

涡轮电推进系统建模及控制规律设计*

江天牧, 张晓博, 王占学, 刘永泉, 姚尧, 郝旺

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129)

摘要: 为了研究涡轮电推进系统的工作特性及控制规律设计方法, 建立了涡轮电推进系统总体性能仿真模型。基于部件法建立了涵道风扇性能计算模型; 基于电机效率图建立了发电机及电动机性能计算模型; 基于面向对象的建模方法建立了电推进模块计算模型。将建立的电推进模块计算模型加入涡扇发动机部件级仿真模型中, 构建了涡轮电推进系统的共同工作方程组, 即其性能仿真模型。采用逆算法研究了不同几何参数控制规律下, 涵道风扇推力调节时推进系统的工作特性。通过在性能仿真模型中添加推力平衡方程, 并结合差分进化算法构建涡轮电推进系统优化模型, 形成了涡轮电推进系统控制规律优化设计方法, 应用此方法计算了推进系统节流过程控制规律和性能参数。计算结果表明: 本模型设计点性能计算结果与国外发动机性能计算软件计算结果最大偏差仅为0.22%, 验证了建模方法的有效性; 当涵道风扇推力改变时, 可能导致涡扇发动机出现超温、超转和喘振等问题, 通过联合调节尾喷管喉部面积和涵道引射器面积, 可以有效改善这些问题; 设计出的节流过程控制规律可以保证不超温、不超转, 具有足够的喘振裕度, 且在节流过程中还能进一步降低耗油率; 该控制规律还具有连续、单调的特点, 利于工程实现。

关键词: 航空发动机; 涡轮电推进系统; 推进系统建模; 差分进化算法; 控制规律设计

中图分类号: V231 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 01-2209076-13

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2209076

1 引言

随着航空发动机设计水平的提升, 以涡喷、涡扇为主要构型的传统航空推进系统逐渐达到其性能上限。近年来, 通过在飞机推进系统中引入电气部件组成电推进系统被认为是进一步提升飞机推进效率、降低碳排放的有效手段, 符合未来航空业绿色、高效的发展目标。飞机电推进系统分为全电推进系统、混合电推进系统^[1]。涡轮电推进系统是一种特殊的混合电推进系统, 其保留燃料作为主要能源, 并将燃料中可用的化学能全部或部分转化为电能以驱动风扇或螺旋桨等推进器^[2]。相比于其他的电推进系统, 涡轮电推进系统结构更加简单, 也不依赖高能量密度电池技术, 是未来电推进系统的重点发展方向^[3]。

涡轮电推进系统有多种不同的构型, 如: “涡轴发动机+螺旋桨” “涡轴发动机+风扇” “涡扇发动机+风扇”等。其中“涡扇发动机+风扇”构型也被称为部分涡轮电推进系统(Partially Turboelectric)。该构型推进系统基于传统涡扇发动机发展而来, 通过将电驱动涵道风扇耦合进推进系统中, 获得更大的等效涵道比, 从而提升推进效率。电驱动涵道风扇布置的灵活性、电驱动涵道风扇可以实现与涡扇发动机解耦控制等优势使得该构型的涡轮电推进飞机可以用于执行多种复杂的飞行任务, 如: 将电驱动涵道风扇垂直于飞行方向布置可使超声速飞机获得短距/垂直起降能力。本文以“涡扇发动机+风扇”构型的涡轮电推进系统为研究对象, 针对其总体性能建模及控制规律设计问题开展研究。

国外的许多学者针对涡轮电推进系统开展了许

* 收稿日期: 2022-09-25; 修订日期: 2023-02-16。

基金项目: 国家自然科学基金(52076180); 国家科技重大专项(J2019-I-0021-0020); 航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目(P2022-B-I-005-001); 中央高校基本科研业务费专项资金。

作者简介: 江天牧, 博士生, 研究领域为航空发动机总体性能仿真与设计。

通讯作者: 张晓博, 博士, 副教授, 研究领域为航空发动机总体性能仿真与设计。E-mail: zhangxb@nwpu.edu.cn

引用格式: 江天牧, 张晓博, 王占学, 等. 涡轮电推进系统建模及控制规律设计[J]. 推进技术, 2024, 45(1): 2209076. (JIANG T M, ZHANG X B, WANG Z X, et al. Modelling and control schedule design of turboelectric propulsion system [J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(1): 2209076.)

多预先研究工作。在NASA组织开展的N+3飞机研究计划中,以涡轮电推进系统为动力装置的N3-X概念飞行器受到了广泛关注^[4]。在NASA的支持下,Felder等^[5-6]针对涡轮电推进系统开展了循环参数分析和参数敏感性分析,结果表明,越低的涵道风扇压比对推进系统产生的推进效率越高,涵道风扇入口总压损失会大幅度影响推进系统耗油率。Kim等^[7]针对涡轮电推进系统的燃油消耗、污染物排放等参数进行了研究,结果表明,由于涵道风扇提供了极大的等效涵道比,N3-X的燃油消耗相比于传统飞机能降低70%~72%。Welstead等^[8]针对配置单个涵道风扇涡轮电推进系统的STARC-ABL概念飞机进行了任务分析研究,结果表明,相比于传统飞机,单个涵道风扇的涡轮电推进飞机能产生12%的燃油收益,但电机的效率将对这个收益产生很大的影响。Jansen等^[3]研究了涡轮电推进系统的关键性能参数对飞机性能的影响,着重分析了可能产生的航程和尺寸重量收益。Yoon等^[9]研究了未来涡轮电推进系统所需要的兆瓦级电机的设计方案,结果表明此类电机的能量传递效率可达到98%以上。Pellegrino等^[10]通过理论计算获得了涡轮电推进系统所需兆瓦级永磁电机的效率图。

国内,夏济宇等^[11]建立了矢量电推进系统的气动-推进耦合模型,可用于快速评估电推进系统的气动性能。刘昭威等^[12]提出了30 kW级电驱动涵道风扇气动与结构设计、地面试验以及飞行试验过程,形成了一套电驱动涵道风扇的设计方法。王书礼等^[13]提出了一种适于电动飞机电推进系统的能效优化方法,有效提高了飞机电推进系统效率。

综上所述,国内外针对涡轮电推进系统开展了一定研究,主要集中在循环参数分析、特征部件设计和推进系统性能对飞机性能的影响上。对涡轮电推进系统在非设计状态的工作特性及控制规律设计方法的研究还不深入。

本文针对“涡扇发动机+风扇”构型的涡轮电推进系统开展研究,在涡扇发动机部件级仿真模型的基础上完善了电推进模块性能计算模型,构建了涡轮电推进系统的共同工作方程组。采用稳态逆算法研究了不同几何参数控制规律下,涵道风扇推力调节时推进系统的工作特性。通过在性能仿真模型中添加推力平衡方程,并结合差分进化算法构建涡轮电推进系统优化模型,形成了涡轮电推进系统控制规律优化设计方法,应用此方法计算了推进系统节流过程控制规律和性能参数。

2 涡轮电推进系统计算模型

2.1 涡轮电推进系统构型

本文研究的涡轮电推进系统结构如图1所示。电推进系统由涡扇发动机模块和电推进模块组成。其中涡扇发动机模块与常规混排涡扇发动机类似,其组成部件包括:进气道(Inlet)、风扇(Fan)、压气机(Compressor)、燃烧室(Burner)、高压涡轮(High-pressure turbine, HPT)、低压涡轮(Low-pressure turbine, LPT)、混合室(Mixer)和喷管(Nozzle)。高压涡轮通过高压转子(High-pressure spool, HPS)驱动压气机,低压涡轮通过低压转子(Low-pressure spool, LPS)驱动风扇。与传统混排涡扇发动机不同的是,低压涡轮不仅驱动风扇还通过低压转子驱动电推进模块的发电机部件。电推进模块的组成部件包括:发电机(Generator)、能量传输电路(Circuit)、电动机(Motor)、进气道(Inlet)、涵道风扇(Ducted fan)、喷管(Nozzle)。发电机在低压涡轮的驱动下产生电能经过传输电路输入电动机。电动机在电能驱动下带动涵道风扇旋转,将涵道风扇前的气流经由进气道吸入,并通过喷管加速喷出。涡扇发动机模块的尾喷管与电推进模块的涵道风扇喷管共同产生推力推动飞机飞行。本文研究目的在于理清涡轮电推进系统的性能仿真方法和提出适用于涡轮电推进系统的控制规律设计方法,为了便于进行参数分析,本文所研究的涡轮电推进系统仅配置一个涵道风扇。

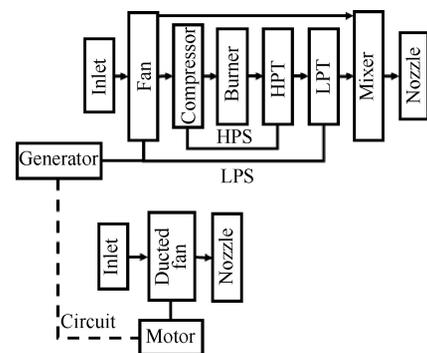


Fig. 1 Structure of the turboelectric propulsion system

2.2 电推进模块计算模型

在建立涡轮电推进系统计算模型前,需要对推进系统做出一些假定以降低模型复杂度。这些假定包括:(1)在推进系统的涵道风扇和涡扇发动机中,气流沿其流路轴向均为一维流动,并假定各个截面的气动参数均匀分布;(2)流动部件不考虑流体与部件热交换,其特性按照特性计算;(3)假定推进系统

工作过程中,传输电路的能量传递效率为定值,发电机和电动机的能量传递效率仅考虑其转速和力矩的影响,不考虑电推进模块各个部件之间传递能量产生的损失。

本文采用部件法建立电推进模块的计算模型,基于面向对象的建模方法分别建立涵道风扇的进气道、风扇、喷管、电动机、发电机部件级模型。涵道风扇的部件模型及截面编号如图 2 所示。基于文献[14]所述的低转速特性拓展方法,由通用压缩部件特性图拓展获得风扇的低转速特性。根据文献[15]建立电推进模块的流路部件(进气道、风扇和喷管)计算模型,进气道部件读取飞行环境参数后依次计算进气道、风扇和喷管的出口截面参数,完成流路计算。电动机输出力矩 M_{mot} 及涵道风扇推力 F_d 可由下式求出,即

$$M_{mot} = \frac{30W_d c_p (T_{i,2} - T_{i,1})}{\pi n_{mot}} \quad (1)$$

$$F_d = W_d (v_3 - v_0) + A_3 (p_{s,3} - p_{s,0}) \quad (2)$$

式中 W_d 为涵道风扇质量流量, c_p 为等压比热容, $T_{i,2}$ 为涵道风扇出口总温, $T_{i,1}$ 为涵道风扇进口总温, n_{mot} 为电动机转速, v_3 为涵道风扇喷管出口流速, v_0 为飞行速度, A_3 为涵道风扇喷管出口面积, $p_{s,3}$ 为涵道风扇喷管出口静压, $p_{s,0}$ 为大气压力。

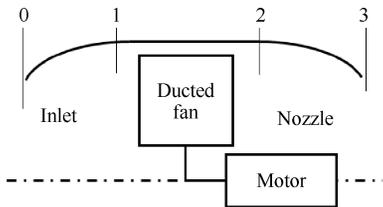


Fig. 2 Components model and cross sections of the ducted fan

在电推进模块仿真中应当考虑电动机、发电机及传输电路产生的能量损耗。本文采用能量传递效率特性来计算电推进模块产生的能量损失。发电机力矩 M_{gen} 及电推进系统能量传递损失 P_{loss} 可由下式求出

$$\eta_{all} = \eta_{gen} \eta_{cir} \eta_{mot} \quad (3)$$

$$M_{gen} = \frac{M_{mot} n_{mot}}{\eta_{all} n_{gen}} \quad (4)$$

$$P_{loss} = (\pi/30)(1 - \eta_{all}) M_{gen} n_{gen} \quad (5)$$

式中 η_{all} 为电推进模块能量传递总效率, η_{gen} 为发电机能量传递效率, η_{cir} 为传递电路能量传递效率, η_{mot} 为电动机能量传递效率, n_{gen} 为发电机转速。

电动机和发电机设计点的能量传递效率依据电机设计水平给定,非设计点的能量传递效率采用电机效率图计算。根据文献[10]永磁电机损失特性计算结果,获得了基准永磁电机效率图,如图 3 所示。完成电推进系统设计点计算后,根据计算出的电动机和发电力矩缩放基准电机效率图,获得电动机和发电机的效率特性,即能量传递效率与转速和力矩的函数关系为

$$\eta_{mot} = f_1(M_{mot}, n_{mot}) \quad (6)$$

$$\eta_{gen} = f_2(M_{gen}, n_{gen}) \quad (7)$$

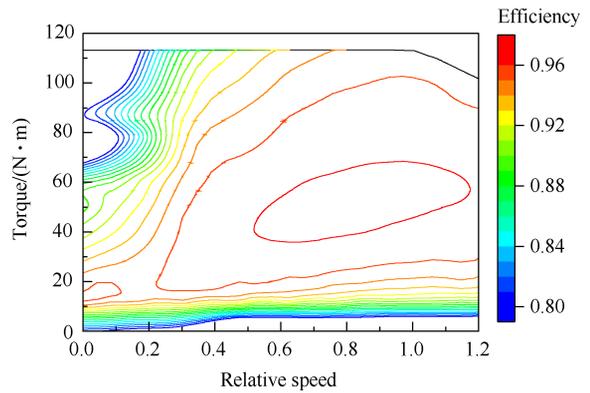


Fig. 3 Efficiency maps of motor

在给定设计点循环参数后,依次计算电推进模块的进气道、风扇、喷管、电动机、传输电路和发电机模块即可计算出电推进模块设计点性能。当推进系统工作状态偏离设计点时,需要通过建立平衡方程组的方式来迭代求解出该非设计点的性能参数^[16]。电推进模块各个部件所需满足的平衡方程及迭代变量如表 1 所示。进气道的 β 值为进气道进口流量与设计状态进口流量之比;风扇、升力风扇及压气机的 β 值为特性图插值辅助变量,具体定义参见文献[17];发电机的 β 值为发电力矩与同转速下发电机最大力矩之比。风扇流量平衡方程表示风扇进口流量与特性图插值流量相等,喷管流量平衡方程表示喷管进出口流量相等,发电机功率平衡方程表示发电机输入功率等于电动机输出功率与能量传递损失功率之和。从表中可以看出电推进模块的迭代变量比平衡方程多一个,需要在迭代变量中选择一个迭代变量为控制参数,以使平衡方程封闭。本文选择电动机相对物理转速为控制参数。

2.3 涡轮电推进系统整机模型

采用部件法建立涡扇发动机模块部件级仿真模型^[18]。涡扇发动机模块各个部件所需满足的平衡方程及迭代变量如表 2 所示。表中迭代变量的含义及

Table 1 Iteration variables and balance equations of electric propulsion module

Components	Iteration variables	Balance equations
Inlet	β	-
Ducted fan	β	Mass flow
Nozzle	-	Mass flow
Motor	Relative speed	-
Generator	β	Power
Total number	4	3

平衡方程定义参见文献[19]。值得注意的是涡轮电推进系统中低压转子需要提供功率以驱动发电机工作,故低压转子的功率平衡方程为

$$P_{lpt} = P_{fan} + (\pi/30)M_{gen}n_{gen} \quad (8)$$

式中 P_{lpt} 为低压涡轮输出功率, P_{fan} 为风扇消耗功率。

在设计点计算中依次完成电推进模块和涡扇发动机模块的性能计算即可获得设计点性能。电推进模块具有4个迭代变量和3个平衡方程,涡扇发动机模块具有9个迭代变量和8个平衡方程。因此对于涡轮电推进系统仿真模型需要给定2个迭代变量作为被控参数,在性能计算前直接给定其数值才可使平衡方程封闭。对于非设计点性能,本文将两个模块的平衡方程耦合在一起,构成一个11维的平衡方程组,应用牛顿·拉夫逊算法进行求解,便可计算出

Table 2 Iteration variables and balance equations of turbofan module

Components	Iteration variables	Balance equations
Inlet	β	-
Fan	β , bypass ratio	Mass flow
Compressor	β	Mass flow
Burner	Exit temperature	-
HPT	β	Mass flow
LPT	β	Mass flow
Mixer	-	Static pressure
Nozzle	-	Mass flow
HPS	Relative speed	Power
LPS	Relative speed	Power
Total number	9	8

涡轮电推进系统的非设计点性能。图4展示了涡轮电推进系统设计点和非设计点性能计算的计算流程。在设计点计算时需要输入电推进模块和涡扇发动机模块的设计参数,在非设计点计算时需要输入选择的2个调节参数的值,便可算出推进系统的设计点和非设计点的性能参数。

基于以上分析,在航空发动机数值仿真平台^[20]中搭建了涡轮电推进系统总体性能仿真模型,如图5所示。

本文所研究涡轮电推进系统的设计点选取在地

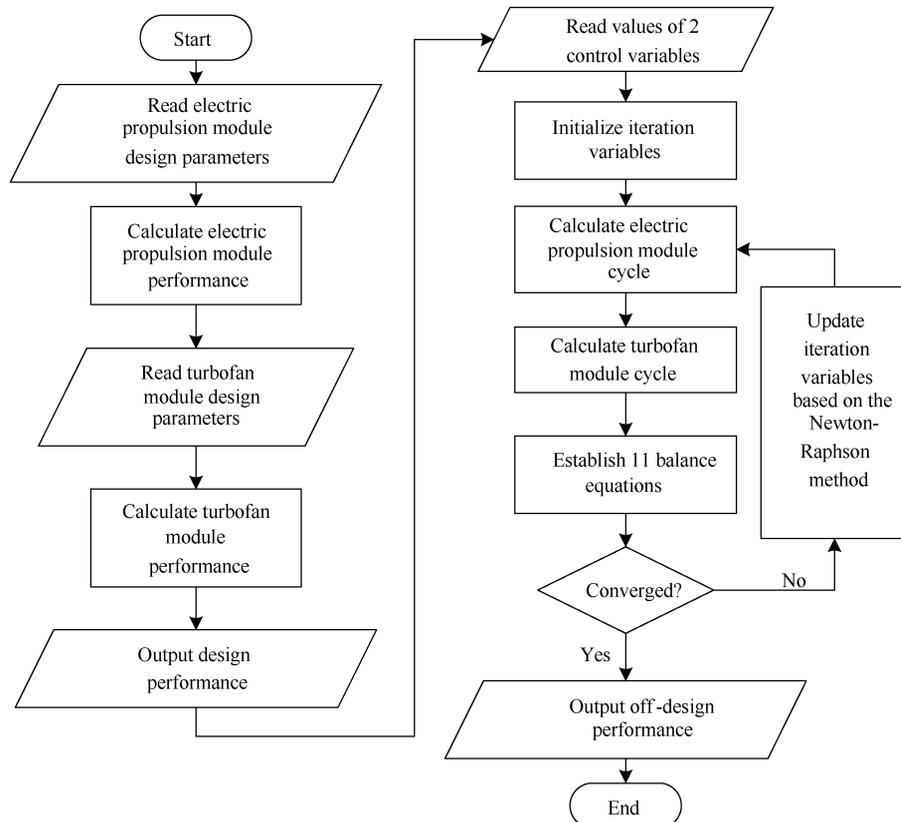


Fig. 4 Calculation process of the simulation model

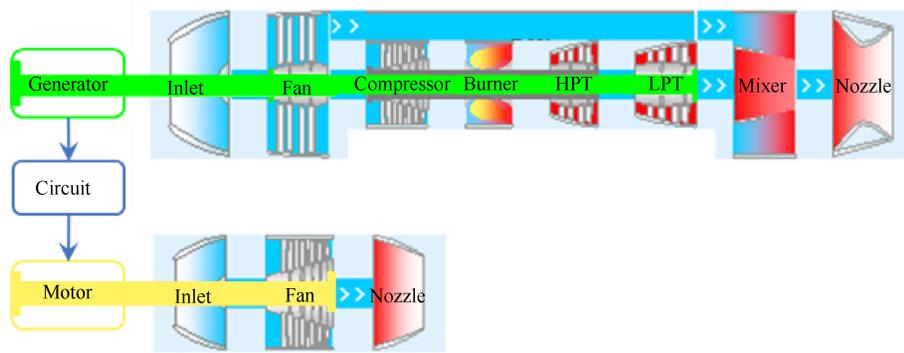


Fig. 5 Simulation model of the turboelectric propulsion system

面静止状态,此时涵道风扇和涡扇发动机都工作在最大转速。电推进模块及涡扇发动机模块的设计参数如表 3 和表 4 所示。将设计参数代入涡轮电推进系统整机模型中,计算得到涡轮电推进系统设计点性能参数,与 GasTurb 软件^[21]采用相同设计参数计算出的仿真数据对比如表 5 所示。表中 F_n 为涡轮电推进系统净推力, F_d 为涵道风扇推力, F_t 为涡扇发动机净推力, W_f 为燃油流量, SFC 为单位燃油消耗率。从表 5 可以看出,本文发展的涡轮电推进系统

总体性能仿真模型计算结果与 GasTurb 软件仿真数据非常接近,最大偏差仅为 0.22%,表明本文发展的模型具有一定的准确性。

Table 3 Design parameters of electric propulsion module

Design parameters	Value
Mass flow/(kg/s)	120
Altitude/km	0
Ma	0
Fan pressure ratio	1.3
Fan efficiency	0.875
Motor efficiency	0.96
Circuit efficiency	0.98
Generator efficiency	0.97

Table 4 Design parameters of turbofan module

Design parameters	Value
Mass flow/(kg/s)	60
Altitude/km	0
Ma	0
Fan pressure ratio	5.0
Fan bypass ratio	0.56
Fan efficiency	0.875
Compressor pressure ratio	5.9
Compressor efficiency	0.860
Burner exit temperature/K	2 000
HPT efficiency	0.871
LPT efficiency	0.863
Cooling air/%	12

Table 5 Performance comparison of simulation results with GasTurb results

Parameters	Simulation	GasTurb
F_n /kN	74.43	74.32
F_d /kN	23.91	23.91
F_t /kN	50.52	50.41
W_f /(kg/s)	1.265	1.265
SFC /(kg/(N·h))	0.061	0.061
η_{all}	0.913	0.913
P_{loss} /kW	290.2	290.2

3 涡轮电推进系统工作特性分析及控制规律设计

3.1 涡轮电推进系统工作特性分析

涡轮电推进系统可以灵活控制涵道风扇推力变化,从而使飞机具备短距起降、无舵面机动等功能。但是控制涵道风扇推力变化的同时,航空发动机模块也会受到电推进系统负载变化而改变推进系统的工作状态。本节重点分析改变涵道风扇推力对涡扇发动机工作状态的影响,以及如何通过调节几何参数使涡扇发动机与涵道风扇相匹配,为本文提出的涡轮电推进系统控制规律设计方法做铺垫。

由涡轮电推进系统的共同工作方程分析可知,对于固定几何的涡轮电推进系统需分别在电推进模块及涡扇发动机模块的迭代变量中各选取 1 个变量作为调节参数,便可以确定工作点性能。本文选取电动机相对物理转速和高压转子相对物理转速为调节参数分析涡轮电推进系统的非设计点工作特性。

首先研究涵道风扇推力调节时,固定几何涡轮

电推进系统的工作特性。涡轮电推进系统的飞行条件为地面静止状态($H = 0\text{km}, Ma = 0$),控制规律为高压转子相对物理转速 \bar{n}_{hps} 保持100%,涵道风扇相对物理转速 \bar{n}_{mot} 从100%降低至0%。将以上参数代

入涡轮电推进系统仿真模型,并保持推进系统的几何参数不变,计算得到的推进系统性能如图6所示。图中 W_t 为涡轮发动机空气流量, \bar{n}_{hps} 为低压转子相对物理转速, SM_{fan} 为风扇喘振裕度, SM_{com} 为压

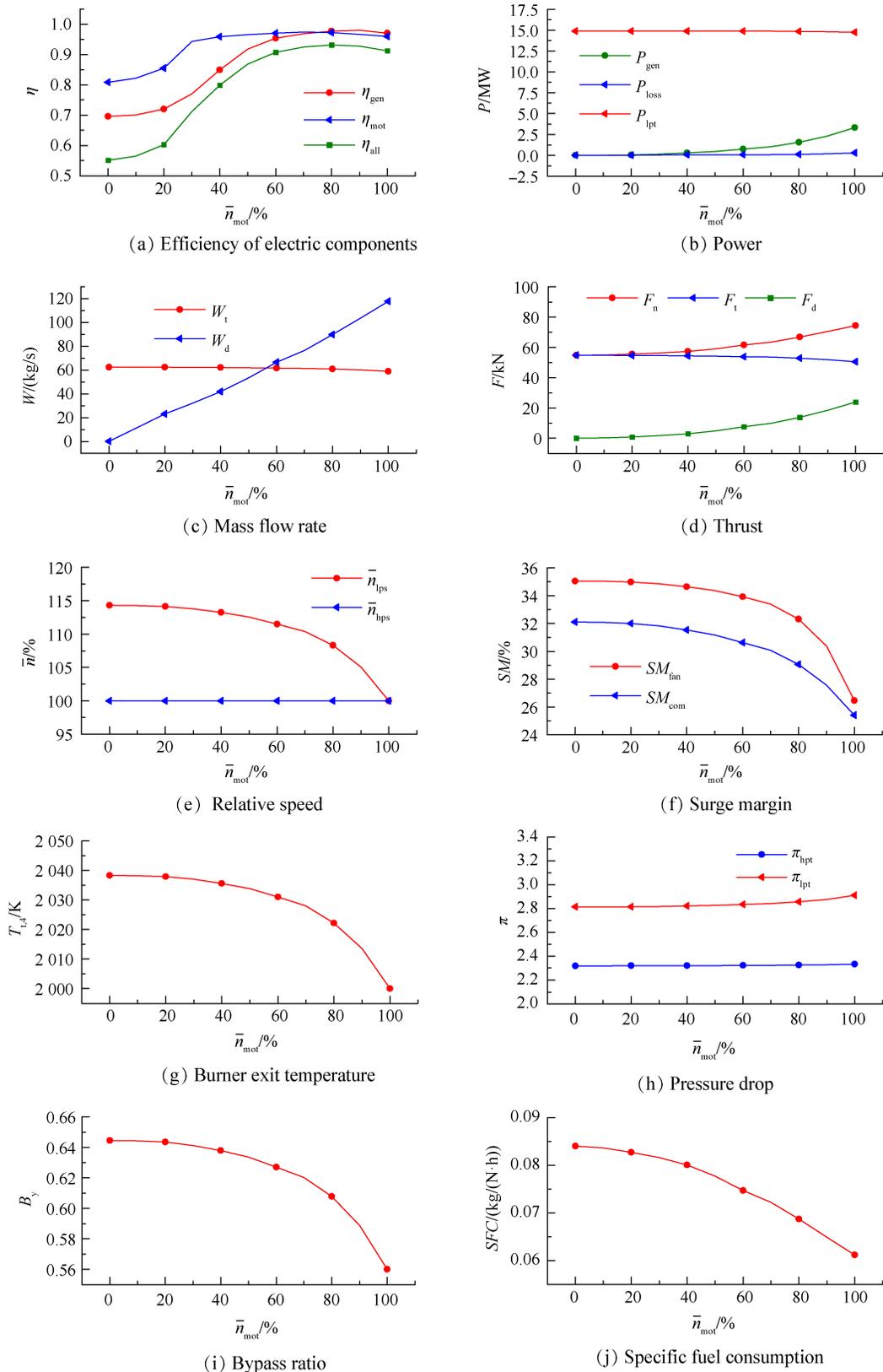


Fig. 6 Performance with fixed geometric parameters

气机喘振裕度, $T_{t,4}$ 为燃烧室出口总温, B_y 为发动机涵道比。

从图 6 可以看出,随着涵道风扇转速下降,电动机和发电机的效率在小幅度上升后快速下降,这是因为电动机和发电机在涵道风扇转速降低后工作在效率较低的低扭矩工作区域。虽然电推进系统能量传递效率明显下降,但因为涵道风扇消耗的功率随转速降低而大幅度减少,导致电推进系统消耗的功率和功率传递损失也大幅度减少。然而低压涡轮功率还略有上升,这是电推进模块的负载减小后低压转子超转、风扇消耗功率上升导致的。随着涵道风扇的转速降低至零转速,涵道风扇的推力也下降至 0 kN,同时涡扇发动机推力从 50.5 kN 上升至 54.7 kN。随着涵道风扇推力下降为 0 kN,推进系统的总推力也因此显著下降。值得注意的是因发电力矩的降低,低压转子相对物理转速超转至 114%,且燃烧室出口总温也上升至 2 038 K。

通过对固定几何涡轮电推进系统性能分析可知,当涵道风扇推力改变时,低压转子的负载会大幅度变化,影响低压转子功率平衡,可能导致涡扇发动机出现超温、超转现象。需要调节相关可调几何变量以使涡扇发动机与电推进系统的工作状态相匹配。由航空发动机原理^[16]可知,对于混排涡扇发动机,通过调节涡轮落压比,可在涡轮进口条件不变的情况下改变涡轮功率。调节尾喷管喉部面积 A_8 或低压涡轮导向器面积,可以实现低压涡轮落压比的控制。由于低压涡轮导向器属于热端部件,其调节能力相比于尾喷管喉部面积较小,且调节低压涡轮导向器面积时会

影响高压涡轮工作状态。故本文选择调节尾喷管喉部面积以控制低压转子转速。当低压转子负载降低时,同步调节尾喷管喉部面积,以降低低压涡轮落压比,从而降低低压涡轮功率,防止低压转子超转。

本文采用稳态逆算法^[22]研究尾喷管喉部面积的可调对涡轮电推进系统性能的影响。具体实现方式是将涡轮电推进系统中的迭代变量替换为可调几何参数,直接给定被替换的迭代变量值,在平衡方程求解过程中可直接将对应的可调几何变量的调节规律求出。在推进系统仿真模型中将低压转子相对物理转速 \bar{n}_{lps} 替换为尾喷管喉部面积 A_8 ,计算时直接给定 \bar{n}_{lps} 并通过迭代求出 A_8 。

研究涵道风扇推力调节时, A_8 可调的涡轮电推进系统工作特性。涡轮电推进系统的控制规律为高压转子相对物理转速 \bar{n}_{hps} 保持 100%, 低压转子相对物理转速 \bar{n}_{lps} 保持 100%, 涵道风扇相对物理转速 \bar{n}_{mot} 从 100% 降低至 0%。将以上参数代入仿真模型,计算得到的 A_8 调节规律及推进系统性能如图 7 及图 8 所示。

从图 7、图 8 可以看出,低压转子相对物理转速 \bar{n}_{lps} 在 A_8 的调节作用下成功保持不变,而低压涡轮落压比 π_{lpt} 随涵道风扇转速下降,由 2.9 下降至 2.1 以匹配

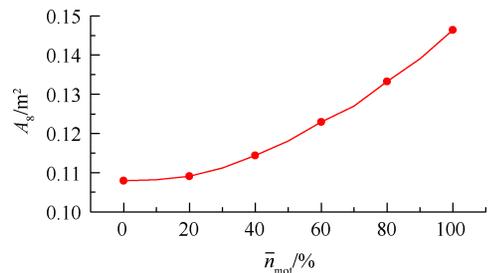
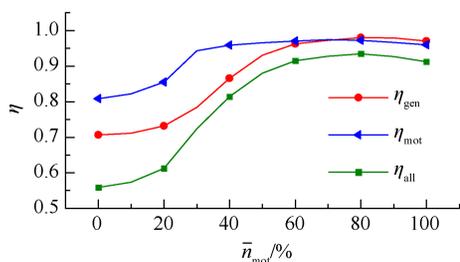
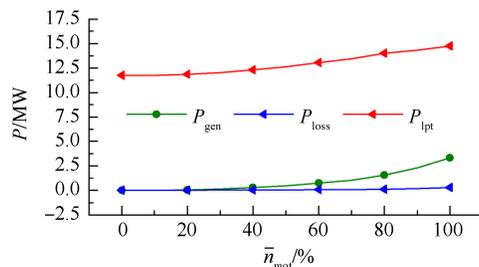


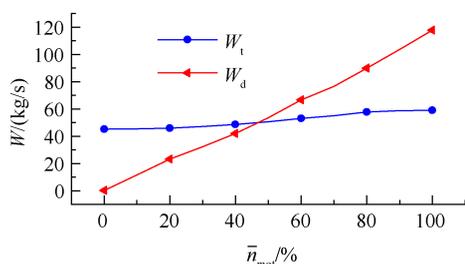
Fig. 7 A_8 control schedule



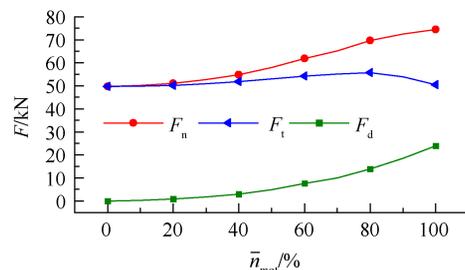
(a) Efficiency of electric components



(b) Power



(c) Mass flow rate



(d) Thrust

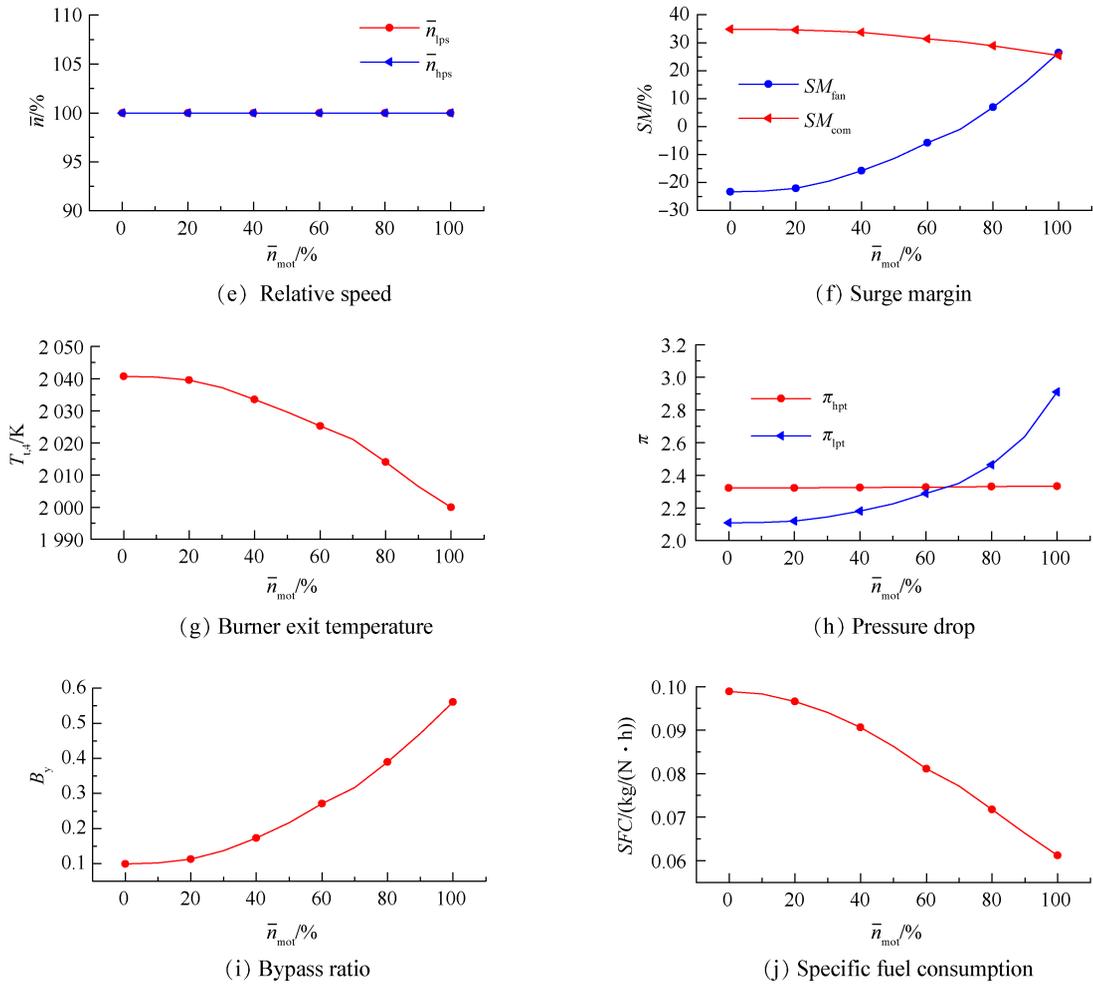


Fig. 8 Performance with adjustable A_8

大幅减小的低压涡轮输出功率。随 \bar{n}_{lps} 下降, 涡扇发动机的推力先小幅度上升至 55.1 kN 后下降至 49.8 kN。这是低压涡轮能量提取和涡扇发动机流量变化的共同影响结果。一方面低压涡轮提取的能量减少, 单位流量的喷管出口动能增加。另一方面, 由于低压涡轮出口总压上升, 导致风扇外涵道出口背压上升, 从而使发动机的涵道比 B_y 下降。涵道比下降使得风扇的喘振裕度快速降低, 发动机的进口流量减少。在这些因素的共同作用下, 发动机的推力由上升趋势转变为下降趋势, 且发动机将会出现严重的喘振。

从上文分析可知, 通过调节 A_8 虽然可以避免发动机超转, 但会导致风扇的喘振裕度快速下降, 涡轮前温度也出现较大幅度的上升。这些问题产生的根源在于混合室外涵总压比相较于设计状态产生了较大的偏差, 导致发动机涵道比快速减小。由文献 [23] 可知调节涵道引射器面积 A_{25} 可以有效地调节风扇涵道比。

采用稳态逆算法研究 A_8 及 A_{25} 可调对涡轮电推进系统性能的影响。实现方式与上文类似, 在推进

系统仿真模型中将低压转子相对物理转速 \bar{n}_{lps} 及发动机涵道比 B_y 替换为尾喷管喉部面积 A_8 及涵道引射器面积 A_{25} , 计算时直接给定 \bar{n}_{lps} 并通过迭代求出 A_8 及 A_{25} 。涡轮电推进系统的控制规律为高压转子相对物理转速 \bar{n}_{hps} 保持 100%, 低压转子相对物理转速 \bar{n}_{lps} 保持 100%, 发动机涵道比 B_y 保持 0.56, 涵道风扇相对物理转速 \bar{n}_{mot} 从 100% 降低至 0%。将以上参数代入仿真模型计算得 A_8 和 A_{25} 的调节规律及推进系统性能如图 9 及图 10 所示。

从图 9, 图 10 可以看出, 在涵道风扇推力变化时, 联合调节 A_8 和 A_{25} 可以使发动机转速和涵道比保持

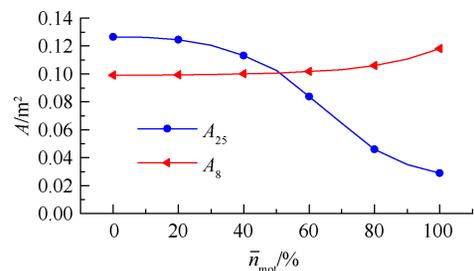


Fig. 9 A_{25} and A_8 control schedule

稳定,从而避免发动机出现超转和喘振现象。 $T_{t,4}$ 仅上升7.9 K,说明联合调节 A_8 和 A_{25} 对抑制发动机超温也十分有益。在涵道风扇转速下降过程中,推进系

统的等效涵道比逐渐下降,推力逐渐下降,耗油率逐渐上升,当涵道风扇变为0转速时,推进系统完全等效于小涵道比涡扇发动机。

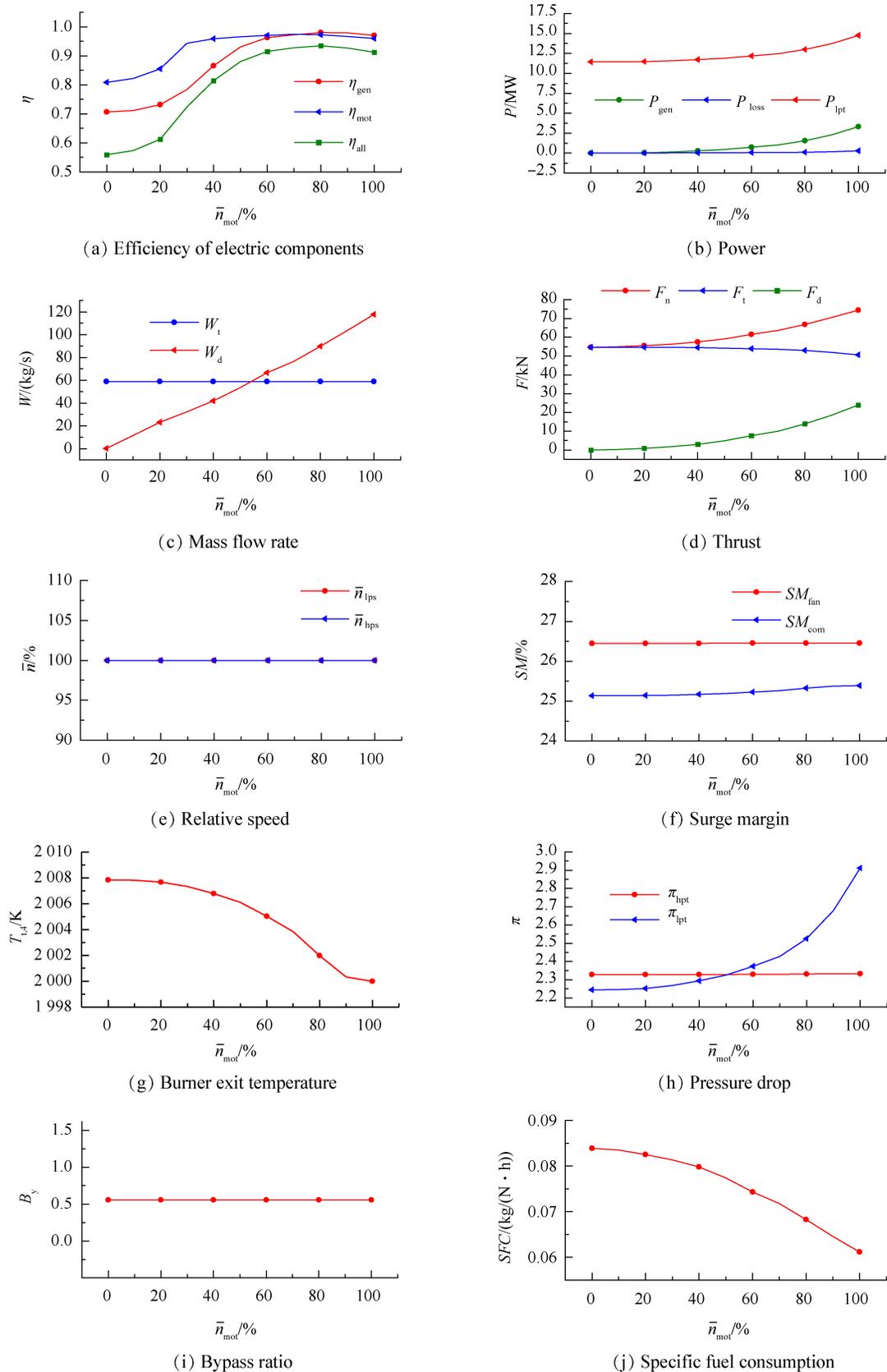


Fig. 10 Performance with adjustable A_8 and A_{25}

3.2 涡轮电推进系统控制规律设计方法

从上文的分析中可知,涡轮电推进系统需要控制4个调节参数($A_8, A_{25}, \bar{n}_{\text{hps}}$ 和 \bar{n}_{mot}),方能使得涡轮电推进系统获得最佳匹配,充分发挥涡轮电推进系统的性能潜力。涡轮电推进系统控制规律设计程序需要在给定的高度和推力需求下,给出最优的被控变量调节规律,以保证飞机在任意飞行状态下都能处于最优的状态。对于推进系统而言,降低耗油率可以提升飞机航程、减少飞行油耗,故本文以耗油率为优化目标进行控制规律设计。本文基于多变量优化方法求解最优控制规律,为了充分挖掘涡轮电推进系统的性能潜力,采用全局优化能力较好的差分进化算法^[24]。在控制规律设计时优化4个调节参数,使涡轮电推进系统在满足各类限制条件(几何参数限制和安全工作限制)的情况下耗油率最低,且产生的推力与需求推力相同。若直接构建以 $A_8, A_{25}, \bar{n}_{\text{hps}}$ 和 \bar{n}_{mot} 为优化变量,推力需求和各类限制参数为约束参数的非线性优化问题,由于存在推力需求这个等式约束,将导致优化求解效率大大降低,难以获得最优解。借鉴稳态逆算法的思想改进涡轮电推进系统仿真模型,在平衡方程组中添加计算出的推进系统总推力与需求推力 F_{dem} 相等的平衡方程,并将基础模型中的一个被控变量加入迭代变量中使平衡方程封闭。因为4个被控变量中 \bar{n}_{hps} 对推进系统推力的影响最为显著,故选择 \bar{n}_{hps} 加入迭代变量。此时推进系统的被控变量包括: $A_8, A_{25}, \bar{n}_{\text{mot}}$ 和 F_{dem} 。 \bar{n}_{hps} 将在平衡方程组中直接求解获得。对于控制规律优化问题 F_{dem} 为输入值,故优化问题的优化变量简化为 $A_8, A_{25}, \bar{n}_{\text{mot}}$ 3个变量,且不再需要在优化模型中构建推力需求的等式约束。据此构建涡轮电推进系统优化模型:

模型输入: H, Ma, F_{dem} ;

优化变量: $A_8, A_{25}, \bar{n}_{\text{mot}}$;

优化目标: $\min(SFC)$;

约束条件: $\bar{n} < \bar{n}_{\text{max}}, SM > SM_{\text{min}}, T_{1,4} < T_{1,4, \text{max}}$ 。

为了验证本文提出的涡轮电推进系统控制规律设计方法,设计了推进系统的节流过程控制规律。模型输入为: $H = 0 \text{ km}, Ma = 0, F_{\text{dem}} = 74.43 \sim 30 \text{ kN}$ 。优化变量及其范围如表6所示。约束变量及其范围如表7所示。表中 $\bar{n}_{\text{hps, cor}}$ 为高压转子相对换算转速。 $\bar{n}_{\text{hps, cor}}$ 定义如式(9)所示,即

$$\bar{n}_{\text{hps, cor}} = \frac{n_{\text{hps}} / \sqrt{RT_{\text{com}} / (R_{\text{std}} T_{\text{std}})}}{\left(n_{\text{hps}} / \sqrt{RT_{\text{com}} / (R_{\text{std}} T_{\text{std}})} \right)_{\text{ds}}} \quad (9)$$

式中 R 为气体常数, T_{com} 为压气机进口温度,下标“std”表示标准天气,下标“ds”表示设计点。

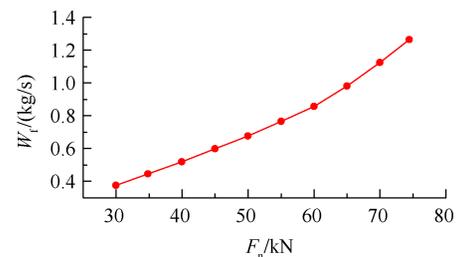
Table 6 Optimization variables at throttle rating

Optimization variables	Lower limit	Upper limit
A_8/m^2	0.08	0.15
A_{25}/m^2	0.02	0.15
$\bar{n}_{\text{mot}}/\%$	0	100

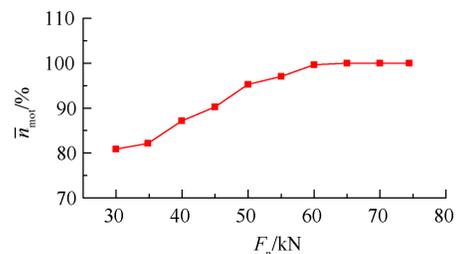
Table 7 Constraint parameters at throttle rating

Constraint parameters	Lower limit	Upper limit
$\bar{n}_{\text{hps}}/\%$	-	100
$\bar{n}_{\text{ips}}/\%$	-	100
$\bar{n}_{\text{hps, cor}}/\%$	-	100
SM_{fan}	20	-
SM_{com}	20	-
$T_{1,4}/\text{K}$	-	2 000
$W_f/(\text{kg/s})$	0	2.0

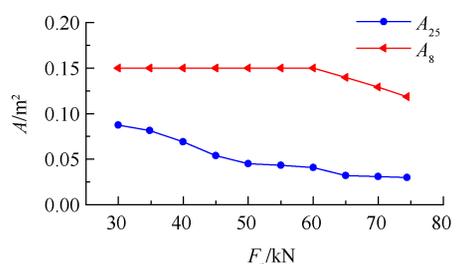
将以上参数代入优化模型中,计算得到的涡轮电推进系统节流过程控制规律及性能参数如图11,图12所示。图11中展示的4个控制规律中, A_8, A_{25} ,



(a) W_f



(b) \bar{n}_{mot}



(c) A

Fig. 11 Control schedule at throttle rating

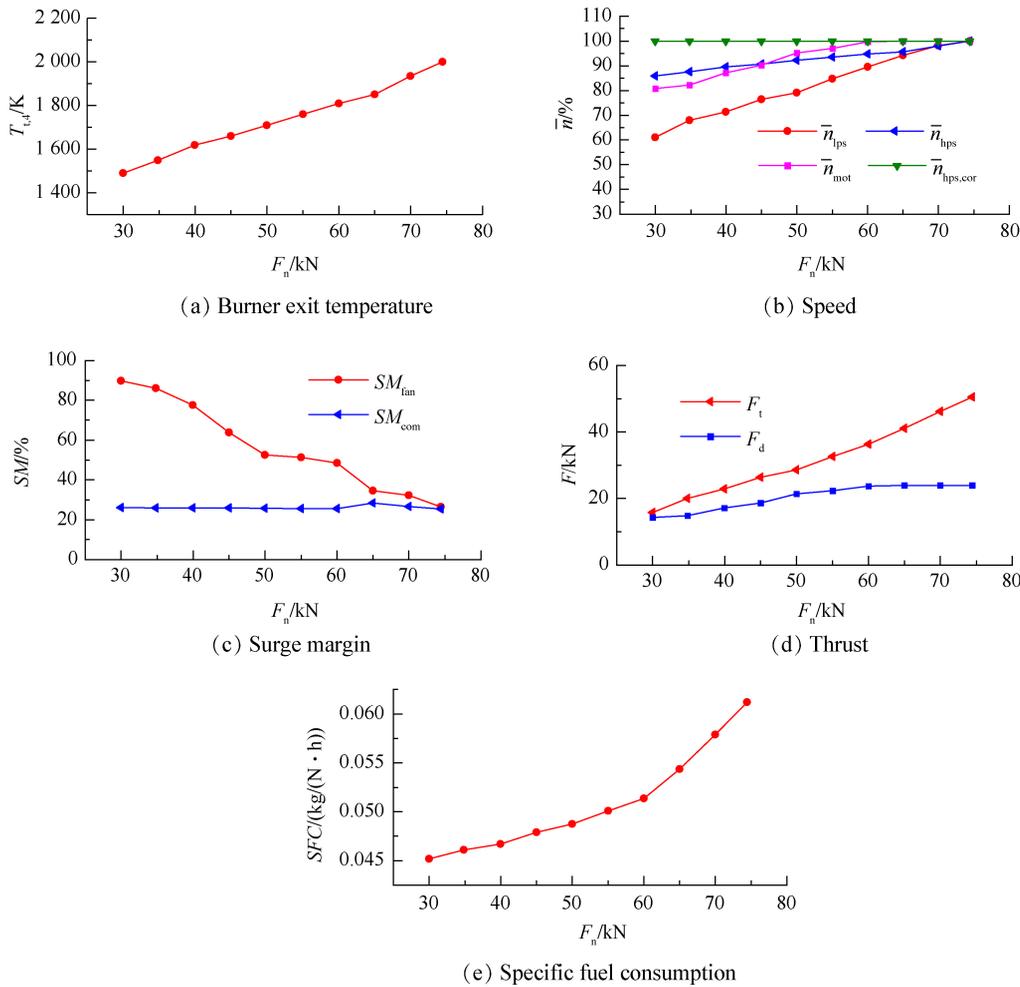


Fig. 12 Performance at throttle rating

\bar{n}_{mot} 为直接优化变量, W_f 为根据输入的 F_{dem} 反算出的该工作点需求燃油流量。

从图 11, 图 12 可以看出, 基于本文提出的控制规律设计方法, 设计出的控制规律可以保证涡轮电推进系统不超温、不超转, 具有足够的喘振裕度, 且在节流过程中能进一步降低 SFC 。设计出的控制规律还具有连续、单调的特点, 有利于工程实现。在节流的过程中, W_f 快速降低, 而 \bar{n}_{mot} 则在 60 kN 前保持最大转速, 之后逐渐降低。这种变化趋势与 A_8 的变化趋势是对应的, 在节流的初期, 通过扩大 A_8 使低压转子在转速降低的同时为电推进系统提供足够的功率, 使 \bar{n}_{mot} 保持最大。当节流到 60 kN 之后, A_8 达到了最大几何限制, 受低压涡轮做功能力影响 \bar{n}_{mot} 开始下降, 但依然大于 \bar{n}_{ips} 。随着节流过程, 涵道风扇推力在整个推进系统推力的占比越来越大。这说明涡轮电推进系统的等效涵道比随节流加速也越来越大, 并使推进系统的 SFC 明显降低。

4 结 论

通过本文的研究, 可以得到以下结论:

(1) 本文建立的涡轮电推进系统仿真模型计算结果与国外发动机性能计算软件计算结果对比, 最大偏差仅为 0.22%, 验证了本文建模方法的有效性。

(2) 当涵道风扇推力改变时, 低压转子的负载会大幅度变化, 可能导致涡扇发动机出现超温、超转和喘振现象。

(3) 在调节涵道风扇推力时, 联合调节尾喷管喉部面积和涵道引射器面积, 可以匹配涡扇发动机与涵道风扇的工作状态, 有效避免发动机出现超温、超转和喘振现象。

(4) 基于本文提出的控制规律设计方法, 设计出的节流过程控制规律可以保证涡轮电推进系统不超温、不超转, 具有足够的喘振裕度, 且在节流过程中还能进一步降低耗油率。该控制规律还具有连续、单调的特点, 有利于工程实现。

致 谢: 感谢国家自然科学基金、国家科技重大专项、航

空发动机及燃气轮机基础科学中心项目和中央高校基本科研业务费专项资金的资助。

参考文献

- [1] SAHOO S, ZHAO X, KYPRIANIDIS K. A review of concepts, benefits, and challenges for future electrical propulsion-based aircraft[J]. *Aerospace*, 2020, 7(4): 44-112.
- [2] 韩玉琪, 王则皓, 刘英杰, 等. 通向碳中和的航空新能源动力发展路径分析[J]. *航空动力*, 2022, 5(3): 13-15.
- [3] JANSEN R, BROWN G V, FELDER J L, et al. Turboelectric aircraft drive key performance parameters and functional requirements[R]. AIAA 2015-3890.
- [4] FELDER J L, BROWN G V, DAEKIM H, et al. Turboelectric distributed propulsion in a hybrid wing body aircraft[R]. ISABE 2011-1340.
- [5] FELDER J, KIM H, BROWN G. Turboelectric distributed propulsion engine cycle analysis for hybrid-wing-body aircraft[R]. AIAA 2009-1132.
- [6] FELDER J, TONG M, CHU J. Sensitivity of mission energy consumption to turboelectric distributed propulsion design assumptions on the N3-X hybrid wing body aircraft[R]. AIAA 2012-3701.
- [7] KIM H D, FELDER J L, TONG M T, et al. Turboelectric distributed propulsion benefits on the N3-X vehicle [J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2014, 86(6): 558-561.
- [8] WELSTEAD J, FELDER J L. Conceptual design of a single-aisle turboelectric commercial transport with fuselage boundary layer ingestion[R]. AIAA 2016-1027.
- [9] YOON A, ARASTU F, LOHAN D, et al. Direct-drive electric motor for STARC-ABL tail-cone propulsor[R]. AIAA 2019-4516.
- [10] PELLEGRINO G, VAGATI A, BOAZZO B, et al. Comparison of induction and PM Synchronous motor drives for EV application including design examples [J]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2012, 48(6): 2322-2332.
- [11] 夏济宇, 周洲, 徐德, 等. 矢量电推进系统的气动-推进耦合模型[J/OL]. *航空学报*, <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20220829.1342.002.html>, 2022.
- [12] 刘昭威, 王俊, 彭河鑫. 30kW级航空电驱动涵道风扇设计与试验[J]. *推进技术*, 2023, 44(3): 22010007. (LIU Z W, WANG J, PENG H X. 30kW aviation electric drive ducted fan design and experiment[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(3): 22010007.)
- [13] 王书礼, 孙金博, 康桂文, 等. 一种电动飞机电推进系统的能效优化方法[J]. *航空学报*, 2021, 42(3): 53-61.
- [14] 张明阳, 王占学, 张晓博, 等. 串联式TBCC发动机风车冲压模态性能模拟[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(12): 2939-2949.
- [15] 张明阳, 王占学, 张晓博, 等. 旁路放气循环高速单轴涡喷发动机安装性能模拟[J]. *推进技术*, 2019, 40(6): 1201-1209. (ZHANG M Y, WANG Z X, ZHANG X B, et al. Simulation of installed performance of high-speed single-shaft turbojet with bypass bleed cycle [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(6): 1201-1209.)
- [16] 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.
- [17] KURZKE J. How to get component maps for aircraft gas turbine performance calculations[R]. ASME 96-GT-164.
- [18] 张晓博, 王占学, 蔡元虎. 面向对象的航空发动机性能仿真系统研究[J]. *机械设计与制造*, 2010, 48(11): 133-135.
- [19] 郝旺, 王占学, 张晓博, 等. 变循环发动机模态转换建模及控制规律设计方法研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(1): 210058. (HAO W, WANG Z X, ZHANG X B, et al. Mode transition modeling and control law design method of variable cycle engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(1): 210058.)
- [20] 张明阳, 王占学, 刘增文, 等. Ma4一级内并联式TBCC发动机模态转换性能分析[J]. *推进技术*, 2017, 38(2): 315-322. (ZHANG M Y, WANG Z X, LIU Z W, et al. Analysis of mode transition performance for a Mach 4 over-under TBCC engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(2): 315-322.)
- [21] GasTurb 14: design and off-design performance of gas turbines[M]. Aachen: GasTurb GmbH, 2022.
- [22] 陈玉春, 贾琳渊, 任成, 等. 变循环发动机稳态控制规律设计的新方法[J]. *推进技术*, 2017, 38(10): 2262-2270. (CHEN Y C, JIA L Y, REN C, et al. An innovative method for design of steady state control law for variable cycle engines [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(10): 2262-2270.)
- [23] 周红, 王占学, 刘增文, 等. 可变面积涵道引射器对变循环发动机性能影响[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(12): 2842-2850.
- [24] STORN R, PRICE K. Differential evolution—a simple and efficient heuristic for global optimization over continuous spaces [J]. *Journal of Global Optimization*, 1997, 11(4): 341-359.

(编辑:白 鹭)

Modelling and control schedule design of turboelectric propulsion system

JIANG Tianmu, ZHANG Xiaobo, WANG Zhanxue, LIU Yongquan, YAO Yao, HAO Wang

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: A performance simulation model was established to study the working characteristics and control schedule design method of the turboelectric propulsion system. The calculation model of the ducted fan was established based on the component method. The generator and motor performance calculation models were selected based on the motor efficiency map. The electric module calculation model was established based on the object-oriented modelling method. The electric module model was added to the turbofan component-level model, and the co-working equations of the turboelectric propulsion system, namely its performance simulation model were constructed. The reverse method was used to study the working characteristics when the ducted fan thrust is adjusted under the control schedules of different geometric parameters. By adding the thrust balance equation to the performance simulation model and combining the differential evolution algorithm to construct the optimization model of the turboelectric propulsion system, the optimal design method of the control schedule of the turboelectric propulsion system was formed, and the control schedule and performance of the throttle rating of the propulsion system were calculated. The results show that the maximum deviation between the design point performance calculation results of the simulation model and foreign engine calculation software is only 0.22%, which verifies the effectiveness of the modelling method. The ducted fan thrust changes may cause problems such as over-temperature, over-rotation, and surge of the turbofan engine. By jointly adjusting the area of nozzle throat and bypass injector, these problems can be effectively improved. The designed throttle rating control schedule can ensure that the engine is not over-temperature, over-rotation, and has sufficient surge margin, and the specific fuel consumption can be further reduced during the throttle rating. The control schedule also has the characteristics of continuous and monotonous, which is conducive to engineering realization.

Key words: Aeroengine; Turboelectric propulsion system; Propulsion system modelling; Differential evolution algorithm; Control schedule design

Received: 2022-09-25; **Revised:** 2023-02-16.

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2209076

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (52076180); National Science and Technology Major Project of China (J2019-I-0021-0020); Science Center for Gas Turbine Project (P2022-B-I-005-001); Fundamental Research Funds for the Central Universities.

Corresponding author: ZHANG Xiaobo, E-mail: zhangxb@nwpu.edu.cn