航空发动机升力风扇驱动系统设计与仿真研究



徐洋洋*,袁杰

航空工业庆安集团有限公司,陕西西安 710077

摘 要:针对某航空发动机升力风扇驱动系统高精度要求、快速响应等难点,提出一种升力风扇驱动系统详细设计方案。分析了升力风扇驱动系统的组成与工作原理,在Matlab/Simulink 平台建立航空发动机升力风扇驱动系统仿真模型,并详细分析了驱动系统的动态特性与稳态性能,最后进行了系统的故障分析与改进措施。仿真结果表明,系统动态响应的带宽频率 约为6.7Hz,全行程运动时间约为0.45s,响应快速准确,设计方案原理可行,对国内升力作动系统的工程实用具有一定的参考价值。

关键词:航空发动机,升力风扇,伺服作动,参数优化,仿真

中图分类号:V233.7

文献标识码:A

升力风扇驱动系统属于传统燃气涡轮推进系统的创新 形式,主要应用于短/垂发动机推进系统,其与三轴承转向 喷管驱动系统、滚转喷管驱动系统等共同构成短/垂发动机 升力作动系统。升力作动技术在美、英、俄等航空工业发达 国家已发展成熟,最具典型代表的是美国的F-35短/垂战斗 机,先进的升力驱动系统使其具备了短距起飞和垂直着陆 的能力^[1]。国内关于升力作动技术的研究目前处于起步阶 段,对于新型航空产品的研制,国内目前一般的做法是测仿 国外同类部件并对其进行改造,在产品的设计过程中注重 各部件的性能,而往往忽视系统级的设计与仿真。最终试 验时,可能产生各部件的精度与稳定性均能满足要求,但是 在系统层面容易产生较大误差或是响应超时等现象,还可 能存在"过设计"现象,阻碍了新产品的研发进程。

本文通过对某航空发动机升力系统的工作原理与设计 需求分析,针对其系统级控制精度与响应时间要求,提出了 一种升力风扇驱动系统的设计方案。方案采用双余度位置 闭环控制策略,分别使用电子控制器、双余度电液伺服阀、 双余度位置传感器以及液压作动器等部件组成升力风扇液 压驱动系统,并开展了驱动系统的建模与仿真分析。仿真 结果进一步验证了驱动系统原理的可行性与响应的准确

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.07.005

性,为国内升力作动系统的工程实用提供了一定的理论 支撑。

1 系统方案设计

本节主要从升力风扇驱动系统的工作原理出发,分析 组成驱动系统的主要液压元部件,搭建整个闭环液压驱动 系统的物理架构,作为后续仿真工作开展的重要环节。

1.1 驱动系统工作原理

升力风扇驱动系统由升力风扇控制装置和升力风扇导 叶作动器并联,再加上电子控制模块组成。驱动系统的功 能框图如图1所示,驱动系统采用位置闭环控制策略,电子 控制模块接受位置指令信号,同时采集升力风扇导叶作动 器上线位移传感器(LVDT)反馈信号,经控制器比较运算, 依据偏差采用 PID 控制算法,输出控制电液伺服阀(EHV) 的电流信号^[2]。EHV输出相应的流量和压力以驱动作动器 1和作动器2同步伸出或缩回,完成对导叶偏转的伺服回路 控制。

当EHV或LVDT的单通道A或B故障时,驱动系统 可依靠另一通道保持正常工作模式;当双通道均发生故 障时,系统依靠EHV的零偏,使作动器1和作动器2在油

收稿日期:2019-05-11; 退修日期:2019-06-14; 录用日期:2019-06-20 *通信作者.Tel.: 029-84636511 E-mail: myway_9394@163.com

引用格式: Xu Yangyang, Yuan Jie.Design and simulation of aero-engine lift fan drive system[J].Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(07):33-39. 徐洋洋,袁杰.航空发动机升力风扇驱动系统设计与仿真研究[J].航空科学技术, 2019, 30(07):33-39.

压的驱动下快速回至收进极限的安全位置(风扇导叶 关闭)。

1.2 驱动系统物理架构

驱动系统物理架构如图2所示。组成驱动系统的主要 有:EHV、作动器、LVDT以及负载等部件。EHV响应油源 压力,接收电子控制器发出的指令信号,向作动筒输出具有 响应极性的、成比例的负载流量;作动筒接收EHV分配的 油液流量,利用液体压力与流量来克服负载(包括摩擦力) 并维持运动速度;LVDT将作动筒的直线位移转换为电信 号,实时检测作动筒活塞杆内的位移,并反馈至控制器中以 实现位置闭环控制策略;负载来自作动筒输出端的导叶所 受的负载力^[3]。



图1 升力风扇驱动系统控制原理







Fig.2 Physical architecture of the driving system

2 驱动系统数学模型

升力风扇驱动系统的建模与仿真分析,主要包括控制器、伺服阀、作动器以及负载模型。Matlab/Simulink平台兼 具强大的的计算与仿真能力,并且具备优秀的控制策略优 化能力,本方案的建模与仿真工作主要在该平台下完成。

2.1 控制器数学模型

位置环控制器为采用偏差控制的数字式伺服控制器,

其输入为控制指令与反馈信号的偏差 $e = u_0 - u'$,输入u表示为EHV的电流,其数学方程可简化为:

$$u = K_{\rm p}e + K_{\rm i} \int_0^t e \mathrm{d}t + K_{\rm d} \frac{\mathrm{d}e}{\mathrm{d}t}$$
(1)

式中: K_p 为控制器比例系数: K_i 、 K_d 分别为控制器积分系数 与微分系数。

经拉氏变换得到电子控制器传递函数为:

$$D(S) = K_{\rm P} + \frac{K_{\rm i}}{S} + K_{\rm d}S$$

2.2 EHV 动态模型

电液伺服阀是系统中主要的液压控制元件,它接收电 子控制器发出指令,并将电信号转换为流量信号与负载口 压力信号进行输出。本方案EHV采用力反馈射流管式伺 服阀,其动态响应远高于系统中其他液压元器件的动态响 应,因此可将EHV的传递函数简化为二阶振荡环节如下^[4]:

$$E(s) = \frac{X_v(s)}{i(s)} = \frac{K_{sv}}{\frac{S^2}{\omega_{sv}^2} + \frac{2\varepsilon_{sv}}{\omega_{sv}}s + 1}$$
(2)

式中: X_v 为伺服阀阀芯位移;i为EHV输入电流; $K_{sv}, \omega_{sv}, \varepsilon_{sv}$ 分别为EHV的流量增益、固有频率、阻尼比。

依据伺服阀节流口公式,可得电液伺服阀两个负载口 的流量分别为:

$$Q_1 = c_v w X_v \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(p_s - p_1 \right)} \tag{3}$$

$$Q_{2} = c_{v} w X_{v} \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(p_{2} - p_{0} \right)}$$
(4)

式中: Q_1, p_1 分别为伸出腔的流量与压力; Q_2, p_2 分别为收进 腔的流量与压力; c_v, w 分别为流量系数与阀口面积梯度; ρ 为介质密度。

2.3 作动器数学模型

2.3.1 作动器流量连续方程

作动器一般采用的是非均匀腔体结构,输入为EHV流 量Q,输出为作动器活塞杆位移y。其流量连续方程为:

$$Q_{1} = A_{1} \frac{d(y - y_{c})}{dt} + \frac{V_{1}}{E_{y}} \frac{dp_{1}}{dt} + C_{ip}(p_{1} - p_{2}) + C_{ep}p_{1} \quad (5)$$

$$Q_{2} = A_{2} \frac{\mathrm{d}(y - y_{c})}{\mathrm{d}t} + \frac{V_{2}}{E_{y}} \frac{\mathrm{d}p_{2}}{\mathrm{d}t} + C_{\mathrm{ip}}(p_{1} - p_{2}) + C_{\mathrm{ep}}p_{2} \quad (6)$$

式中: A_1 , V_1 , p_1 分别为伸出腔的面积、容积、压力; A_2 , V_2 , p_2 分别为收进腔的面积、容积、压力; y_c 为作动器筒体位移; E_y 为有效容积弹性模量; C_{ip} , C_{ep} 分别为内漏系数与外漏系数。

2.3.2 活塞与负载力平衡方程

作动器的输出力与负载力平衡,活塞力平衡方程为:

$$p_{1}A_{1} - p_{2}A_{2} = m_{p}\frac{d^{2}y}{dt_{2}} + B_{p}\frac{d(y - y_{c})}{dt} + K_{1}(y - y_{L}) + f$$
(7)

式中: m_p , B_p 分别为活塞质量、活塞与简体的黏性阻尼系数; K_1 , y_1 , f分别为活塞与负载连接刚度、负载位移、活塞与简体 摩擦力。

负载力平衡方程为:

$$K_1\left(y - y_L\right) = M_L \frac{\mathrm{d}^2 y_L}{\mathrm{d}t_2} + B_L \frac{\mathrm{d}y_L}{\mathrm{d}t} + F \tag{8}$$

式中: $M_{\rm L}$,F, $B_{\rm L}$ 分别为负载质量、负载力与负载黏性阻尼 系数。

3 驱动系统仿真建模

3.1 关键参数设置

通过对升力风扇驱动系统方案的分析,完成各控制环 节技术指标的计算与分配,并确定出系统各关节变量参数, 本仿真模型中的关键变量取值见表1。

3.2 系统仿真模型

依据系统物理架构与数学模型,构建升力风扇驱动系 统仿真模型如图3所示。

驱动系统仿真模型主要由控制器模块、电液伺服阀模 块、负载口流量分配模块、作动器模块以及传感器反馈模块 组成^[5]。



图3 驱动系统仿真模型 Fig.3 Simulation model of the driving system

符号	名称	数值	单位
ω _{sv}	伺服阀固有频率	300	rad/s
е	伺服阀阻尼比	0.454	
Cv	流量系数	0.68	
w	阀口面积梯度	7.125×10-3	m
ρ	介质密度	860	kg/m ³
V_1	作动器1腔初始体积	2.3×10 ⁻⁵	m ³
V_2	作动器2腔初始体积	1.4×10 ⁻⁵	m ³
Ey	油液弹性模量	0.7×10 ⁹	Pa
Ps	额定进油压力	2.1×10 ⁷	Pa
Pr	额定出油压力	0.3×10 ⁶	Pa
C _{ip}	作动器内漏系数	1.6×10 ⁻¹³	
C _{ep}	作动器外漏系数	1.0×10 ⁻¹⁶	
m _p	活塞质量	0.6	kg
B _p	活塞黏性阻尼系数	20	
$M_{\rm L}$	负载质量	15	kg
F	负载力	0	Ν
BL	负载黏性阻尼系数	20	

表1 关键变量取值 Table 1 Value of the key variables 其中,控制器模块、伺服阀模块采用传递函数的形式直 接在Simulink 中搭建;伺服阀流量分配模块与作动器模块 可依据流量方程与负载力平衡方程来建立其仿真子模型, 分别如图4和图5所示。



图4 EHV 流量分配模块 Fig.4 Flow distribution module of the EHV



图5 作动器仿真模型 Fig.5 Simulation model of the actuator

3.3 控制器参数优化

影响驱动系统精度与稳定性的主要因素为PID控制器的比例系数 K_p 、积分系数 K_i 、微分系数 K_d 的选定。在控制参数确定的过程中,本方案采用了结合经验数据,在参数优化工具箱中优化PID参数的方法。具体做法如下:

依据驱动系统的响应要求,以负载力F=0,作动器伸出动 作为例,手动拟合出若干条升力风扇驱动系统的若干条近似 经验曲线,将经验曲线作为驱动系统响应的目标曲线,在参 数优化工具箱中反向拟合出驱动系统的最佳响应曲线,并求 解出相应的控制参数^[6]。优化结果如图6、图7所示。

图6、图7中蓝色曲线分别为两条目标曲线,红色曲线

为通过两条目标曲线反向求解得到的驱动系统响应曲线。 控制参数求解结果如图8所示。

整个PID参数求解过程采用了4次迭代计算,求解得到 控制器的控制参数为: K_p =3.6, K_i =-0.6, K_d =-0.02。

4 仿真结果分析

4.1 系统动态特性分析

对升力风扇驱动系统进行动态扫频,生成驱动系统伯德图如图9所示,以观察系统的幅频特性与相频特性。

分析驱动系统动态频扫结果可知,升力风扇驱动系统的带宽约为6.74Hz(对应-3dB),系统在频带宽度内呈收敛



稳定且无谐振。从系统的相频曲线上反映出系统相位滞后 约为49°(对应1Hz),系统跟随性良好。





4.2 系统稳态性能分析

4.2.1 系统全行程响应

当系统与输入最大幅值(±25mm)时,升力风扇驱动系 统全行程响应结果如图10、图11所示,驱动系统从初始位 置到达稳态位置所用时间分别约为0.19s与0.26s,超调和 稳态误差接近于0。在接近极限位置时,时作动器能够低速 到位,且无过冲现象。



4.2.2 系统阶跃特性分析

改变系统输入至40%行程(10mm),并在0.3s时增加幅 值为6mm,时长为0.1s的误差扰动,驱动系统输出响应曲线 如图12所示,此时作动器两腔流量变化如图13所示。由图 可知,驱动系统能够对干扰信号迅速产生感应,且系统具有



一定的抗干扰能力。



4.3 系统故障分析

系统发生电气故障时,升力风扇驱动系统要求风扇导 叶能够快速收回作动器。本方案借助伺服阀的零偏特性来 实现该功能,采用零偏为25%(+10mA)的电液伺服阀。

值得注意的是,在发动机长期工作过程中,随着环境温 度和介质温度的变化,电液伺服阀也会产生零位漂移现象, 使得电液伺服阀的零偏发生改变,影响控制精度^[7]。针对 这一实际现象,可以考虑在系统中增加滑阀装置来实现驱 动系统电气故障下自动收回功能,以避免零偏误差的产生。 采用滑阀装置会在一定程度上增加升力风扇控制装置的复 杂性。



Fig.13 Flow variation of actuator under disturbance

此外,考虑到系统液压故障情况,可以考虑在系统中增加蓄能器装置以实现系统在液压故障下自动收回功能。增加蓄能器装置会增加控制装置的整体重量(质量),该功能将在后续的设计优化中进行权衡。

5 结束语

本文从航空发动机升力风扇工作原理与控制需求出 发,提出了一种双余度的升力风扇驱动系统设计方案。通 过分析系统物理架构,建立各控制环节的数学模型,并在 Matlab/Simulink平台中对驱动系统仿真模型进行参数优化 与仿真计算。经仿真分析得到:升力风扇驱动系统的全行 程运动时间约为0.45s,稳态误差与超调量均接近于0,驱动 系统的频响带宽为6.74Hz,相位滞后49°。仿真分析结果表 明:所设计的驱动系统响应快速、控制准确,控制方案具有 一定的可行性。

本设计方案利用了伺服阀的零偏特性来实现系统故障 收回功能,在后续优化方案过程中可以考虑在系统中增加 滑阀装置或蓄能器装置来完善系统功能,进一步增加驱动 系统的可靠性。

参考文献

[1] 叶代勇, 滕健.短距起飞/垂直降落战斗机发动机发展及管件 技术分析[J]. 航空发动机, 2013, 39(1):74-78.
Ye Daiyong, Teng Jian. Analysis of development and key technique for short take off and vertical landing (STOVL) fighter engine[J]. Aeroengine, 2013, 39(1):74-78. (in Chinese) [2] 姚华. 航空发动机全权限数字电子驱动系统[M]. 北京: 航空 工业出版社, 2014.
Yao Hua. Full authority digital electronic drive system of aeroengine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014. (in Chinese)
[3] 孙正雪. 航空发动机压比控制系统设计及仿真研究[J]. 动力 与电气工程, 2012 (1):119-124.

Sun Zhengxue. Design and simulation of aeroengine pressure ratio control system[J].Power and Electrical Engineering, 2012 (1):119-124. (in Chinese)

[4] 严杰,潘宏亮.基于电液伺服阀控制燃油泵的航空发动机控制与仿真[J].航空工程进展,2012,3(2):206-212.
 Yan Jie, Pan Hongliang. Aeroengine control and simulation

based on electro-hydraulic servo valve controlling fuel pump [J].Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3 (2):206-212. (in Chinese)

[5] 王占林,李培滋.飞机液压传动与伺服控制[M].北京:国防 工业出版社,1980.
Wang Zhanlin, Li Peizi. Aircraft hydraulic drive and servo control[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1980. (in Chinese)

- [6] 姜楠,杨磊.F135-PW-600 发动机升力系统与整机匹配性能研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2017, 30 (4): 7-10.
 Jiang Nan, Yang Lei. The matched working performance of the core engine with the lifting system of F135-PW-600. [J]. Gas Turbine Experiment and Reserch, 2017, 30(4): 7-10. (in Chinese)
- [7] Jia Zhenyuan, Ma Jianwei. Characteristics prediction method of electro-hydraulic servo valve based on rough set and adaptive neuro-fuzzy inference system[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2010, 23(1): 200-208.

(责任编辑 皮卫东)

作者简介

徐洋洋(1991-)男,硕士,助理工程师。主要研究方向:发 动机作动系统设计。 Tel:029-84636511 E-mail:myway_9394@163.com 袁杰(1987-)男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机发动 机作动技术。 Tel:029-84635458 E-mail:hbhd-2006@163.com

Design and Simulation of Aero-engine Lift Fan Drive System

Xu Yangyang*, Yuan Jie

AVIC Qingan Group Co., Ltd, Xi' an 710077, China

Abstract: Aiming at the difficulty of high-precision and fast response demand of the areo-engine lift fan driving system, a detailed design scheme of lift fan drive system was proposed. The composition and working principle of the system were analyzed, and the simulation model of the driving system of aero-engine was established on the Matlab/ Simulink platform. The dynamic characteristics and the steady-state performance of the driving system were analyzed. Finally, the system faults and improvement measures were also analyzed. The simulation results show that the response bandwidth of this system is about 6.7Hz, and the total travel time is about 0.45s, the system has a quick and accurate response, and the design principle is feasible. It has certain reference value for the engineering application of lift drive system at home and abroad.

Key Words: aero-engine; lift fan; servo drive; parameter optimization; simulation