 静止状态推进系统产生的推力和燃气涡轮发动机 功率之比, 这两者都与推进系统的特性有关, 推 进系统设计方案确定后它们的值随之确定。相似 地, 负载端的质量可以表示为:

$$\frac{W_{\rm l}}{W_{\rm to}} = \frac{P_{\rm lmax}/\rho_{\rm el}}{W_{\rm to}} = \frac{1}{\rho_{\rm el}} \left(\frac{P_{\rm lmax}}{P_{\rm core,sl}}\right) \left(\frac{T_{\rm sl}}{W_{\rm sl}}\right) \left| \left(\frac{T_{\rm sl}}{P_{\rm core,sl}}\right) \right|$$
(11)

其中 ρ_{el} 是负载端的功率密度, P_{lmax} 是任务剖面内 负载端输出到推进器风扇的最大功率, P_{lmax}/P_{core,sl} 同样与推进系统的特性有关, 也和电池的放电策 略相关。

燃油的质量通过任务评估获得。在飞行过程 中,飞机的质量会随着燃油的消耗而变化,关系 式为:

$$\frac{\mathrm{d}W}{\mathrm{d}t} = -\frac{\mathrm{d}W_{\mathrm{f}}}{\mathrm{d}t} = -\gamma \times T \tag{12}$$

式中 γ 为推进系统单位耗油率。将式(12)除以飞机的质量,得到:

$$\frac{\mathrm{d}W}{W} = -\gamma \times \frac{T}{W} \mathrm{d}t \tag{13}$$

将各个任务航段分为多个微小航段后,可以 通过对式(13)进行积分得到每一个微小航段始末 飞机的质量之比 *W*_{final}/*W*_{initial}:

$$\frac{W_{\text{final}}}{W_{\text{initial}}} = \exp\left(-\gamma \times \frac{\alpha T_{\text{sl}}}{\beta W_{\text{sl}}} \Delta t\right)$$
(14)

将每个航段的始末质量比相乘,就能够得到 飞机在飞行任务始末的质量之比,消耗的燃油质 量与起飞质量之间的关系为:

$$\frac{W_{\rm f}}{W_{\rm to}} = 1 - \prod_{i=1}^{n-1} \frac{W_{i+1}}{W_i} \tag{15}$$

电池的容量取决于电池在任务剖面内的放电量,若飞行中存在电池充电的情况,则电池容量 应该由充电前电池放电量最大的航段确定。与燃 油质量的计算类似,电池的容量 *E*。可在电池放电 的航段进行积分并累加计算得到:

$$E_{\rm b} = \int P_{\rm b} dt = \int \eta_{\rm e} P_{\rm core} \left(\frac{H_{\rm p}}{1 - H_{\rm p}} \right) dt \qquad (16)$$

式中 n_e为电力系统的传输效率,通过混合度 H_p的定义使用燃气涡轮发动机功率替代了电池的充放电功率,以反映电池的充放电策略。在此基础上建立起电池质量与飞机起飞质量的关系:

$$\frac{W_{\rm b}}{W_{\rm to}} = \frac{E_{\rm b}/\rho_{\rm b}}{W_{\rm to}} = \frac{1}{\rho_{\rm b}} \int \eta_{\rm e} P_{\rm core} \left(\frac{H_{\rm p}}{1-H_{\rm p}}\right) dt / W_{\rm to} = \int \eta_{\rm e} \left(\frac{H_{\rm p}}{1-H_{\rm p}}\right) \left(\frac{P_{\rm core}}{P_{\rm core,sl}}\right) dt \times \frac{1}{\rho_{\rm b}} \left(\frac{T_{\rm sl}}{W_{\rm to}}\right) \left| \left(\frac{T_{\rm sl}}{P_{\rm core,sl}}\right) \right|$$
(17)

式中 ρ_b 为电池的能量密度, $P_{core}/P_{core,sl}$ 为燃气涡 轮发动机功率与海平面静止状态下的功率之比。

结合式(7)~式(17),飞机总重可以由下式 求得:

$$W_{\rm to} = \frac{W_{\rm p}}{\prod_{i=1}^{n-1} \frac{W_{i+1}}{W_i} - \Gamma - \frac{W_{\rm s}}{W_{\rm to}} - \frac{W_{\rm l}}{W_{\rm to}} - \frac{W_{\rm b}}{W_{\rm to}}}$$
(18)

2.3 计算模型验证

2.3.1 分布式推进系统计算模型验证

为验证推进器及燃气涡轮发动机性能计算模型的有效性和精确度,使用了 NASA(National Aeronautics and Space Administration)兰利实验室

给出的 N3X 涡轮电分布式推进系统的循环参数、 部件效率、电气系统传输效率等参数^[2],与几个关 键点的计算结果进行了对比,计算误差均在 2% 以内,结果如表 2 所示。

2.3.2 任务评估模型验证

为验证飞/发匹配模型的有效性,参考文献

[17] 中得到的 ECO-150-300 飞机的总体方案,验证结果如表 3 所示。由于本文的计算模型没有考虑到燃油的冗余,得到的结果误差较大;参照 ECO-150-300 增加了 14.6% 的燃油质量冗余后,得到的结果误差在 2% 之内。

	表 2	分布式推进系统模型验证
Table 2	Model ver	ification of distributed propulsion system

验证参数	<i>h</i> =0 m, <i>Ma</i> =0		h=9144 m, Ma=0.84(设计点)			<i>h</i> =12 192 m, <i>Ma</i> =0.84			
	本文	NASA	误差/%	本文	NASA	误差/%	本文	NASA	误差/%
涡轮发动机流量/(kg/s)	90.22	89.05	1.30	46.99	46.96	0.07	30.16	29.78	1.25
涡/发动机功率/MW	54.62	54.00	1.14	27.51	27.62	-0.4	16.69	16.66	0.18
推进器流量/(kg/s)	2 605.89	2 636.451	-1.17	1 264.62	1 267.89	-0.26	809.66	811.16	-0.18
推力/kN	552.10	551.45	0.12	119.03	118.08	0.8	74.11	73.07	1.41
耗油率/(kg/(kgf·h))	16.49	16.21	1.73	36.95	36.93	0.06	35.68	35.76	-0.23

表 3 飞/发匹配模型验证 Table 3 Verification of aircraft-engine matching model

验证参数	ECO-150-300	本文	误差/%	本文(燃油质量修正)	误差(燃油质量修正)/%
总重/kg	63 324.2	57 989.77	-8.42	64 191.91	1.37
任务油耗/kg	11 437.3	10 461.38	-8.53	11 580.24	1.25
燃油容量/kg	13 107.9	10 461.38	-20.19	13 270.96	1.24
载荷容量/kg	13 970.6	13 970.6	0	13 970.6	0

3 算例与分析

3.1 研究对象

本文以 150 座民航客机为研究对象,参考文 献 [17] 中 ECO-150-300 概念的相关参数及文献 [9] 中的经验参数,取飞行器和电力系统的相关参 数如表 4 所示。

飞机任务剖面基于文献 [20] 中 SUGAR(subsonic ultra green aircraft research)概念的飞行任务 建立,如图 4 所示。其中,爬升过程根据空中交通

Table 4	Parame	ters of aircrafts and electrical system
	表 4	飞行器及电力系统参数

参数	数值
阻力极曲线	$C_{\rm d} = 0.081 \ 2C_{\rm l}^2 - 0.021C_{\rm l} + 0.014 \ 5$
空重比	$\Gamma = 1.02 W_{\rm to}^{-0.06}$
翼载荷/(N/m²)	6 000
任务载荷/kg	18 000
电力系统传输效率/%	93
源端功率密度/(kW/kg)	8.853
负载端功率密度/(kW/kg)	8.14

管制的表速限制,参考文献 [21] 中的标准爬升方 式,分为多个阶段,轨迹如下:滑跑起飞后,加速 爬升至 457.2 m,表速 250 kts;以等表速 250 kts 爬 升 3 048 m;在 3 048 m 处加速至表速 280 kts;等表 速爬升至 8 000 m,飞行马赫数达到 0.8;以等马赫 数爬升至巡航高度 10 668 m。以 25 min 完成爬升 过程作为飞机的动力设计约束。



Fig. 4 Mission profile

3.2 推进系统设计参数对性能的影响

推进系统的主要设计参数包括推进系统在设 计点的涵道比、推进器风扇的压比、电力系统的 额定功率系数 k 和燃气涡轮发动机的循环参数 (涡轮前温度 T_{4} 和压气机总压比 π_{Σ})。本文以飞 机巡航时的飞行条件为设计点,推进系统涵道比 (推进器流量与燃气涡轮发动机流量之比)为 20。 与分排涡扇发动机类似,当给定推进系统涵道比、 T_{4} 和 π_{Σ} 时,存在使得耗油率最低的风扇压比,本 文中的推进器风扇压比按照此原则选取。

3.2.1 燃气涡轮发动机设计点循环参数的影响

首先假设电力系统的额定功率足够大,分析 T_{14} 和 π_{Σ} 对飞机和推进系统性能的影响。每一组 T_{14} 和 π_{Σ} 的组合都对应一种燃气涡轮发动机的设 计方案,决定了推进系统在设计点的单位推力和 耗油率,其中耗油率与 T_{14} 和 π_{Σ} 的关系如图 5 所 示。耗油率随着 π_{Σ} 的提高整体下降,而每一个确 定的 π_{Σ} 下均对应了一个最优的 T_{14} 使推进系统的 耗油率最低。最优的 T_{14} 随着 π_{Σ} 的升高而升高。





除此之外,在文中第1.2节的工作限制下,循 环参数也会对设计点以外的飞行条件下推进系统 的性能产生影响。当设计点 T₄ 较高时, 在其他工 作点燃气涡轮发动机的工作状态就更容易达到 T_{t4max},即在其他工作点燃气涡轮发动机的工作状 态增大的潜力更小,不同工作点下推进系统的推 力就会较为相近;反之,则推进系统的推力具有 更大的提高空间,与设计点的推力就会相差较远, 这就造成了推进系统特性的差异。以 π_{Σ} =60为例, 推进系统在爬升航段内不同设计点 T₁₄下的最大 状态推力系数 amax 如图 6 所示。图 6 中的横坐标 代表了爬升过程中的爬升航段,横坐标上编号的 每个点代表了爬升航段的关键点,各点所对应的 高度和飞行马赫数如下: 航段 0, h=0 m, Ma=0.25; 航段 1, h=457.2 m, Ma=0.375; 航段 2, h=3 048 m, Ma=0.44; 航段 3, h=3 048 m, Ma=0.57; 航段 4, h= 8000 m, Ma=0.8; 航段 5, h=10 668 m, Ma=0.8。





民航客机对动力系统要求尽可能低的巡航耗 油率,而推进系统的巡航耗油率不仅与设计点的 性能有关,也与其巡航时的节流状态相关。一般 情况下,推进系统在巡航条件下耗油率随着推力 节流而升高,如图 7 所示。推进系统在巡航时的 工作状态取决于飞机巡航时所需要的推力系数 α_{cruise} 与推进系统最大状态下该点(本文中即为设 计点)的推力系数 α_{max} ,两者相差越大,推进系统 节流越深,耗油率偏离设计点耗油率越大,因此, 往往希望飞机在远离巡航点的爬升航段具有更高 的爬升率,而在接近巡航点的航段中则希望推进 系统在最大状态下的性能尽可能接近巡航时的推 力需求。

 α_{cruise} 由式(6)中飞机的升阻特性和起飞推重 比 T_{sl}/W_{to} 确定,而 α_{max} 则取决于如图 6 中所示的 推进系统特性。其中, T_{sl}/W_{to} 由文中第 3.1 节中 25 min 爬升的约束确定,其同样与推进系统的特





性相关,不同的推进系统特性对应着唯一刚好满 足飞机约束的 *T_{sl}/W_{to}*,进而使飞机在不同航段爬 升、加速的能力产生差异,图 6 中不同设计 *T_{t4}* 对 *P_s*的影响如图 8 所示。



图 8 爬升时不同设计 $T_{t4} \subseteq P_s$ 的关系($\pi_{\Sigma}=60$) Fig. 8 Relationship betweem T_{t4} and P_s while climbing ($\pi_{\Sigma}=60$)

当 T_{t4} 接近 T_{t4max} 时,推进系统在不同飞行条件下推力差异变小,在整个爬升过程中均保持相当的 P_s ;反之,推进系统在爬升起点和终点附近的 P_s 表现出较大的差距。图 8 中爬升末端的 P_s 表征了推进系统在最大状态下对飞机能够产生的爬升率,这个值越大,表明在巡航点推进系统的 推力越富余, $\alpha_{cruise}/\alpha_{max}$ 越小,推进系统的节流程度越深。

结合图 5 和图 8 可以发现, 当 π₂=60 时, 尽管 提高设计点 T₄₄能够降低推进系统设计点的耗油 率, 但推进系统在巡航时推力节流更深, 耗油率 升高更大。当推进系统工作在巡航起点所需推力 时, 图 5 中的点所对应的耗油率如图 9 所示。与 图 5 中相比, 使得巡航起点耗油率最低的 T₄₄ 低于 设计点耗油率最优的 T₄₄, 且当 T₄₄ 大于最优值时, 巡航起点的耗油率上升更加剧烈。

3.2.2 电力系统额定功率系数 k 的影响

在不考虑电池的情况下,电力系统负载端的 功率与源端的功率通过传输效率关联一一对应, 即*P*_{lmax}=*η*_e*P*_{core,max}。源端的负载功率主要影响到燃 气涡轮发动机的输出功率限制,表示为燃气涡轮 发动机设计点功率的*k*倍。当*P*_{core}/*P*_{core,des}>*k*时, 源端的额定功率值小于任务剖面内燃气涡轮发动 机自身最大状态的功率输出能力,燃气涡轮发动 机的工作状态就必须降低。这种情况主要发生在 爬升过程中速度、高度较低的阶段,在任务剖面 中,实际上是限制了燃气涡轮发动机在飞机爬升 过程中的功率输出,其对推进系统特性和*P*。的影





响如图10所示。

k较小时,燃气涡轮发动机在不同飞行条件 下的功率输出相近,推进系统的推力相差相对小, 低空 P_s较低而高空、巡航点 P_s较高,推进系统在 巡航点节流较深;随着 k 的增大,推进系统特性与 飞机推力需求的匹配得到改善,飞机在低空 P_s升 高,爬升末端的 P_s降低。





取 π_{Σ} =60, 计算不同 k和 T_{t4} 对巡航起点耗油 率的影响, 如图 11 所示, 其中 $k=\infty$ 表示燃气涡轮 发动机所发出的功率不受到电力系统额定功率的 约束。随着 T_{t4} 的增大, k 对耗油率的影响逐渐减 小, 因为当 T_{t4} 较高时, 涡轮前温度的限制是制约 推进系统在非设计点性能的主要因素。随着 k的 减小, 最低耗油率对应的 T_{t4} 逐渐升高, 推进系统 的巡航耗油率急剧升高。





由于 k 代表着电力系统额定功率相对值的大小,其不仅会对推进系统的特性产生影响,还会通过电力系统的质量对飞机的起飞质量产生影响(参考式(10)与式(11))。不同 T₁₄下 k 对飞机质量的影响如图 12 所示。从 k=1.2 开始,随着 k 的增大,推进系统的巡航耗油率降低,燃油消耗降低;随着 k 的进一步增大,k 对巡航耗油率的改善变小,而由图 12(a)中可以发现电力系统的质量开始显著升高,使得飞机总重升高,完成任务所需要的燃油质量也随之开始上升。

值得注意的是,图 12(a)中 T_{t4} 也对电力系统的质量产生了影响, T_{t4} 越高电力系统的质量占比越大。这与推进器的风扇压比有关, T_{t4} 越高,推进器的最佳风扇压比越高,在地面静止工作条件下的风扇压比也越高,故推进器的排气速度升高,导致式(10)和式(11)中 $T_{sl}/P_{core,sl}$ 降低,即推进系统产生相同的推力需要更大的功率;地面状态下一般 $P_{core,sl}$ 与 $kP_{core,des}$ 相等,若 T_{sl}/W_{to} 变化相对较小,则 W_{s}/W_{to} 和 W_{l}/W_{to} 就会随着 $T_{sl}/P_{core,sl}$ 的降低而上升。

3.3 电池参数对性能的影响

电池的设计参数主要包括两方面:电池的工 作策略以及电池的容量选取。电池的工作策略主





要指的是电池在飞行任务航段内的充放电情况, 这与电池的用途有关。电池在飞机上的用途主要 分为两种^[5]:一种在飞机起飞爬升阶段作为辅助 动力,提高电动机的功率,以弥补飞机爬升、加速 能力的不足,使推进系统的特性与飞机推力需求 更好的匹配,降低巡航耗油率;另一种则是将电 池的能量作为飞行中除了燃油之外的另一种能量 来源,在整个飞行任务中通过燃油的化学能和电 池的电能共同驱动推进系统以期降低飞行中的燃 油消耗、排放和成本等。本文主要针对第1种进 行探究。

对于第1种情况,电池一般工作在飞机的起 飞、爬升阶段,电池的工作是连续的,并且其工作 航段处于整个飞行任务的前端,因此若在后面的 巡航、下降航段对电池进行充电,只会额外消耗 飞机的燃料,造成飞机总重、油耗的进一步增加, 若不考虑电池在地面充电导致飞机地面整备时间 变长等因素,在飞行时充电只会带来负收益,因 此这里只讨论电池在飞行时放电的情况。文献[4] 中提出了3种电池在爬升过程中的放电策略,推 进器功率的变化如图13中所示,其中P_{core}n_e为涡 轮发动机输出到负载端的功率,P_{charge}为电池放电 功率P₁为负载端功率:

1) 无偏移: 电池在爬升航段的每一个点使推 进器功率等比例增加;

 高空偏移:电池在爬升后半段海拔较高时 开始放电,提升飞机在高空的加速、爬升能力;

3) 低空偏移: 电池在爬升时海拔较低的前半 段放电, 提升飞机在低空的加速、爬升能力。

取电池能量密度为 300 W·h/kg, 保持放电航 段电池按照恒定的混合度 H_p放电, 3 种放电策略 对油耗和质量的影响如图 14 所示, 其中横坐标为 电池质量与起飞总重的比值, 表示电池相对放电





图 13 不同放电策略下推进器的功率示意 Fig. 13 Propulsor power at different energy supplementation strategies

量即电池容量的大小。相比于低空偏移,另外两 种放电策略能够更加有效地降低推进系统在任务 剖面内的相对燃油消耗,高空偏移的效果最好。 这是因为在爬升后半段飞行高度和速度较高,推 进系统产生的推力相对地面较小,飞机的爬升率 较低,此时电池放电产生的额外推力能够使得飞 机爬升率的提高相对更大。

质量方面,电池的放电量除了影响电池自身 的质量之外,也会对电力系统的质量产生影响。





图 14 不同放电策略对比(T_{td} =1 700 K, π_{Σ} =60, k=1.6) Fig. 14 Comparation of different energy manage strategies (T_{td} =1 700K, π_{Σ} =60, k=1.6)

一方面,由于电池放电增强了推进系统的爬升能 力,根据约束求得的T_s/W_{to}降低,由式(11)可知, 源端的质量占比降低;另一方面,若电池工作的 航段内存在 Pcore 达到最大值的航段(如图 13 中所 示),则 $P_{\text{lmax}}=\eta_e P_{\text{core,max}}/(1-H_p)$,式(12)中 $P_{\text{lmax}}/P_{\text{core,sl}}$ 一项随着 H_r的增大而增大,即负载端需要相对更 高的额定功率以承受来自电池的额外功率;若 $P_{\text{Imax}}/P_{\text{coresl}}$ 增大的趋势大于 $T_{\text{sl}}/W_{\text{to}}$ 的降低趋势, 负 载端的质量占比就会升高。如图 14(b)所示,若 电池只在任务航段局部放电,则电池总放电量一 定的情况下电池工作的H,更高,负载端和电力系 统整体质量相对更大。对比图 14(c)、图 14(d)与 图 14(b)可以发现这一因素对电力系统质量和飞 机起飞总重造成的影响超过了耗油率对巡航油耗 的影响,电池定H_p放电时无偏移放电策略优于高 空偏离。

采用无偏移策略,改变电池的能量密度,得到 电池能量密度对任务油耗的影响如图 15 所示。 当电池能量密度大于约 700 W·h/kg 时,任务耗油 率随着相对放电量的增加上升;当电池的能量密 度超过 700 W·h/kg 时,电池能够在降低油耗方面



起到正面作用。

如上文所述,电池对推进系统的负面影响主 要源于其自身质量和放电策略导致的电力系统负 载端质量增加,采用高空偏移放电策略时,负载 端相当一段时间内没有工作在 P_{lmax},浪费了其性 能潜力,因此在高空偏移的基础上控制负载端功 率 P₁≤P_{lmax}=η_eP_{core,max}(如图 16 所示)更加合理。 在该放电策略下,电池放电量的增加用于在燃气 涡轮发动机发出的功率不足以使负载端工作在最 大功率时为负载端补充额外功率,更大限度地利 用了负载端部件的工作性能,能够充分发挥高空 电池能量利用效率高的优点。

该放电策略下电池放电量和能量密度对飞机 任务油耗的影响如图 17 所示。改进后的高空偏 移策略降低了对电池能量密度的要求,电池能量 密度大于 400 W·h/kg 时电池就能起到降低任务油 耗的作用。显而易见,这种放电策略的极限情况 是负载端在爬升阶段的每一点都达到了最大功率,





此时电池达到最大放电量。与图 15 相比,这个最 大放电量较小,因此当电池的能量密度较高时, 进一步降低推进系统油耗的能力有限,但当可实 现的电池能量密度较小时,改进后的放电策略能 够有效实现任务油耗的降低。





Fig. 17 Influence of battery energy density (modified high altitude bias strategy)

4 结 论

本文基于飞/发一体化的 TeDP 计算评估方法, 以 150 座商用客机为对象进行了推进系统的方案 设计研究,得到了如下结论:

 1)考虑到推进系统特性与飞机任务需求的 匹配关系,相同总压比下使得推进系统巡航耗油 率最低的 T₁₄低于设计点耗油率的最优 T₁₄。最优 T₁₄同时受到电力系统额定功率系数 k 的影响, k 越小最优 T₁₄越大,最优的巡航耗油率越高。

2)电力系统的质量同时受到 T₁₄和 k 的影响, 两者增大都会导致电力系统质量在飞机总重中的 占比升高。综合两者对推进系统耗油率的影响, 存在使得任务油耗最低的 T₁₄和 k 的组合。

3)电池在无偏移、高空偏移策略下工作电能的利用效率较高,综合考虑电池质量和电力系统负载端质量的影响,在可实现的电池能量密度较低时,电池应当在燃气涡轮发动机单独工作无法使负载端满载时放电,为负载端提供功率补充,以实现任务油耗的降低。

参考文献:

[1] GOHARDANI A S, DOULGERIS G, SINGH R. Challenges of future aircraft propulsion: a review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(5): 369-391.

- [2] FELDER J, KIM H, BROWN G, et al. An examination of the effect of boundary layer ingestion on turbo-electric distributed propulsion systems[C]// 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando: AIAA, 2011: 300-326.
- [3] FELDER J, BROWN G, DAEKIM H, et al. Turboelectric distributed propulsion in a hybrid wing body aircraft[C]// 20th International Society for Airbreathing Engines. Gothenburg: ISABE, 2011: 1340-1360.
- [4] WICK A T, HOOKER J R, ZEUNE C H. Integrated aerodynamic benefits of distributed propulsion[C]//Proceedings of the 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston, Virginia: AIAA, 2015: 1500-1536.
- [5] DANIS R A, FREEMAN J L, SCHILTGCN B T. Applications for hybrid electric power and energy supplementation on a single-aisle airliner[C]//2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Piscataway, US: IEEE, 2018: 5021-5040.
- [6] 黄俊.分布式电推进飞机设计技术综述[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 624037.
 HUANG Jun. Survey on design technology of distributed electric

propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 624037. (in Chinese)

```
[7] 孔祥浩,张卓然,陆嘉伟,等.分布式电推进飞机电力系统研究综述[J].航空学报,2018,39(1):021651.
KONG Xianghao, ZHANG Zhuoran, LU Jiawei, et al. Review of electric power system of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(1): 021651. (in Chinese)
```

[8] 廖忠权. 航空混合电推进系统发展研究[J]. 航空动力, 2018(2):
 45-50.
 LIAO Zhongquan. Research on the development of hybrid electric

propulsion system[J]. Aerospace Power, 2018(2): 45-50. (in Chinese)

- [9] MATTINGLY J D, HEISER W H, PRATT D T. Aircraft engine design, second edition[M]. Reston, US: AIAA, 2002.
- [10] 胡军,张津.旅客机/涡扇发动机设计参数一体化选择研究
 [J].北京航空航天大学学报, 1996, 22(2): 183-188.
 HU Jun, ZHANG Jin. Study on integrated selection of design parameters of passenger aircraft/turbofan engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 22(2): 183-188. (in Chinese)
- [11] GKOUTZAMANIS V G, SRINIVAS A, MAVROUDI D, et al. Conceptual design and energy storage positioning aspects for a hybrid-electric light aircraft[R]. ASME Paper GT2020-15477, 2020.
- [12] 李也.通用飞机混合电推进系统方案设计及性能分析[D]. 北京:清华大学, 2019.
 LI Ye. Design and performance analysis of general aircraft hybrid electric propulsion system[D]. Beijing: Tsinghua University, 2019. (in Chinese)
- [13] PALAIA G, ZANETTI D, ABU SALEM K, et al. THEA-CODE: a design tool for the conceptual design of hybrid-electric aircraft with conventional or unconventional airframe configurations[J]. Mechanics and Industry, 2021, 22: 19.
- [14] RUSCIO J P, JEZEGOU J, BENARD E, et al. Hybrid electric distributed propulsion overall aircraft design process and models for general aviation (FAST GA)[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2021, 1024: 012072
- [15] BRAVO G M, PRALIYEV N, VERESS Á. Performance analysis of hybrid electric and distributed propulsion system applied on a light aircraft[J]. Energy, 2021, 214: 118823.

- [16] 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):624047.
 LEI Tao, KONG Delin, WANG Runlong, et al. Evaluation and optimization method for power systems of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(6):624047. (in Chinese)
- [17] SCHILTGEN B T, FREEMAN J. ECO-150-300 design and performance: a tube-and-wing distributed electric propulsion airliner[C]// AIAA Scitech 2019 Forum. San Diego: AIAA, 2015: 1808-1823.
- [18] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005.

LIAN Xiaochun, WU Hu. Aeroengine principle[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)

- [19] 卜贤坤,邵伏永.高空长航时无人机/涡扇发动机的飞发一体化分析[J].战术导弹技术, 2016(3): 65-70, 88.
 BU Xiankun, SHAO Fuyong. High altitude long endurance unmanned air vehicle and turbofan engine integrated design[J]. Tactical Missile Technology, 2016(3): 65-70, 88. (in Chinese)
- [20] BRADLEY M K, DRONEY C K. Subsonic ultra green aircraft research: phase I final report[M]. Langley: National Aeronautics and Space Administration, 2011.
- [21] 余若璇.民用飞机标准爬升剖面性能计算[J].科技视界, 2016(17): 73, 75.
 YU Ruoxuan. Performance calculation of standard climb profile of

YU Ruoxuan. Performance calculation of standard climb profile of civil aircraft[J]. Science & Technology Vision, 2016(17): 73, 75. (in Chinese)

(编辑:张 雪)