

基于时间预测的升力风扇起动过程控制规律设计

江天牧¹, 张晓博¹, 王占学¹, 刘永泉²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129;

2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为了减少轴驱动升力风扇起动时间, 针对轴驱动升力风扇式组合推进系统提出了较为通用的控制规律设计方法。建立了一种基于趋势外推和参考升力风扇转速变化曲线的剩余起动时间预测模型; 基于该时间预测模型和控制规律逐点寻优设计方法, 进行起动过程控制规律逐点寻优, 通过进行多轮次寻优并利用每轮的优化结果更新参考转速曲线, 便可获得起动过程控制规律。应用该方法设计了起始状态低压转子转速为 50% 的起动过程控制规律, 其起动时间仅需 3.1 s 与常规逐点寻优方法对比缩短了 22.5%, 且起动过程严格满足安全工作限制; 进一步设计了起始转速为 90% 以及在 50%~90% 之间的多组起动控制规律, 结果表明该方法不仅适用于低转速起动, 在高转速起动时依然有效。

关 键 词: 轴驱动升力风扇式组合推进系统; 离合器; 时间预测; 升力风扇起动; 控制规律设计

中图分类号: V235.3

文献标志码: A

Control law design of lift fan starting based on time prediction

JIANG Tianmu¹, ZHANG Xiaobo¹, WANG Zhanxue¹, LIU Yongquan²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: To reduce the shaft driven lift fan starting time, a general control law design method was proposed for the shaft driven lift fan propulsion system. A prediction model of the remaining starting time based on trend extrapolation and with a reference to the lift fan speed curve was established. Based on the time prediction model and control law pointwise optimization design method, the starting process control law was optimized point by point, and the starting process control law can be obtained by performing multiple rounds of optimization and using the optimization results of each round to update the reference speed curve. This method was used to design the control law of the starting process with the low-pressure rotor speed at the initial state of 50%. The starting time was only 3.1 s, which was 22.5% shorter than that of the pointwise optimization method, and the starting process strictly met the safe working limit. Furthermore, multiple groups of starting process control laws with the initial speed of 90% and between 50% and 90% were designed, illustrating that this method is not only suitable for starting at low speeds, but also effective at high speeds.

Keywords: shaft driven lift fan propulsion system; clutch; time prediction; lift fan starting; control law design

收稿日期: 2023-01-09

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(1996—), 男, 博士生, 主要从事航空发动机总体性能仿真与设计的研究。

通信作者: 张晓博(1982—), 男, 副教授、硕士生导师, 博士, 主要从事航空发动机总体性能仿真与设计的研究。E-mail: zhangxb@nwpu.edu.cn

引用格式: 江天牧, 张晓博, 王占学, 等. 基于时间预测的升力风扇起动过程控制规律设计[J]. 航空动力学报, 2023, 38(8): 2001-2014. JIANG Tianmu, ZHANG Xiaobo, WANG Zhanxue, et al. Control law design of lift fan starting based on time prediction[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(8): 2001-2014.

短距起飞/垂直降落(short takeoff and vertical landing, STOVL)战斗机可以在较短的跑道上实现短距离起飞,降落时可不借助跑道垂直降落,同时具备传统战斗机的高速、高机动性的特点^[1-2]。美国联合攻击机计划(Joint Strike Fighter, JSF)发展出的轴驱动升力风扇式(shaft driven lift fan, SDLF)组合推进系统是目前最为成功的 STOVL 战斗机用推进系统^[3]。

轴驱动升力风扇式组合推进系统由巡航发动机和升力风扇系统构成^[4]。在进行短距起飞/垂直降落前,通过离合器带动升力风扇启动,并将升力风扇驱动轴和巡航发动机低压转子啮合在一起。升力风扇在低压转子的驱动下可产生巨大的推力以实现短垂起降功能^[5]。推进系统所用的离合器是一种特殊的摩擦式离合器。该离合器由多片摩擦盘和锁定机构组成。在升力风扇启动初期,通过夹紧摩擦盘提供摩擦力矩带动升力风扇加速。当升力风扇加速至低压转子转速,锁定机构会自动将升力风扇驱动轴与低压转子锁定,之后升力风扇与巡航发动机共同加速至短垂起降状态的工作转速^[6]。摩擦盘只需要提供升力风扇所需的分力矩,可以减小离合器的尺寸重量^[1-7]。

升力风扇启动时间将对短垂起降飞机的安全性和灵活性产生极大的影响^[8]。如何设计升力风扇启动过程的过渡态控制规律以减少升力风扇启动时间,对轴驱动升力风扇式组合推进系统的设计至关重要^[9]。

目前已有大量公开文献针对轴驱动升力风扇式组合推进系统开展研究。Bevilaqua^[10-11]阐述了轴驱动升力风扇的工作原理,并提出了轴驱动升力风扇式组合推进系统的概念和设计思路。Arnulfo 等^[12]针对多种不同驱动方式的升力风扇组合推进系统,对比分析了不同驱动方式的性能优劣,结果表明轴驱动升力风扇式组合推进系统具有明显的性能优势。刘帅等^[13]对轴驱动升力风扇式组合推进系统进行了循环参数分析,确定了为驱动升力风扇所需要调节的几何变量。符大伟和任冰涛等^[14-15]建立了驱动升力风扇式组合推进系统仿真模型,但未考虑离合器的动态特性。庞淑伟等^[16]提出了多变量控制方法用于轴驱动升力风扇式组合推进系统控制,但其未明确给出升力风扇启动过程控制规律设计方法。江天牧等^[17]提出了控制巡航发动机转速和涵道比保持不变的升力风扇启动过程控制策略,但该控制策略仅适

用于离合器能提供较大摩擦力矩的推进系统,且该策略无法针对启动性能进行优化。

可以看出目前针对升力风扇启动过程控制规律优化设计的研究较少,尚未有文献系统性提出升力风扇启动过程的过渡态控制规律设计方法。

航空发动机的控制规律设计方法主要有全局优化方法^[18-19]和逐点寻优方法^[20-21]两类。全局优化方法在进行升力风扇启动过程控制规律设计时,建立的优化模型维度高、非线性强,难以获得有效的解。而逐点寻优方法则难以找到合适的状态参数来表征启动时间,转子的加速度、推力与终点推力的残差等常用的逐点优化模型目标函数并不适用于升力风扇启动过程控制规律设计。

本文首先建立了一种基于趋势外推和参考升力风扇转速变化曲线的剩余启动时间预测模型;基于剩余启动时间预测模型和逐点寻优方法,提出了升力风扇启动过程控制规律设计方法。

1 计算模型

1.1 推进系统结构分析

本文所研究的轴驱动升力风扇式组合推进系统结构如图1所示。该推进系统包括巡航发动机和升力风扇系统两个模块构成。巡航发动机构型为双轴混合排气涡扇发动机,主要部件包括进气道、风扇、压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、混合室和喷管。与常规涡扇发动机不同的是,低压转子不仅驱动风扇,还通过一根向前延伸的传动轴连接到离合器以驱动升力风扇转动。升力风扇系统组成部件包括升力风扇进气道、升力风扇、升力风扇喷管、齿轮箱、升力风扇驱动轴和离合器。在执行常规飞行任务时,离合器将升力风扇驱动轴和低压转子分开,此时推进系统完全等价于常规双轴混排涡扇发动机。在进行短垂起降时,离合器将升力风扇驱动轴和低压转子固连在一起,低压涡轮通过联合调节喷管喉部面积和涵道引射器面积,大幅提升功率提取以驱动升力风扇产生推力实现短垂起降。该推进系统的可调参数包括:施加在摩擦片法向的压紧力 F_n ,燃烧室燃油质量流量(下文简称流量) W_f ,涵道引射器面积 A_{25} 和尾喷管喉部面积 A_8 。

1.2 推进系统计算模型搭建

本文在文献[17]开发的短垂推进系统仿真平台上搭建了轴驱动升力风扇式组合推进系统升力风扇启动过程性能仿真模型。该模型采用面向对

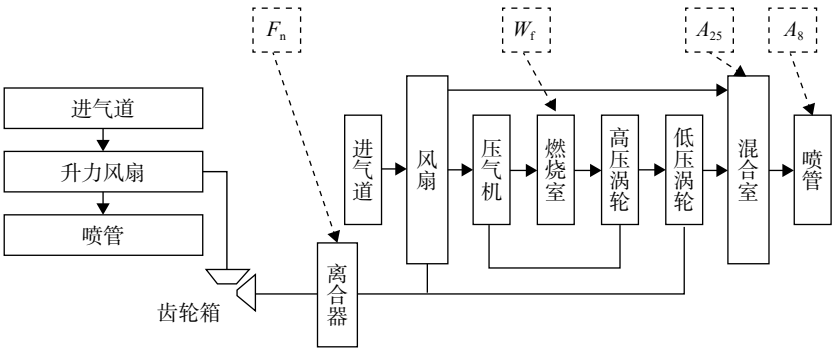


图 1 轴驱动升力风扇式组合推进系统结构简图

Fig. 1 Schematic diagram of shaft driven lift fan propulsion system

象的方法建立,首先建立推进系统各个部件的部件级性能计算模型,然后通过分析部件的共同工作关系建立推进系统在不同工作状态下的动态平衡方程,最后依时间顺序逐点求解每个时间点的推进系统状态参数和性能参数。

对轴驱动升力风扇式组合推进系统而言,离合器是升力风扇起动过程最为关键的可调部件。离合器位于升力风扇驱动轴和发动机低压转子之间,用于传递升力风扇的驱动力矩,并控制升力风扇驱动轴与低压转子的连接。文献[17]详细给出了离合器的建模方法,本文在此不再赘述。在升力风扇起动过程仿真中依据离合器的不同工作状态,分别建立力矩平衡方程和转速平衡方程。据此可以建立升力风扇系统的平衡方程组,通过迭代升力风扇系统各部件的迭代变量以满足平衡方程组。表 1 给出了升力风扇系统各部件在不同工作状态下的平衡方程及迭代变量,表 2 给出了巡航发动机各部件的平衡方程及迭代变量。

表 1 升力风扇系统各部件在不同工作状态下的平衡方程及迭代变量

Table 1 Balance equations and iteration variables of each component of the lift fan system under different operating conditions			
部件	平衡方程		迭代变量
	滑动状态	锁定状态	
进气道			流量
升力风扇	流量平衡	流量平衡	压比比
喷管	流量平衡	流量平衡	
驱动轴			转速
离合器	力矩平衡	转速平衡	
总计	3	3	3

表 2 巡航发动机各部件的平衡方程及迭代变量

Table 2 Balance equations and iteration variables for each component of cruise engine

部件	平衡方程	迭代变量
进气道		流量
风扇	流量平衡	压比比、涵道比
压气机	流量平衡	压比比
高压涡轮	流量平衡	落压比
低压涡轮	流量平衡	落压比
混合室	压力平衡	
喷管	流量平衡	
高压转子	转子动力学	转速
低压转子	转子动力学	转速
总计	8	8

从初始时刻开始逐点求解每一时间步的平衡方程组,并在循环计算中考虑推进系统的容积效应、转子惯性效应和离合器的动态特性,便可获得升力风扇起动过程的推进系统过渡态性能。文献[17]详细描述了各个平衡方程和迭代变量的含义,本文不再赘述。采用牛顿-拉夫逊算法求解建立的平衡方程组,从起始状态点依次求解每个时间步的平衡方程组,求出每个时间步的推进系统的状态参数和性能参数,便可完成升力风扇起动过程性能仿真。文献[17]采用该建模方法计算了升力风扇起动过程的性能变化曲线,并与国外数据对比验证了模型的可靠性,结果表明该建模方法建立的升力风扇起动模型具有一定的精度和可靠性。本文所使用的仿真平台与文献[17]所使用的仿真平台完全一致,因此不再重复进行模型校验工作。

1.3 推进系统设计参数

采用文献[22]所述的多工作点综合优化设计方法,以降低常规状态耗油率为目标,以短垂起

降状态下推进系统总推力不低于普拉特·惠特尼公司公布的 F135-PW-600 数据为约束, 设计了组合推进系统的设计点循环参数。具体设计过程不是本文的研究重点, 故在此不再赘述。表 3 和表 4 分别给出了巡航发动机和升力风扇的设计参数。推进系统的设计点选取在巡航工作模式下的地面静止状态点。但在设计点计算时, 升力风扇需要独立计算以缩放特性图, 即设计点虽然计算了升力风扇的性能参数但未将升力风扇的负载加到低压转子上。短垂起降工作点即起动过程终止点的控制规律及典型性能参数如表 5 所示。表中 $\bar{n}_{hp}$ 、

$\bar{n}_{lp}$ 和 $\bar{n}_{lf}$ 分别表示高压转子、低压转子和升力风扇驱动轴的相对物理转速, $T_{t,4}$ 表示涡轮前温度, F_{ce} 和 F_{lf} 分别表示巡航发动机和升力风扇产生的推力, B_y 表示涵道比。

2 设计方法

2.1 升力风扇起动过程分析

升力风扇起动过程需要保证发动机工作的稳定性及安全性, 即整个过程中发动机不出现超温、超转、喘振、熄火等现象。在设计控制规律时应当约束相关参数以保证推进系统安全、稳定工作。表 6 给出了升力风扇起动过程推进系统所需满足的参数限制。

表 3 巡航发动机设计参数

Table 3 Design parameters of cruise engine

设计参数	数值
高度/km	0
马赫数	0
进口流量/(kg/s)	142.3
风扇压比	5.274
涵道比	0.560
压气机压比	5.350
涡轮前温度/K	2 050

表 4 升力风扇设计参数

Table 4 Design parameters of the lift fan

设计参数	数值
高度/km	0
马赫数	0
升力风扇进口流量/(kg/s)	225
升力风扇压比	2.17

表 5 短垂起降工作点推进系统控制规律及典型性能参数

Table 5 Control law and typical performance parameters of propulsion system at STOVL working point

参数	数值或状态
离合器状态	锁定
W_f /(kg/s)	2.934
A_8 /m ²	0.373
A_{25} /m ²	0.048
$\bar{n}_{lf}/\%$	100.0
$\bar{n}_{hp}/\%$	100.0
$\bar{n}_{lp}/\%$	100.0
$T_{t,4}/\%$	2 029
B_y	0.510
F_{lf} /kN	83.02
F_{ce} /kN	98.15

表 6 起动过程参数约束

Table 6 Parameter constraints during starting

参数	约束
风扇相对换算转速	$\bar{n}_{fan,cor} \leq 110\%$
压气机相对换算转速	$\bar{n}_{comp,cor} \leq 110\%$
升力风扇驱动轴相对物理转速	$\bar{n}_{lf} \leq 110\%$
低压转子相对物理转速	$\bar{n}_{lp} \leq 110\%$
高压转子相对物理转速	$\bar{n}_{hp} \leq 11\%$
燃烧室余气系数	$1 \leq \alpha \leq 4$
涡轮前温度	$T_{t,4} \leq 2\ 100\text{ K}$
风扇喘振裕度	$M_{s,fan} \geq 15\%$
压气机喘振裕度	$M_{s,comp} \geq 15\%$

在满足安全稳定工作约束的同时, 起动过程控制规律需要具有实际调节的可行性。本文通过限制可调参数的调节范围和变化率来保证所设计的控制规律在物理上是可实现的。表 7 和表 8 分别给出了可调参数的调节范围及其变化率的限制。

考虑离合器尺寸限制, 离合器的 F_n 通常不足以提供足够的摩擦力矩使升力风扇加速至短垂起降状态工作转速。升力风扇的锁定转速将低于升力风扇短垂起降状态工作转速。因此可以依据锁

表 7 可调参数调节范围

Table 7 Control variable ranges

可调参数	范围
F_n /kN	[0, 8]
W_f /(kg/s)	[0.1, 3.5]
A_8 /m ²	[0.2, 0.38]
A_{25} /m ²	[0.04, 0.45]

表 8 可调参数变化率限制区间
Table 8 Control variable change rate ranges

可调参数变化率	限制区间
$\dot{F}_n/(\text{kN/s})$	$[-5, 5]$
$\dot{W}_f/(\text{kg/s}^2)$	$[-2, 2]$
$\dot{A}_8/(\text{m}^2/\text{s})$	$[-0.1, 0.1]$
$\dot{A}_{25}/(\text{m}^2/\text{s})$	$[-0.16, 0.16]$

定与否将起动过程分为: 滑动接合阶段和锁定加速阶段。在滑动接合阶段, 离合器处于滑动状态, 通过施加压紧力产生滑动摩擦力矩驱动升力风扇从零转速开始加速, 同时调节发动机可调参数控制发动机转速接近升力风扇转速, 直至升力风扇驱动轴转速与低压转子转速相同。在锁定加速阶段, 升力风扇驱动轴和低压转子被离合器锁定在一起, 通过调节可调参数控制升力风扇与发动机共同加速至短垂起降工作转速。

2.2 控制规律设计方法

升力风扇起动过程作为一种特殊的过渡态, 需要在保证发动机安全、稳定工作且控制变量具有实际调节可行性的条件下, 尽可能缩短过渡时间以保证短垂起降所需的机动性^[9]。因此本文以缩短升力风扇起动时间为目标, 以表 6 给出的安全工作约束及表 7 给出的可调参数变化率约束为约束条件, 以表 6 给出的可调参数调节范围为变量范围, 设计起动过程推进系统控制规律。

目前过渡态控制规律优化设计方法, 多数以缩短过渡时间为设计目标。但过渡时间是整个过渡过程的全局参数, 无法在单个时间步上进行优化。若以过渡时间为优化目标需建立整个过渡过程的全局优化问题。此类优化问题维度高、非线性强, 难以直接求解^[18-19]。另一类逐点寻优方法一般选用能反映过渡时间的间接参数作为逐点优化问题的优化目标, 如: 转子的加速度^[23]、推力与终点推力的残差^[20-21]等。但此类参数都难以直接关联升力风扇的起动时间。以缩短滑动接合阶段耗时为目的设计的控制规律, 将对应较低的锁定转速, 从而导致锁定加速阶段耗时较长。因此采用逐点寻优方法设计起动过程控制规律时, 应当选择能衡量整个剩余起动时间的参数作为优化目标。

2.2.1 剩余起动时间预测模型

本文在逐点控制规律优化设计方法的基础上加入了剩余起动时间预测模型。该预测模型被用于估算当前时间步时在不同控制规律下剩余的升

力风扇起动时间。该模型通过已有的起动优化结果作为参考数据来预估推进系统的状态变化趋势, 从而估算剩余的升力风扇起动过渡时间。

该预测模型估算剩余起动时间的思想是: 将剩余起动时间拆分为滑动接合和锁定加速两个阶段分别估算所需消耗时间。但是在当前时间步之后的推进系统的控制规律是未知的, 其对应的状态量变化曲线存在多种可能, 为了求出两个阶段消耗的时间需要对模型做出一定近似假设: ①假定在滑动接合阶段, 升力风扇转速在当前时间步之后的变化曲线与滑动接合阶段参考转速从相同转速时刻之后的变化曲线一致, 直到完成低压转子与升力风扇驱动轴的接合; ②假定在滑动接合阶段, 低压转子转速按照当前时间步变化率继续变化, 直到完成低压转子与升力风扇驱动轴的接合; ③假定在锁定加速阶段, 升力风扇转速从预期锁定时间点开始与参考转速在锁定加速阶段变化曲线一致, 直到完成升力风扇起动。本文做出以上近似假设的理由如下:

在滑动接合阶段升力风扇仅由滑动摩擦力矩驱动, 升力风扇转速仅由 F_n 控制, 在离合器锁定前升力风扇可以单独近似视为时不变因果系统。若给定第 k 个时间步结束时刻 t_k 的升力风扇转速 $\bar{n}_{lf}[k]$ 和下一时间步的离合器压紧力 $F_n[k+1]$, 即可唯一确定下一时间步的升力风扇转速 $\bar{n}_{lf}[k+1]$ 。其中 $[k]$ 表示第 k 个节点中所使用的变量, 用于表达时间序列。依此类推可以唯一确定 t_k 后的升力风扇转速变化曲线。若 t_k 后的输入的 F_n 控制规律与参考转速曲线从转速为 $\bar{n}_{lf}[k]$ 时刻后的控制规律相似, 则 t_k 后的升力风扇转速曲线可以由参考转速变化曲线通过时间平移变换近似替代。本文通过多轮次的优化进行控制规律设计, 获得的升力风扇转速变化曲线用作下一轮的参考转速曲线。每一次优化的优化目标和优化约束是一致的, 为了使升力风扇获得最快的起动, 随着多轮次的优化前后两轮的控制规律将十分接近。因此本文用滑动摩擦阶段的参考转速曲线经过时间平移变换来近似升力风扇转速变化曲线具有一定的合理性。同理, 在离合器锁定后推进系统也可以近似视为时不变因果系统, 故锁定加速阶段的参考转速曲线也可以经过时间平移变换来近似锁定加速阶段的升力风扇转速变化曲线。

从工程实践经验来看, 缩短升力风扇起动时间关键在于优化出合适的锁定状态点, 即升力风

扇轴和低压转子锁定时的相对物理转速 $\bar{n}_e$ 和锁定的时间点 t_e 。在锁定前要获得最快的起动,显然升力风扇将保持尽可能大的加速度;在锁定后升力风扇与低压转子固连在一起,显然需要尽可能保证低压转速加速度最大。因此在锁定前升力风扇转速曲线在各个轮次的优化结果中具有很大相似性,同理在锁定后各个轮次优化出的低压转子转速曲线也具有较大的相似性。但是在锁定前低压转子的转速变化曲线的形状与锁定转速有很强的关联性。比如:当锁定转速 $\bar{n}_e$ 低于低压转子起始转速, $\bar{n}_{lp}$ 在滑动接合阶段整体呈下降趋势;当锁定转速 $\bar{n}_e$ 高于低压转子起始转速, $\bar{n}_{lp}$ 在滑动接合阶段整体呈上升趋势。因此在滑动阶段低压转子转速变化曲线不适合用参考转速曲线来进行预估。故本文采用趋势外推的方式来预估滑动接合阶段的低压转子转速变化曲线,即通过当前时间步或前一段时间的低压转子转速信息来外推出未知的低压转子转速曲线。经过测试对于升力风扇起动问题采用线性外推的方式即可获得较好的优化结果,同时线性外推曲线具有单调的特点在求取锁定状态点时具有较好的稳定性。

通过以上假设即可估算出任意时刻开始所需的剩余起动预估耗时 t^* 。下面推导第 k 个时间结束时所需的剩余起动预估耗时 $t^*[k]$ 。输入的滑动接合阶段和锁定加速参考升力风扇转速变化曲线分别以函数的形式表示。

$$\bar{n} = f_{\text{eng}}(t) \quad (1)$$

$$\bar{n} = f_{\text{loc}}(t) \quad (2)$$

式中 f_{eng} 表示滑动接合阶段参考转速曲线, f_{loc} 表示锁定加速阶段参考转速曲线。

将 t_k 时刻升力风扇转速 $\bar{n}_{lf}[k]$ 代入式(1),计算出滑动接合阶段参考转速曲线上,转速达到 $\bar{n}_{lf}[k]$ 的时刻 $t'_k = f_{\text{eng}}^{-1}(\bar{n}_{lf}[k])$ 。对式(1)进行平移变换,得到预估的滑动接合阶段升力风扇转速变化曲线式(3)。

$$\bar{n} = f_{\text{eng}}(t - t_k + t'_k) \quad (3)$$

对 t_k 时刻低压转子的转速进行线性外推,得到预估的滑动接合阶段低压转子转速变化曲线式(4)。

$$\bar{n} = \dot{\bar{n}}_{lp}[k](t - t_k) + \bar{n}_{lp}[k] \quad (4)$$

式中 $\dot{\bar{n}}_{lp}[k]$ 表示 t_k 时刻低压转子转速变化率, $\bar{n}_{lp}[k]$ 表示 t_k 时刻低压转子转速。

联立式(3)和式(4)求出预期锁定状态点 $(t_e^*, \bar{n}_e^*)$,即升力风扇转速变化曲线与低压转子转速变化曲线的交点。

$$\begin{cases} \bar{n}_e^* = f_{\text{eng}}(t_e^* - t_k + t'_k) \\ \bar{n}_e^* = \dot{\bar{n}}_{lp}[k](t_e^* - t_k) + \bar{n}_{lp}[k] \end{cases} \quad (5)$$

将预期锁定转速 $\bar{n}_e^*$ 代入式(2),计算出锁定加速阶段参考转速曲线上,转速达到 $\bar{n}_e^*$ 的时刻 t'_e 。对式(2)进行平移变换,得到预估的锁定加速阶段升力风扇及低压转子的转速变化曲线式(6)。

$$\bar{n} = f_{\text{loc}}(t - t_e^* + t'_e) \quad (6)$$

将起动过程终止点的升力风扇起动目标转速 $\bar{n}_f$ 代入式(6),求得预期升力风扇起动完成时刻 $t_f^* = f_{\text{loc}}^{-1}(\bar{n}_f) + t_e - t'_e$ 。剩余起动预估耗时 $t^*[k]$ 为 t_f^* 与 t_k 的差值。

$$t^*[k] = t_f^* - t_k \quad (7)$$

图2展示了剩余起动时间的估算原理。图中 t_{eng}^* 表示从 t_k 开始到滑动接合阶段结束的预估耗时, t_{loc}^* 表示锁定加速阶段的预估耗时。在已完成 t_1 至 t_{k-1} 的控制规律优化的情况下,输入第 k 个时间步的控制规律便可估算出 t_k 时刻后完成升力风扇起动过程所需要的时间 $t^*[k]$ 。计算过程如下所示:

1) 计算 t_k 时刻推进系统状态参数。读入第 k 步的控制规律,将其代入仿真模型中,计算得 $\bar{n}_{lp}[k]$ 和 $\bar{n}_{lf}[k]$ 。

2) 低压转子转速变化曲线预估。采用线性外插的方法预估 t_k 时刻后低压转子转速变化,即以 t_{k-1} 和 t_k 两个时刻的 $\bar{n}_{lp}$ 为节点向外线性插值,获得低压转子在滑动接合阶段的预估转速变化曲线。

3) 升力风扇转速变化曲线预估。依据前一次起动过程优化获得的升力风扇在滑动接合阶段的参考转速变化曲线,预估 t_k 时刻后升力风扇转速变化,即在参考升力风扇转速曲线中找到 $\bar{n}_{lf}[k]$ 对应的时间节点,假设 t_k 时刻后 $\bar{n}_{lf}$ 变化趋势与该时间节点后的参考转速变化曲线一致。

4) 求解预期锁定状态点。求出前两个步骤获得的低压转子和升力风扇转速变化曲线的交点即为预期锁定状态点,即可推导出 t_{eng}^* 和 $\bar{n}_e^*$ 。需要注意的是若 $\bar{n}_e^*$ 大于前一次优化时获得的升力风扇锁定转速,则需要对升力风扇转速变化曲线进行趋势外推。

5) 锁定加速阶段耗时预估。在锁定加速阶

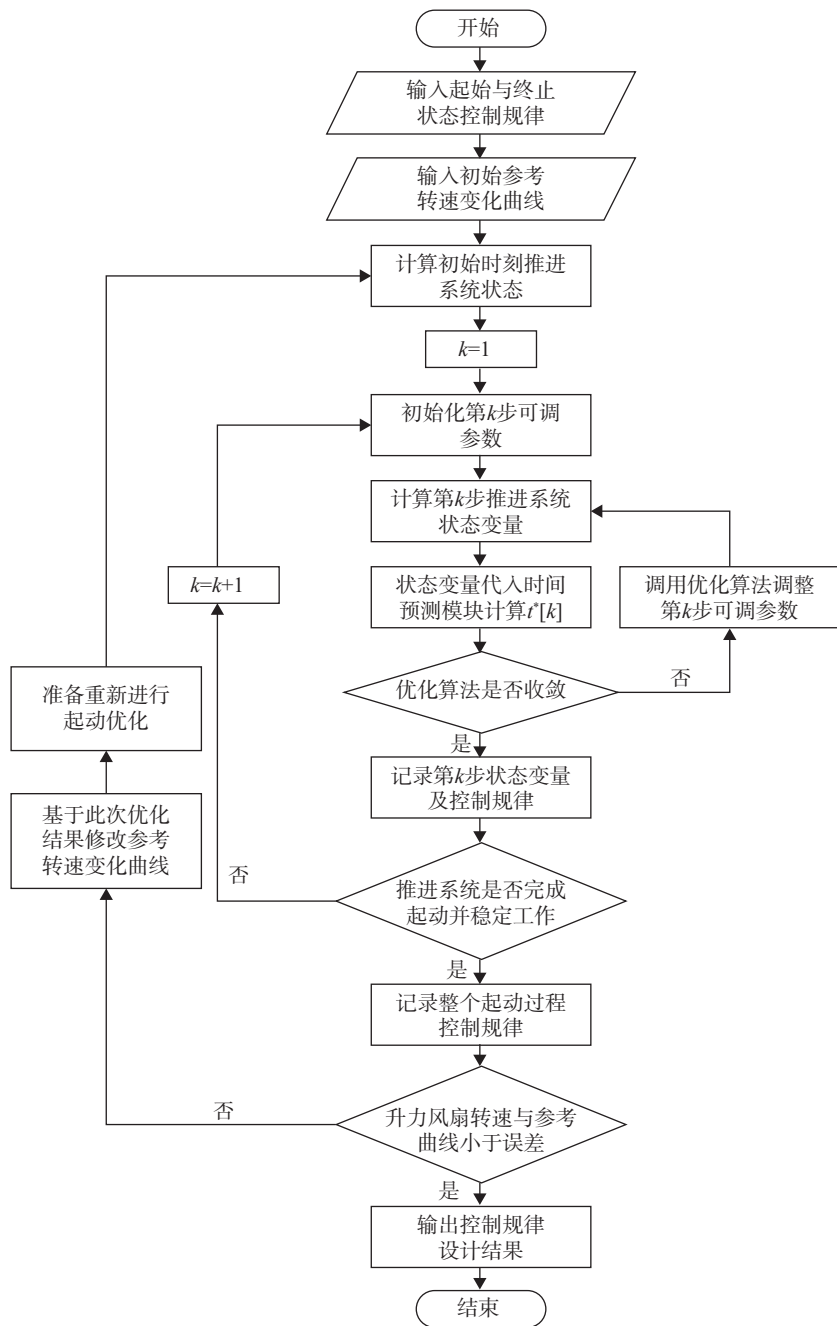


图 3 升力风扇起动过程控制规律优化设计流程图

Fig. 3 Flowchart of control law optimization design during lift fan starting

3 算例与分析

为了验证提出的升力风扇起动过程控制规律设计方法, 分别设计了从两个典型起始状态点开始进行升力风扇起动的控制规律。表 9 给出了本文研究的两个典型起始状态控制规律及性能参数。推进系统的飞行条件为地面静止状态(飞行高度 $H = 0 \text{ km}$, 马赫数 $Ma = 0$)。两个起始状态点的控制规律除了 W_r 外, 其余控制规律均与设计点一致。起始状态 1 的 $\bar{n}_p$ 为 50%, 代表巡航发动机从较低的转速开始进行升力风扇起动; 起始状态 2 的 $\bar{n}_p$

为 90%, 代表巡航发动机从较高的转速开始进行升力风扇起动。

3.1 从低起始转速开始进行升力风扇起动

本文首先优化设计了从 50% 低压转子转速开始进行升力风扇起动的起动过程控制规律, 对比了各个优化轮次获得的转速变化规律和预测出的剩余起动时间, 并详细分析了快速起动过程中推进系统的性能参数变化趋势。之后将最终优化设计结果与线性变化的控制规律对比, 以说明本文提出的优化设计方法缩短升力风扇起动时间的

表 9 本文研究的两个典型起始状态点的控制规律及其关键性能参数

Table 9 Two beginning state control laws and typical performance parameters studied in this paper

参数	数值或状态	
	起始状态 1	起始状态 2
离合器状态	断开	断开
$W_f/(\text{kg/s})$	0.453	2.295
A_8/m^2	0.233	0.233
A_{25}/m^2	0.311	0.311
$\bar{n}_{lf}/\%$	0	0
$\bar{n}_{hp}/\%$	75.1	96.0
$\bar{n}_{lp}/\%$	50.0	90
$T_{l,4}/\%$	1 220.5	1 908.2
B_y	0.989	0.606
F_{lf}/kN	0	0
F_{ce}/kN	21.79	100.15

有效性。

将表 7 中 F_n 的最大值 8 kN 代入推进系统稳态仿真模型,计算出升力风扇在摩擦力矩作用下所能达到的最大转速为 75.5 %。据此以分段线性函数设置了初始参考升力风扇转速变化曲线如图 4 所示。

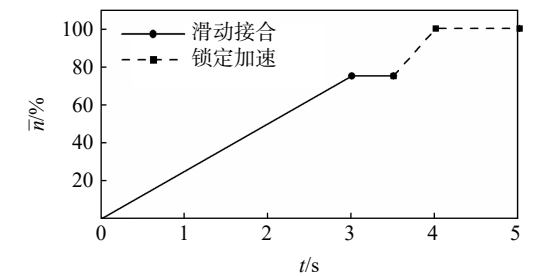


图 4 初始升力风扇参考转速变化曲线

Fig. 4 Initial lift fan reference speed curve

将起始状态 1 的控制规律、表 5 中短垂工作点的控制规律和初始参考转速变化曲线输入起动过程控制规律设计程序。经过 4 轮逐点控制规律寻优获得了从起始状态 1 开始的升力风扇起动过程的控制规律。各个轮次优化出的 $\bar{n}_{lf}$ 、 $\bar{n}_{lp}$ 及 t^* 变化曲线如图 5 所示。可以看出随着每一轮的逐点寻优,优化结果快速向最终优化结果靠近。第 3 轮与第 4 轮的优化结果几乎完全重合,若继续进行逐点寻优获得的结果也不会改变。因此第 4 轮寻优获得的控制规律即为最终设计出的起动过程控制规律。最终设计出的升力风扇起动过程耗时

仅 3.1 s,其中滑动接合阶段耗时 1.8 s,锁定加速阶段耗时 1.3 s,升力风扇在转速 70.1% 与低压转子锁定。从图 5(b)可以看出在前 3 轮寻优中的剩余起动预估耗时 t^* 与该轮优化结果的实际剩余起动耗时均有一定差距。因为在前 3 轮寻优中输入的参考转速变化与该轮次优化出的升力风扇转速曲线并不一致。而前 3 轮优化中用参考转速来预估升力风扇变化曲线,因此预测的剩余起动时间与该轮优化所获得的实际起动时间存在一定偏差。但可以看出每一轮寻优比上一轮寻优预估出的 t^* 更为准确,直到第 4 轮得到的 t^* 曲线近似从 (0.1 s,3.0 s) 线性过渡到 (3.1 s,0 s),与优化出的实际剩余起动时间几乎完全一致。整个起动过程预估的 t^* 与优化出的实际剩余起动时间最大偏差值小于 0.015 s,说明在第 4 轮寻优中剩余起动时间预测模型已经具有较高的准确性。

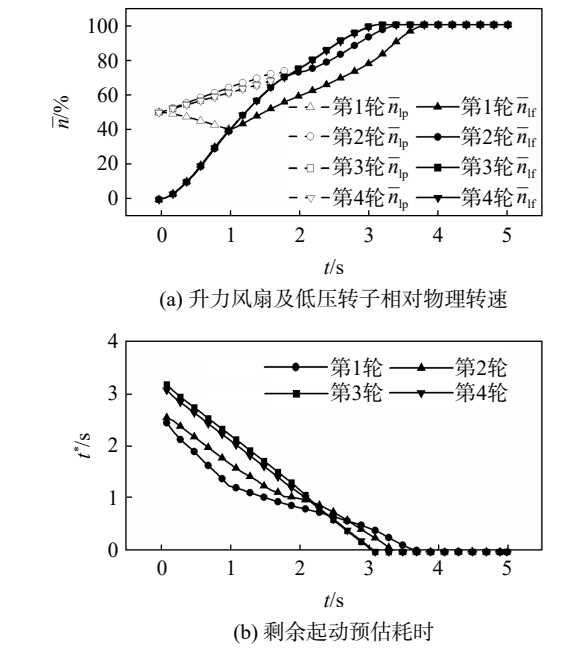


图 5 各个轮次优化出的 $\bar{n}_{lf}$ 、 $\bar{n}_{lp}$ 及 t^* 变化曲线 (起始状态 $\bar{n}_{lp}$ 为 50%)

Fig. 5 $\bar{n}_{lf}$, $\bar{n}_{lp}$ and t^* curves optimized for each round ($\bar{n}_{lp}$ is 50% in beginning state)

设计出的推进系统可调参数控制规律(起始状态 $\bar{n}_{lp}$ 为 50%)如图 6 所示。将可调参数控制规律输入推进系统动态仿真模型中,得到了升力风扇起动过程推进系统各性能参数变化曲线如图 7 所示。从图中可以看出在滑动接合阶段, F_n 快速上升至最大值,以驱动升力风扇保持尽可能大的加速度; A_8 快速上升 A_{25} 快速下降,以平衡快速增

大的低压涡轮负载; W_f 缓慢变化以调整 $\bar{n}_{lp}$ 使升力风扇和低压转子在最佳的转速锁定。在锁定加速阶段, 因为离合器已经锁定 F_n 不再需要调节; A_8 保持在最大值以提高涡轮落压比, 同时 W_f 快速上升以提高涡轮前温度, 在高落压比和高涡轮前温度的作用下推进系统的转速快速上升; A_{25} 小幅度调节以保证 $M_{s, fan}$ 不超限。对于常规涡扇发动机, 压缩部件的喘振裕度越小则涡轮剩余功率越大, 意味着对应的转子有着较大的转加速度。因此在常规涡扇发动机加速的过程中, 风扇和压气机的喘振裕度通常比较小。但是升力风扇启动过程与常规涡扇发动机启动并不一致。升力风扇启动过程本质是主发动机通过离合器带动升力风扇加速至工作转速, 其中主发动机可以理解为在其中起一个启动机的作用。在启动的第一个阶段, 离合器处于滑动状态, 升力风扇驱动轴与发动机低压转子并未固连, 此时发动机提供给升力风扇

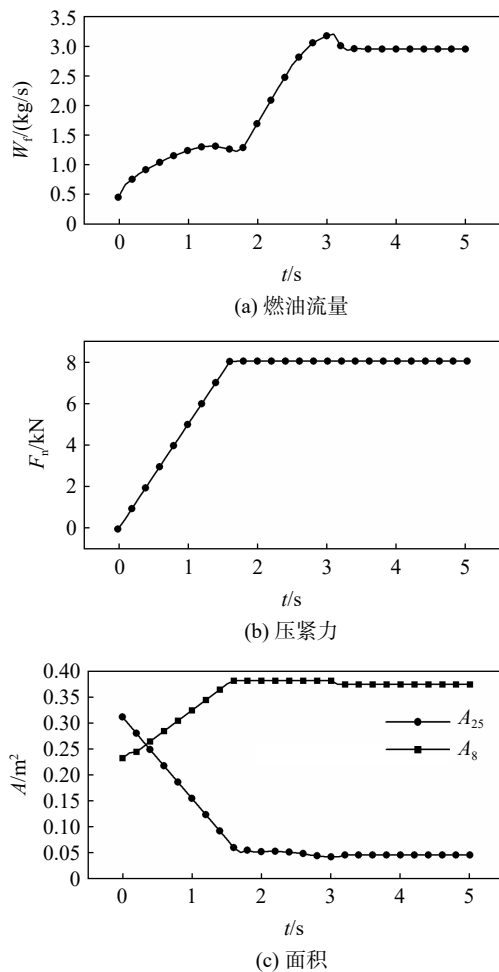


图 6 升力风扇启动过程控制规律(起始状态 $\bar{n}_{lp}$ 为 50%)

Fig. 6 Control laws during lift fan starting
($\bar{n}_{lp}$ is 50% in beginning state)

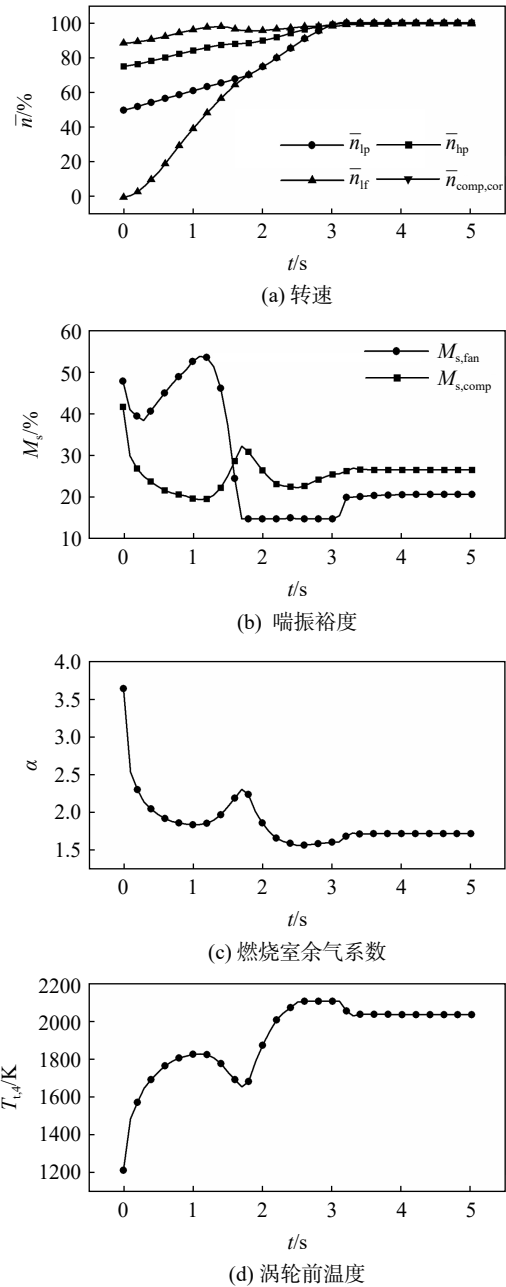


图 7 升力风扇启动过程推进系统各性能参数变化曲线(起始状态 $\bar{n}_{lp}$ 为 50%)

Fig. 7 Performance parameters during lift fan starting
($\bar{n}_{lp}$ is 50% in beginning state)

的驱动力矩为滑动摩擦力矩。滑动摩擦力矩仅由 F_n 控制, 在启动过程初期 F_n 较小, 滑动摩擦力矩较小, 且低压转子在与升力风扇轴接合锁定前要向升力风扇转速靠拢, 低压转子在此阶段不需要过大的转加速度。因此在启动初期, 发动机的转子不需要很大的剩余功率, $M_{s, fan}$ 和 $M_{s, comp}$ 都处于一个较大的值。但随着 F_n 逐渐增大, 低压转子所需的剩余功率快速上升, 风扇的喘振裕度也快速下降至 15% 的边界值。在离合器锁定后, 升力风扇

轴与低压转子固连,为使升力风扇快速达到工作转速,低压转子需要有尽可能大的剩余功率。因此在锁定加速阶段, $M_{s, fan}$ 始终保持在15%的下限值,且 $M_{s, comp}$ 也逐渐下降,令发动机转速尽快上升。在整个起动过程中各个可调参数满足可调范围和变化率限制,有利于工程实现。从性能参数变化曲线可以看出,推进系统满足表6列出的所有参数约束,未出现超温、超转、喘振、熄火等现象。

为了说明本文提出的优化设计方法缩短升力风扇起动时间的有效性,用传统控制规律设计方法设计了线性变化的起动过程控制规律,并用常规逐点寻优方法设计了起动过程控制规律,与本文提出的设计方法设计出的起动过程性能作对比。该线性控制规律从起始状态1开始起动,并满足表6、表7及表8的参数约束。在升力风扇锁定前, F_n 以最快的速度上升, W_f 、 A_8 和 A_{25} 保持起始参数,直到升力风扇轴与低压转子锁定。锁定后 W_f 、 A_8 和 A_{25} 开始线性变化至起动终止点即短垂起降状态点的参数值。通过调整3个控制规律线性变化的变化率使得起动过程各个参数能满足参数限制。对于常规逐点寻优方法我们通过分阶段完成逐点寻优,在离合器锁定前以升力风扇转速与低压转子转速的残差最小为优化目标,离合器锁定后以升力风扇与工作转速的残差最小为优化目标。在这两个优化目标作用下滑动接合阶段和锁定加速阶段都会以最快速度完成且可以保证升力风扇顺利完成起动。时间预测方法、常规逐点寻优方法及线性控制规律得到的起动过程转速对比如图8所示。从图中可以看出常规优化方法用时4.0 s完成升力风扇起动,虽然比线性控制规律的起动耗时要短1.1 s,但比起基于时间预测方法的设计结果长了0.9 s。这是因为常规逐点寻优虽然保证了滑动接合阶段和锁定加速阶段都会以最快速度完成。但过快的滑动接合导致最终的锁定转速较小,导致锁定加速阶段的起始转速过低从而延长了整个起动时间。而基于时间预测的起动过程优化中,时间预测模型可以较为准确地“预见”到了一个最合适的接合状态点,在滑动接合阶段主发动机会向着这个最合适的接合状态点靠近,从而获得了比常规逐点寻优更短的升力风扇起动时间,起动时间相对缩短幅度达到了22.5%。

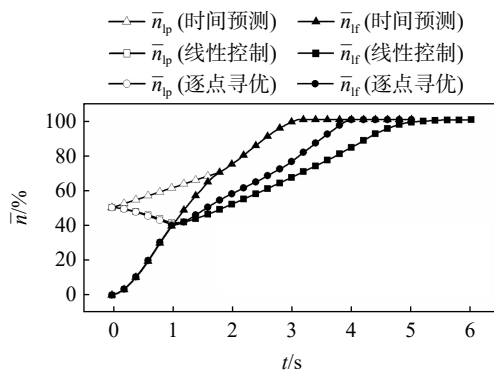


图8 时间预测方法、常规逐点寻优方法及线性控制规律得到的起动过程转速对比

Fig. 8 Comparison of starting process speeds obtained through time prediction method, conventional pointwise optimization method and linear control law

3.2 从高起始转速开始进行升力风扇起动

将上文优化出的从起始状态1开始起动的升力风扇转速变化曲线作为初始参考转速变化曲线,输入起动过程控制规律设计程序中,用于设计从起始状态2开始的起动过程控制规律。有了上文的参考转速,本次控制规律设计仅通过2轮优化便获得了优化结果。各个轮次优化出的 $\bar{n}_{if}$ 及 $\bar{n}_{ip}$ 变化曲线如图9所示。从图中可以看出第1轮与第2轮的优化结果几乎完成重合,因此输出第2轮寻优获得的控制规律为设计结果。设计出的升力风扇起动过程耗时3.3 s,其中滑动接合阶段耗时1.8 s,锁定加速阶段耗时1.5 s,升力风扇在转速70.9%与低压转子锁定。

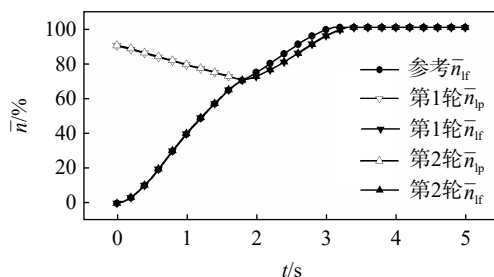
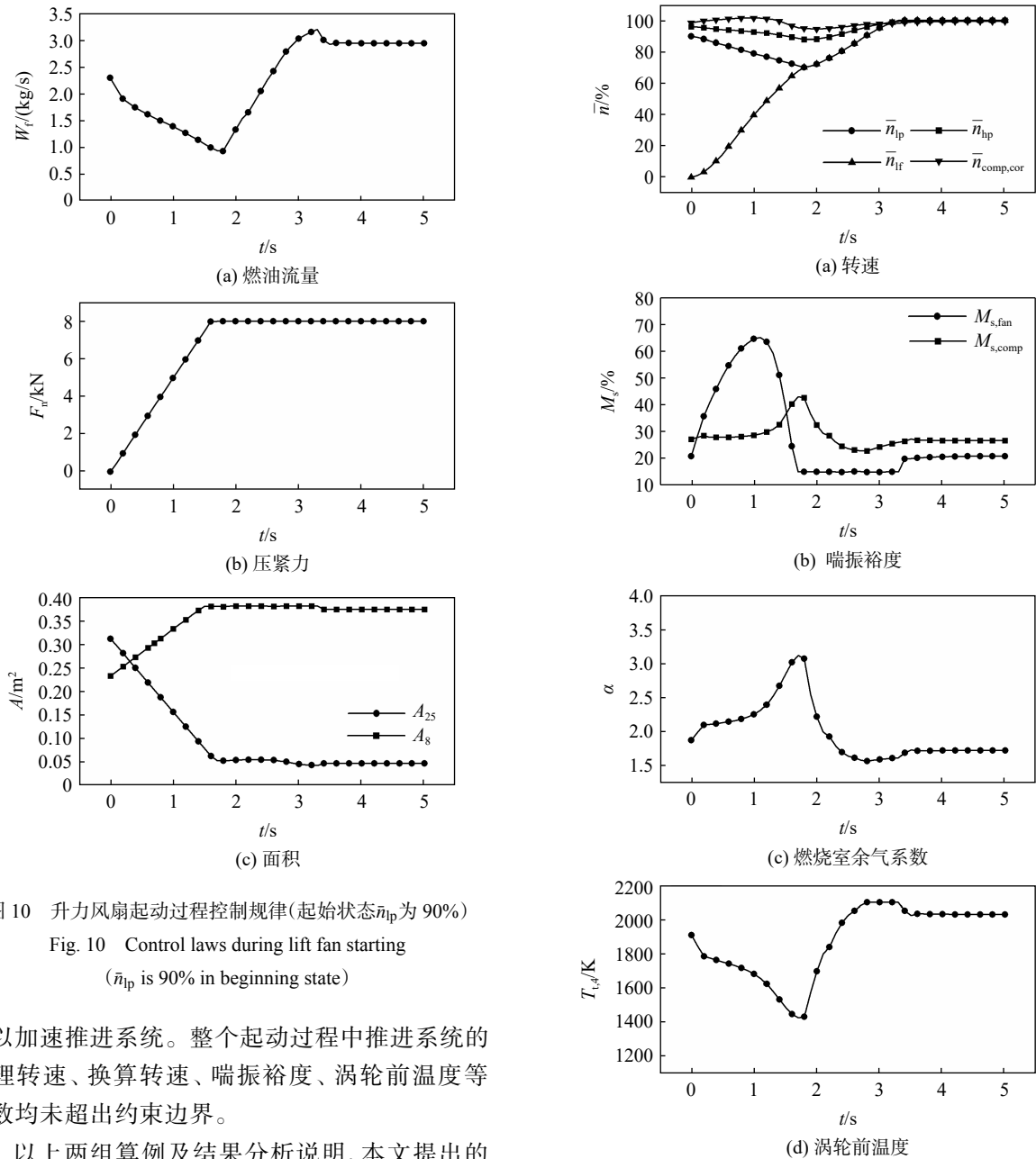


图9 各个轮次优化出的 $\bar{n}_{if}$ 及 $\bar{n}_{ip}$ 变化曲线
(起始状态 $\bar{n}_{ip}$ 为90%)

Fig. 9 $\bar{n}_{if}$ and $\bar{n}_{ip}$ curves optimized for each round
($\bar{n}_{ip}$ is 90% in beginning state)

起始状态 $\bar{n}_{ip}$ 为90%的推进系统可调参数控制规律如图10所示。起始状态 $\bar{n}_{ip}$ 为90%的起动过程推进系统各性能参数变化曲线如图11所示。从图中可以看出起动过程中 F_n 、 A_8 与 A_{25} 的变化趋势与起始状态1的变化趋势一致; W_f 则先快速下降以降低发动机转速,在离合器锁定后又快速上

图 10 升力风扇起动过程控制规律(起始状态 $\bar{n}_{lp}$ 为 90%)Fig. 10 Control laws during lift fan starting
($\bar{n}_{lp}$ is 90% in beginning state)

升以加速推进系统。整个起动过程中推进系统的物理转速、换算转速、喘振裕度、涡轮前温度等参数均未超出约束边界。

以上两组算例及结果分析说明,本文提出的控制规律设计方法在低起始转速和高起始转速下均可保证轴驱动升力风扇式组合推进系统实现快速安全的升力风扇起动。

为了进一步说明该控制规律设计方法的适用性,本文在低起始转速($\bar{n}_{lp} = 50\%$)和高起始转速($\bar{n}_{lp} = 90\%$)之间,采用提出的控制规律设计方法及相同的参数约束,设计了多组不同起始转速的升力风扇起动过程控制规律。图 12 给出了从低起始转速($\bar{n}_{lp} = 50\%$)至高起始转速($\bar{n}_{lp} = 90\%$)之间,不同起始转速所对应的转速变化曲线设计结果。从图中可以看出在滑动接合阶段,升力风扇转速变化曲线基本一致,说明在离合器锁定前,不论主发动机起始转速为多少,为了获得尽可能

图 11 升力风扇起动过程推进系统各性能参数变化曲线
(起始状态 $\bar{n}_{lp}$ 为 90%)Fig. 11 Performance parameters during the lift fan starting
($\bar{n}_{lp}$ is 90% in beginning state)

快的升力风扇起动,都需要控制 F_n 使升力风扇保持一个较大的加速度。虽然各组算例的起始发动机转速不同但达到接合状态的转速和时间都十分接近,说明对于同一型号的发动机可能具有相同的最优锁定转速,后续可针对锁定转速进一步进行后续参数研究工作,本文主要介绍控制规律设计方法在这里就不再展开分析。随着起始低压转子转速上升,采用设计方法设计出的升力风扇起动时间也小幅度增加,但都未超过3.3 s。

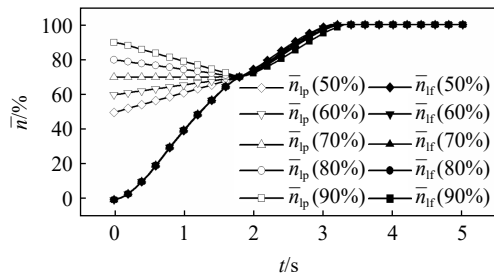


图12 不同起始转速下升力风扇起动过程转速变化规律

Fig. 12 Speed curves optimized during the lift fan starting at different starting speeds

4 结 论

本文以减少升力风扇起动时间为目的, 针对轴驱动升力风扇式组合推进系统提出了较为通用的控制规律设计方法, 具体结论如下:

1) 提出了一种基于趋势外推和参考升力风扇转速变化曲线的剩余起动时间预测模型, 可用于估算在升力风扇起动过程中各个时刻至升力风扇完成起动所需要消耗的时间。

2) 在剩余起动时间预测模型和控制规律逐点寻优设计方法的基础上, 提出了升力风扇起动过程控制规律设计方法。在每个仿真时间步上以最小化升力风扇起动时间为目标优化该时间步的控制规律, 并利用设计出的升力风扇转速变化曲线更新参考转速曲线后重新进行逐点寻优。经过多轮寻优直至升力风扇转速变化曲线与输入的参考曲线一致, 获得的控制规律可有效缩短升力风扇起动时间, 相比于常规逐点寻优方法获得的升力风扇起动时间, 采用该设计方法起动时间缩短幅度达到了 22.5%。

3) 应用升力风扇起动过程控制规律设计方法, 分别设计了低压转子起始相对物理转速为 50% 和 90% 以及起始转速在两者之间的多组升力风扇起动过程控制规律。结果表明本文提出的设计方法可以保证推进系统在不超温、不超转、不喘振、不熄火的情况下实现升力风扇快速起动。经过优化设计后, 起始转速为 50% 和 90% 的起动过程分别耗时 3.1 s 和 3.3 s 即可完成升力风扇起动。起始转速在 50% 和 90% 之间的升力风扇起动耗时也在 3.1 s 和 3.3 s 之间, 且起动耗时随着起始转速上升而小幅度上升。

参考文献:

[1] WALKER G P, FULLER J W, WURTH S P. F-35B integrated flight-propulsion control development[R]. AIAA-2013-4243, 2013.

[2] WURTH S P. F-35 propulsion system integration, development & verification[R]. AIAA-2018-3517, 2018.

[3] 刘帅. 短/垂起降飞机用推进系统性能模拟及三轴承偏转喷管设计技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.

LIU Shuai. Investigation on short/vertical takeoff aircraft propulsion system performance simulation and three bearing deflection nozzle design technology[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)

[4] BEVILAQUA P. The shaft driven lift fan propulsion system for the joint strike fighter[C]//Proceedings of American Helicopter Society 53rd Annual Forum. Virginia, US: American Helicopter Society, 1997: 1634-1642.

[5] 高丽敏, 马驰, 李瑞宇. F-35B对转升力风扇研究进展[J]. 风机技术, 2017, 59(5): 49-57.

GAO Limin, MA Chi, LI Ruiyu. Recent progress in the F-35B counter-rotating lift fan[J]. Chinese Journal of Turbomachinery, 2017, 59(5): 49-57. (in Chinese)

[6] BOUTON M T, SCHWERIN D M. Clutch coupled to gas turbine engine and method for cooling: US 10443663 B2[P]. 2019-10-15.

[7] WIEGAND C. F-35 air vehicle technology overview[R]. AIAA-2018-3368, 2018.

[8] HARRIS J J. F-35 flight control law design, development and verification[C]//Proceedings of 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Atlanta, US: AIAA, 2018:3516.

[9] HAMSTRA J W. The F-35 Lightning II: from concept to cockpit [M]. Reston, US: AIAA, 2019.

[10] BEVILAQUA P. Joint strike fighter dual-cycle propulsion system[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(5): 778-783.

[11] BEVILAQUA P. Future application of the JSF variable cycle[R]. AIAA-2003-2614, 2003.

[12] ARNULFO L, PILIDIS P, YIN J, et al. Remote lift-fan engines[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2001, 215(3): 155-163.

[13] 刘帅, 王占学, 周莉, 等. 三轴承旋转变喷管矢量偏转规律及流场特性研究[J]. 推进技术, 2015, 36(5): 656-663.

LIU Shuai, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. Three bearing swivel nozzle vector deflection law study and fluid field calculation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(5): 656-663. (in Chinese)

[14] 符大伟, 张海波. 带升力风扇的垂直起降推进系统建模研究[J]. 推进技术, 2018, 39(3): 685-694.

FU Dawei, ZHANG Haibo. Modeling of a STOVL propulsion system with a lift fan[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(3): 685-694. (in Chinese)

[15] 任冰涛, 李秋红, 亢岚, 等. 短距起飞/垂直降落发动机建模技术研究[J]. 航空动力学报, 2015, 30(10): 2531-2538.

REN Bingtao, LI QiuHong, KANG Lan, et al. Research of short take off and vertical landing engine modeling techniques[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(10): 2531-2538. (in Chinese)

[16] 庞淑伟, 李秋红, 任冰涛, 等. STOVL飞机发动机多变量控制方法[J]. 航空动力学报, 2017, 32(8): 2041-2048.

PANG Shuwei, LI QiuHong, REN Bingtao, et al. STOVL aircraft engine multi-variable control method[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 2041-2048. (in Chinese)

[17] 江天牧, 张晓博, 王占学. STOVL推进系统模式转换过程建模及分析[EB/OL]. [2023-01-09]. <https://www.cnki.com.cn/Article/CJFDTOTAL-HKDI202203003.htm>.

JIANG Tianmu, ZHANG Xiaobo, WANG Zhanxue. Simulation and analysis of mode conversion performance for STOVL propulsion system [EB/OL]. [2023-01-09]. <https://www.cnki.com.cn/Article/CJFDTOTAL-HKDI202203003.htm>.

- cle/CJFDTotal-HKDI20220303003.htm. (in Chinese)
- [18] YE Yifan, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo. Sequential ensemble optimization based on general surrogate model prediction variance and its application on engine acceleration schedule design[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(8): 16-33.
- [19] ZHENG Qiangang, ZHANG Haibo. A global optimization control for turbo-fan engine acceleration schedule design[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 232(2): 308-316.
- [20] 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): 78-87.
- HAO Wang, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo, et al. Mode transition modeling and control law design method of variable cycle engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(1): 78-87. (in Chinese)
- [21] LI Jie, FAN Ding, SREERAM V. Optimization of aero engine acceleration control in combat state based on genetic algorithms[J]. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 2012, 29(1): 29-36.
- [22] 周红. 变循环发动机特性分析及其与飞机一体化设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
- ZHOU Hong. Investigation on the variable cycle engine characteristics and integration design with aircraft[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [23] 郝旺, 王占学, 张晓博, 等. 变循环发动机地面起动机建模及控制规律设计方法[J]. *航空动力学报*, 2022, 37(1): 152-164.
- HAO Wang, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo, et al. Ground starting modeling and control law design method of variable cycle engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(1): 152-164. (in Chinese)
- [24] ZHANG Xiaobo, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. Multidisciplinary design optimization on conceptual design of aero-engine[J]. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 2016, 33(2): 195-208.

(编辑: 秦理曼)