

涡桨发动机发螺一体化起飞推力优化控制

田飞龙, 丁红帅, 郑宏亮, 詹骆骥

(中国航空发动机集团有限公司 航空发动机控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘 要: 针对涡桨发动机对起飞阶段的快速响应需求, 提出一种发螺一体化控制架构, 通过油门杆综合燃油回路和桨距回路, 提高系统动态响应。根据螺旋桨特性, 设计起飞阶段推力优化控制策略, 通过空速调度最大有效起飞功率, 从而提升起飞阶段推力响应。仿真结果表明: 这种发螺一体化起飞推力优化控制策略使得涡桨发动机起飞加速段推力平均增加 2.59%, 发动机加速到起飞响应时间小于 2.5 s, 有效提升了涡桨飞机的快速响应。

关 键 词: 起飞推力; 涡桨发动机; 发螺一体化; 优化控制; 快速响应

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Optimal control of thrust for turboprop with engine and propeller integration during takeoff

TIAN Feilong, DING Hongshuai, ZHENG Hongliang, ZHAN Luoji

(Aero Engine Control System Institute,

Aero Engine Corporation of China, Wuxi Jiangsu 214063, China)

Abstract: An engine and propeller integrated control architecture was proposed for turboprop engine rapid response during takeoff. Throttle lever was used to schedule the fuel control loop and pitch control loop for fast system response. A optimal control strategy for thrust was developed at the very beginning of the takeoff in order to maximize thrust according to the property of propeller. Air speed was selected to schedule the maximum effective power to improve thrust response during takeoff. The simulated result showed that the thrust increased by 2.59% in average during takeoff, and the time accelerated to takeoff was less than 2.5 s by the proposed optimal takeoff thrust control strategy and integrated control architecture. The system dynamic response was enhanced effectively by the designed method.

Key words: thrust of takeoff; turboprop; engine and propeller integration; optimal control; rapid response

涡桨发动机是一种常用的动力装置, 由于其耗油率低、单位功率大、推进效率高、成本低等特点, 被广泛应用于运输机、支线客机、通用飞机以及预警机、侦察机等特种飞机。与涡扇、涡喷等发动机不同, 涡桨发动机的主要推力来自于螺旋桨

的拉力。燃气发生器一般直接驱动, 或间接通过动力涡轮经减速器减速后带转螺旋桨^[1-3]。

涡桨发动机控制系统经过多年发展, 已经从机械液压控制转换到数字电子控制, 为了降低飞行员操作负担, 国外发动机厂商越来越倾向于发

收稿日期: 2020-11-12

作者简介: 田飞龙(1967—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机控制研究。

引用格式: 田飞龙, 丁红帅, 郑宏亮, 等. 涡桨发动机发螺一体化起飞推力优化控制[J]. 航空动力学报, 2021, 36(9): 2012-2016.
TIAN Feilong, DING Hongshuai, ZHENG Hongliang, et al. Optimal control of thrust for turboprop with engine and propeller integration during takeoff[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(9): 2012-2016.

动机和螺旋桨一体化单杆操作^[4]。由于涡桨发动机常用于一些特种平台,如野外跑道长度限制、着陆复飞、单发失效起飞等应用场景需要,飞机对涡桨发动机短距起飞要求越来越高^[5]。本文针对这些问题,设计一种发动机螺旋桨(发螺)一体化控制架构,并通过对螺旋桨特性分析,提出一种提升发动起飞推力的优化控制策略。

1 发螺一体化控制架构

当前国外主流成熟涡桨发动机控制系统基本采用发动机控制器(engine electronic control, EEC)和螺旋桨控制器(propeller electronic control, PEC)分立的架构^[6-7]。但新近几年出现的新一代涡桨发动机基本采用了发螺一体化控制架构(electronic propeller and engine control, EPEC)。如欧洲 A400M 军用涡桨运输机的动力装置 TP400 发动机^[8],美国通用电气公司在通用飞机市场推出的新一代先进涡桨发动机 Catalyst,以及加拿大普惠公司在其 PT6 系列发动机上发展出的全新 PT6E 发动机。单杆操纵的发螺一体化控制架构越来越受到各大发动机厂商的青睐,并将其作为产品创新卖点。

本研究提出一种发螺一体化控制架构,综合考虑发动机燃油和螺旋桨转速在加减速过程中的控制需求。涡桨发动机控制回路涉及到燃油回路和桨距回路^[9-10],燃油回路根据油门杆角度 α_{pl} 和飞行条件等输入根据等当量功率和等涡轮前温度计划计算燃油流量 $\dot{m}_f$ ^[11];桨距回路采用给定转速 N_d 和反馈 N 闭环控制桨距角 θ_p ,并叠加通过油门杆等输入变量计算的桨距回路前馈补偿量,以提高加减速过程中的动态响应。增益调度 K 是控制器应对控制参数加减速动态非线性过程的重要手段^[12],因此油门杆作为燃油回路和桨距回路的综合调度变量,实现发螺一体化动态响应控制。系统控制架构原理图如图 1 所示。

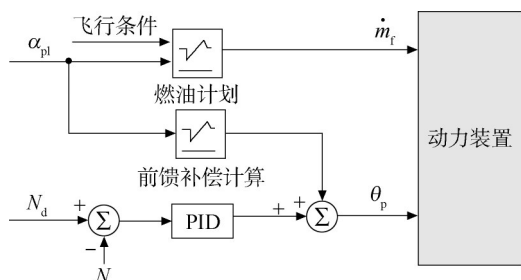


图1 发螺一体化控制架构

Fig.1 Engine and propeller integrated control architecture

2 螺旋桨特性分析

涡桨发动机的推力主要来自于螺旋桨的拉力,螺旋桨的吸收功率来自于燃气发生器,控制系统一般控制桨叶角的变化来平衡螺旋桨负载和燃气发生器的功率,螺旋桨的功率与拉力是其性能的重要表征。根据螺旋桨桨叶的气动力学特性,螺旋桨吸收的功率以及产生的拉力和桨叶角、空速之间有一个非线性对应关系。通常采用以下三个无量纲参数来描述螺旋桨的特性^[13],其中 λ 为进距比,表征飞行速度; C_P 为功率系数,表征功率; C_T 为拉力系数,表征拉力。一般将螺旋桨特性表示为功率系数和拉力系数随进距比变化的曲线^[3]。功率系数和拉力系数特性曲线一般可以通过理论建模,或者数值模拟计算获得^[14-16]。

$$\lambda = \frac{V_{as}}{nD} \quad (1)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (2)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (3)$$

式中 V_{as} 为空速(m/s); n 为螺旋桨转速(r/s); D 为螺旋桨直径(m); ρ 为空气密度(kg/m³); P 为螺旋桨功率(W); T 为螺旋桨拉力(N)。

根据片条理论计算的某螺旋桨起飞转速下,不同桨叶角功率系数和拉力系数随进距比变化的曲线如图 2 和图 3 所示,桨叶角在 10°~50°区间按 5°划分(曲线从左下角向右上角依次对应桨叶角分别为 10°, 15°, ..., 50°的拉力系数和功率系数)。可以看出,功率系数和拉力系数受进距比影响显著,对螺旋桨恒定转速控制且螺旋桨直径一定,则相当于功率和拉力受空速影响显著,对于某一特定螺旋桨,如果空速一定,功率一定,则对应的桨

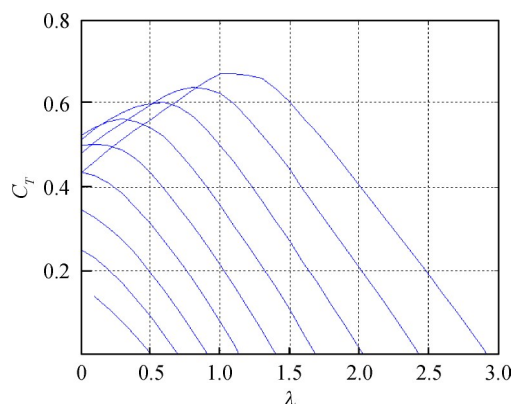


图2 螺旋桨拉力系数

Fig.2 Propeller thrust coefficient

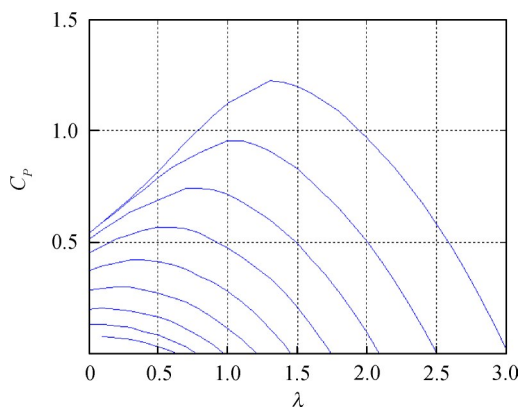


图3 螺旋桨功率系数

Fig.3 Propeller power coefficient

距角和拉力也会确定^[17]。因此空速适合作为起飞状态拉力和功率控制的调度变量。

3 起飞推力优化控制策略

地面零空速下螺旋桨拉力随功率变化如图4所示,可以看出随着功率增加螺旋桨拉力先增大后减小,因此设置最大可用功率作为起飞功率不一定是合适的。据此可确定零空速下发动机的最佳起飞功率设置为85.83%,可获得94.18%的最大拉力。

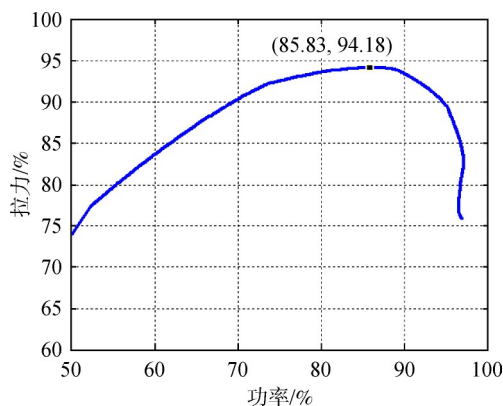


图4 地面零空速螺旋桨拉力随功率的变化

Fig.4 Thrust of propeller varies with power at zero air speed

根据螺旋桨模型,计算出不同功率下的起飞拉力随空速的变化曲线如图5所示,可以看出随着空速的增加,75%功率下拉力是呈下降趋势;随后随着功率的增加,拉力呈现先上升后下降的趋势;随着功率进一步增大,在低空速下,螺旋桨的效率下降明显,如100%功率对应的拉力。

当前涡桨发动机起飞状态燃油计算一般通过等当量功率计算确定^[18],如果在起飞过程中按照固定的功率设置,随着空速的增加,并不能获

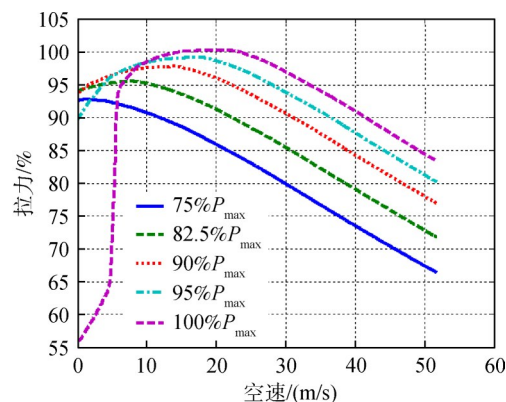


图5 螺旋桨拉力随功率和空速的变化

Fig.5 Thrust of propeller varies with power and air speed

得最佳的起飞拉力。因此可以在原有油门杆调度功率设定 P_d 基础上,根据螺旋桨特性,离线设计最大有效起飞功率 P_{me} ,同时可进一步考虑进口温度、压力等因素影响。通过 P_d 与 P_{me} 低选从而获得起飞阶段的最大有效拉力,缩短起飞时间。当出现单发失效时需要应急起飞提升功率,此时仍应选择 P_{me} 。值得注意的是最大有效拉力对应功率的选用要考虑发动机涡轮前温度限制。

设置100%功率为最大限制功率 P_{max} ,则 P_{me} 可以表示成 P_{max} 的百分比 X ,为考虑飞机起飞过程中滑行速度的平滑过渡,增加一个关于 V_{as}/V_{oas} 修正项。将最大有效起飞功率表示成最大限制功率 P_{max} 、当前飞机空速 V_{as} 和起飞空速 V_{oas} 的函数,如式(2)所示,通过设计功率百分比 X ,实时计算起飞阶段最大有效起飞功率。具体流程如图6,仅在原有功率设定 P_d 基础上增加相应的选择

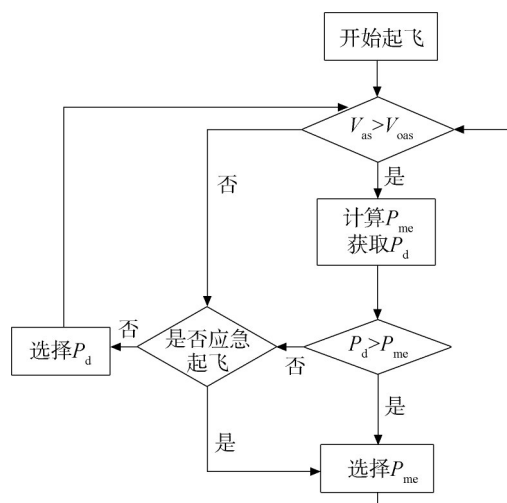


图6 起飞推力优化控制逻辑

Fig.6 Optimal control logic of thrust during takeoff

逻辑即可。根据图5和式(2)得到的最大有效起飞功率如图7所示。

$$P_{me} = P_{max} [X + (1 - X)(V_{as}/V_{oas})] \quad (4)$$

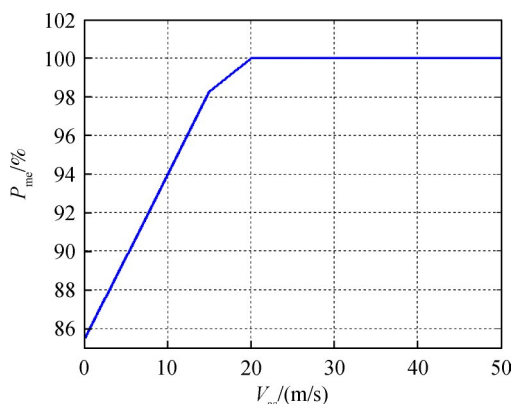


图7 最大有效起飞功率设置

Fig.7 Maximum effective power set during takeoff

4 仿真验证

根据文中第3节设计的起飞推力优化策略,设定单发失效应急起飞场景。对比原等当量功率控制方案(起飞功率几乎不变),空速在100 s开始从0~50 m/s变化,仿真结果如图8所示,可以看出起飞阶段推力有明显提升,平均提升2.59%。

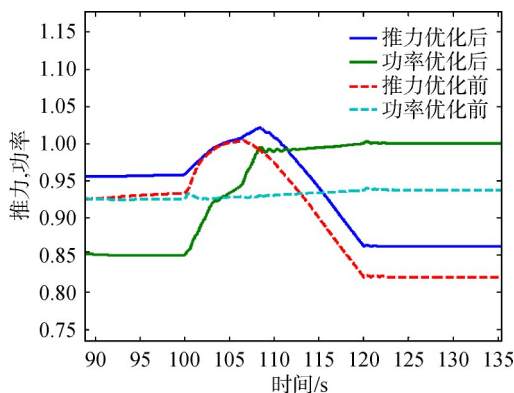


图8 优化前后功率和推力对比

Fig.8 Comparison of power and thrust before and after optimization

在完成起飞推力优化设计后,结合文中第2节设计的发螺一体化控制架构进行起飞加速控制验证,在第80 s从空中慢车位置快速推油门杆至起飞状态,仿真效果如图9。可以看出在油门杆的调度下,燃油流量和桨距角响应迅速,加速时间不超过2.5 s,转速控制效果良好。

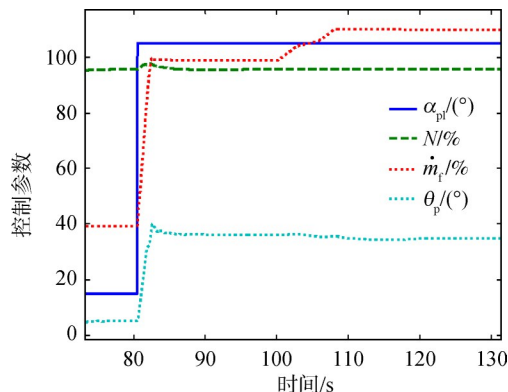


图9 发螺一体化起飞加速控制效果

Fig.9 Effect of engine and propeller integrated control during takeoff acceleration

5 结论

针对涡桨发动机对短距起飞、着陆复飞等快速响应需求,设计了发螺一体化控制架构,通过油门杆综合调度燃油回路和桨距回路,提高系统加速性。根据螺旋桨特性提出一种起飞推力优化控制策略,通过空速调度最大有效起飞功率,对比原有等当量功率控制方案,起飞推力平均提升2.59%,发动机加速到起飞响应时间小于2.5 s,因此所设计的控制策略及架构可有效提升涡桨发动机动态响应。

参考文献:

- [1] SARAVANAMUTTOO H, ROGERS C, COHEN H. Gas turbine theory[M]. New Delhi, India: Pearson Education, Limited, 2013.
- [2] 周盛, 顾高堦, 潘元杰, 等. 航空螺旋桨与桨扇[M]. 北京: 国防工业出版社, 1994.
- [3] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [4] 时瑞军, 周剑波, 黄波, 等. 涡桨发动机控制技术演变及趋势[J]. 航空动力, 2019(4): 39-41.
SHI Ruijun, ZHOU Jianbo, HUANG Bo, et al. The development of turboprop control technology and trend[J]. Aerospace Power, 2019(4): 39-41. (in Chinese)
- [5] EASTBURG S R. NATOPS flight manual navy model E-2C aircraft[R]. NAVAIR 01-E2AAF-1, 2006.
- [6] MACLSAAC B, LANGTON R. Gas turbine propulsion systems[M]. Chichester, UK: John Wiley and Sons Limited, 2011.
- [7] WHALLEY R, EBRAHIMI M. Gas turbine propulsion plant control[J]. Naval Engineering Journal, 2010, 114(4): 77-94.
- [8] GAERTNER W D. Development-share of MTU aero engines in TP400-D6 propulsion-system for T400M[R]. ISA-BE-2005-1166, 2005.

- [9] BRUN C L, GODBOY E, BEAUVOIS D, et al. Control laws design of a turboprop engine[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 704: 362-367.
- [10] 邓志伟, 黄向华, 田超. 涡桨发动机螺旋桨实时建模技术[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 434-440.
DENG Zhiwei, HUANG Xianghua, TIAN Chao. Turboprop engine propeller real-time modeling techniques [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 434-440. (in Chinese)
- [11] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2008.
- [12] JAW C L, MATTINGLY D J. Aircraft engine controls, design, system analysis and health monitoring[M]. Reston, US: AIAA, 2009.
- [13] 陈怀容, 王曦. 一种基于螺旋桨部件特性的螺旋桨建模方法[J]. 航空动力学报, 2017, 32(10): 2526-2535.
CHEN Huairong, WANG Xi. A modeling of propeller based on the propeller component characteristic[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2526-2535. (in Chinese)
- [14] SCHULTEN J B H M. Advanced propeller performance calculation by a lifting surface method[J]. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12(3): 477-485.
- [15] 田超. 航空涡桨发动机建模与控制仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
TIAN Chao. Simulation study of aeronautical turboprop engine modeling and control[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [16] 时培燕, 毛宁, 杨恒辉, 等. 涡桨发动机螺旋桨建模与控制系统设计研究[J]. 计算机测量与控制, 2016, 24(5): 103-105.
SHI Peiyan, MAO Ning, YANG Henghui, et al. Research on modeling and control system designing of turboprop engine propeller[J]. Computer Measurement and Control, 2016, 24(5): 103-105. (in Chinese)
- [17] COOK L D. Propeller control at low airspeed[R]. AIAA 1965-709, 1965.
- [18] WALSH P P, FLETCHER P. GAS turbine performance [M]. Oxford, UK: Blackwell Science Limited, 2004.

(编辑: 陈 越)