

文章编号:1000-8055(2013)07-1650-09

直升机/发动机系统综合控制半物理仿真

张海波¹, 叶飞², 李永进¹, 陈国强¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国人民解放军总参谋部 陆航部驻株洲地区军事代表室, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 基于直升机/发动机系统综合控制半物理仿真试验平台, 针对直升机/发动机系统综合模型和综合控制算法进行数字与半物理仿真试验研究. 提出了一种串级 PID(proportional integration differential)+ 扭矩前馈+总距补偿的系统抗扰控制算法, 并提出了基于机载简化发动机模型的多模式综合实时优化控制算法. 试验结果表明: 所建立的直升机/发动机系统综合开闭环模型能够模拟发动机从启动到慢车再到直升机飞行的整个过程, 自由涡轮转速超调量和下垂量均在 4% 以内, 在不同飞行条件下, 动静态品质均满足设计要求. 本文还进行了综合系统多模式优化技术的半物理仿真, 结果表明所设计综合控制律的良好工程应用前景.

关键词: 直升机/发动机系统综合控制; 半物理仿真试验; 串级 PID 控制; 扭矩前馈; 总距补偿; 综合系统多模式优化

中图分类号: V231

文献标志码: A

Semi-physical simulation on integrated helicopter/ engine control system

ZHANG Hai-bo¹, YE Fei², LI Yong-jin¹, CHEN Guo-qiang¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Military Representatives' Office in Zhuzhou District of Army Airmen Branch
of the Headquarters of General Staff,

The Chinese People's Liberation Army, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Based on the simulation platform of integrated helicopter/engine system control, semi-physical simulations were carried out for integrated helicopter/engine model and integrated control algorithm. The core part of anti-disturbance control of the integrated system adopted a novel algorithm of cascade proportional integration differential (PID) + torque feed forward+collective compensation, and the optimization control was multi-mode real-time optimization based on the simplified engine adaptive system model. The simulation tests show that the established integrated helicopter/engine model can simulate the engine's total process from start to idling, then to helicopter flying, and the droop and overshoot of the power turbine is within 4% in the whole process. The engine's dynamic and static quality meets the requirements of helicopter flight control in different flight conditions. The semi-physical simulation results of the integrated system multi-mode optimization were validated. The established semi-physical simulation platform of integrated helicopter/engine

收稿日期: 2012-07-15

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1650_002.html

基金项目: 南京航空航天大学基本科研业务费(NS2013021)

作者简介: 张海波(1976—), 男, 山东潍坊人, 副教授, 博士, 研究方向为航空发动机控制.

control system is valuable for engineering applications.

Key words: integrated helicopter/engine system controlx; semi-physical simulation test; cascade proportional integration differential (PID) control; torque feed forward; collective compensating; integrated system multi-mode optimization

直升机/发动机系统综合控制一直是西方国家着力发展的技术^[1-2],直升机/发动机系统综合控制技术可以在基本不增加机载硬件的条件下,仅通过控制算法来提高直升机/发动机综合系统的经济性、机动性,扩大直升机飞行包线,提高系统功质比.随着我国涡轴发动机数控系统产品的逐渐成熟,数控系统已经成为实现发动机高品质控制效能的必然选择,借助于软件算法来提升发动机的性能,进而改善直升机的飞行性能成了一项紧迫需求^[3-6].

直升机/发动机系统综合控制以机动飞行时综合抗扰控制,以及准稳态条件下最大功率模式、最小油耗模式、最低涡轮温度模式等多任务综合优化控制为研究内容,根据直升机飞行及发动机运行状态,进行直升机/发动机系统性能优化,使得发动机在保证安全、强度等裕度的同时,提高系统综合性能指标.国外直升机/发动机系统综合控制规律无一例外采取数字仿真-半物理仿真-台架试车-试飞验证的循环设计途径,以降低风险、减少设计成本.21 世纪初,美国就曾针对装备普惠 3000SHP 发动机的 Sikorsky Black Hawk 直升机

做过以下 3 个阶段的研究:先进概念理论研究(2000 年),硬件/软件开发研究(2001 年),系统半物理仿真测试(2002 年)^[7-8].

国内在直升机/发动机综合控制系统设计方面一直沿用传统的子系统独立设计和控制的方法,在直升机/发动机系统综合控制研究方面近乎空白.随着数控系统在直升机/发动机系统上的应用,传统方法已经远不能满足现代直升机对性能提升的要求.只有采用直升机/发动机系统综合设计和综合控制技术,在设计阶段考虑各子系统的耦合作用,利用其有利的耦合,充分发挥发动机的性能潜力,才能提高飞行性能和飞行品质,减轻驾驶员负担.国内在直升机/发动机综合控制系统的全数字仿真研究方面已做了较多的研究工作^[9-10],但还未开展过实质性的半物理仿真试验研究.

1 直升机/发动机系统综合控制半物理仿真试验平台

直升机/发动机系统综合控制半物理仿真平台如图 1 所示,由模型计算机系统(直升机模型、控制器模型、开环发动机模型、闭环发动机模型)、

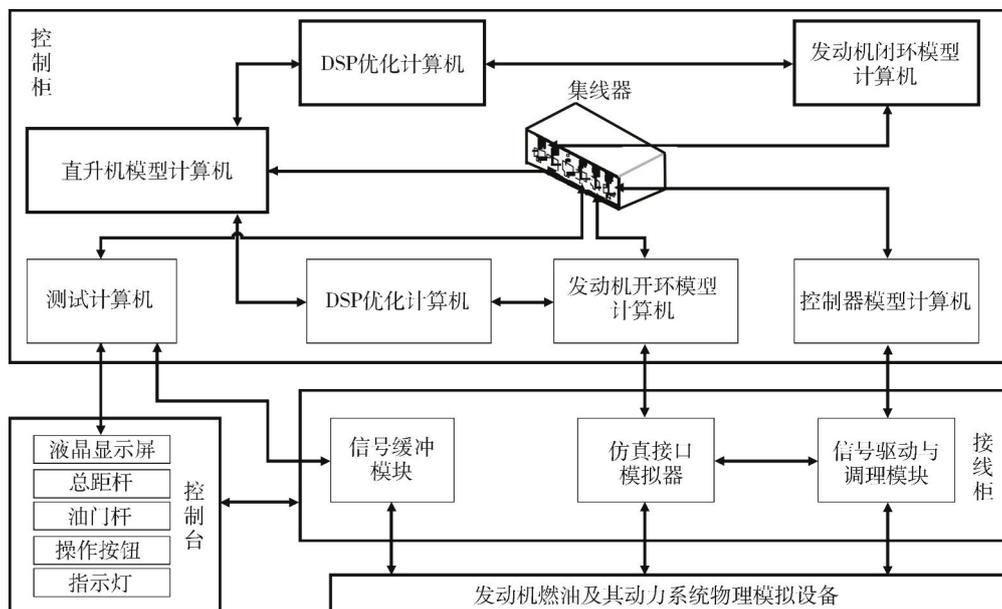


图 1 直升机/发动机系统综合控制半物理仿真平台

Fig. 1 Semi-physical simulation platform for integrated helicopter/engine control system

数字信号处理(DSP)优化计算机系统、信号驱动与调理模块以及仿真接口模拟器、控制台、发动机燃油及其动力系统部分组成.表1为本文的符号表.

表1 符号表
Table 1 Symbol Table

符号	物理意义
$W_f / (\text{kg/s})$	发动机燃油量
$\alpha / (^{\circ})$	压气机导叶角
$N_g / (\text{r/min})$	燃气涡轮转速
$N_p / (\text{r/min})$	自由涡轮转速
$P_{nc} / \%$	燃气涡轮相对转速
$P_{np} / \%$	自由涡轮相对转速
T_{45} / K	自由涡轮出口总温
T_3 / K	压气机出口总温
p_{42} / Pa	燃气涡轮后总压
$S_{fc} / (\text{kg}/(\text{h} \cdot \text{kW}))$	单位耗油率
H_{pp} / kW	发动机输出功率
$Q_h / (\text{N} \cdot \text{m})$	直升机需求扭矩
D_{egc}	压气机效率蜕化量
D_{egg}	燃气涡轮效率蜕化量
D_{egp}	自由涡轮质量流量蜕化量
$V_x / (\text{m/s})$	对地坐标系前飞速度
$V_z / (\text{m/s})$	对地坐标系垂飞速度
$V_y / (\text{m/s})$	对地坐标系侧飞速度
$\theta_0 / (^{\circ})$	总距
$A_{lc} / (^{\circ})$	横向周期变距
$B_{ls} / (^{\circ})$	纵向周期变距
$\theta_t / (^{\circ})$	尾桨总距
H / m	飞行高度
下标 r	指令
上标 t	当前时刻

1.1 模型计算机系统

模型计算机系统是仿真系统的核心组成部分,包括4个模型系统,分别是直升机模型、控制器模型、开环发动机模型与闭环发动机模型.直机模型与发动机模型组成直升机/发动机系统综合模型.

直升机模型由黑鹰 UH-60A 直升机数据建立^[11-12],主要包括主旋翼、尾桨、机身、平尾垂尾以及飞行控制系统等部分.直升机飞行控制系统采用多变量鲁棒控制算法,能够模拟直升机从地面慢车到空载飞行和最大负载飞行的全部过程,在直升机模型界面上可以给定飞行指令:前飞指

令,侧飞指令、爬升指令以及偏航指令,能够模拟直升机的升降、前飞、悬停等多种飞行任务.

发动机模型为 T700 发动机部件级实时数学模型.发动机模型能够模拟发动机从起动过程到慢车过程,再到空载飞行和最大负载飞行的全部过程.两台发动机模型用“左发”与“右发”的标识进行区分,左发系统为控制器、开环发动机模型系统,右发系统为闭环发动机模型系统.不失一般性,在没有性能蜕化的情况下,以左发系统进行半物理仿真测试,右发系统只做全数字仿真.发动机模型输出量包括转速、压力、扭矩、温度以及开关量等数字量信号,通过仿真接口模拟器的数字-模拟(DA)信号转换,转换为模拟信号,传递给控制器模型.发动机输入量包括燃油量、油针位置、总距杆角度等模拟量信号,用仿真接口模拟器的模拟-数字(AD)信号转换,转换为发动机模型可以接收的数字量信号.

发动机控制器模型用来给定直升机/发动机系统操控指令以及集成发动机控制算法,用来保证发动机安全、稳定工作.发动机控制器采用与实物电子控制器性能相当的工业控制计算机,且信号的输入输出均通过仿真接口模拟器经 AD/DA 数模转换得到,控制步长满足同样的 20 ms 实时步长,在信号输入输出接口、信号执行的时序逻辑等方面与实际发动机电子控制器的设计保持一致.采用多线程程序设计方法设计系统的串口通讯,为串口的接收和发送增加一个新线程,不断地查询是否有发送和接收的数据,并及时发送和接收,这样可保证信号传输的实时性与同步性.如图1所示.

1.2 信号驱动与调理模块以及仿真接口模拟器

发动机模型系统与控制器模型系统之间通过信号驱动与调理模块以及仿真接口模拟器进行数据传递,如图2所示.



图2 信号驱动与调理模块以及仿真接口模拟器
Fig. 2 Signal driving and recuperating module and simulation interface simulator

信号驱动与调理模块与传感器及执行机构直接相连,用于对发动机模型系统传递过来的传感信号(转速、压力、位移、温度、开关量信号)进行调理,通过高速串口与控制器模型系统进行通讯,同

时对控制器模型系统输出的控制信号(电液伺服阀、开关量信号)进行驱动,驱动执行机构运作。

仿真接口模拟器介于控制器模型系统与发动机模型系统之间,用于模拟控制系统的传感器及执行机构的电气特性,模拟转速、压力、位移、温度、开关量等测量信号以及燃油质量流量、电液伺服阀等控制信号。

1.3 发动机燃油及其动力系统

发动机燃油及其动力系统物理模拟设备为直升机/发动机系统综合控制半物理仿真试验提供燃油及其动力系统的物理模拟环境,是直升机/发动机系统综合控制半物理仿真平台的主体。

燃油系统包括管路、油箱、燃油管路冷却系统以及燃油调节器试验台架等。考虑到试验件的最大质量流量与最大压力等实际情况,在试验件进出油管路上各配置一个相应量程的质量流量计。动力系统为一小惯量电动机及其调速系统。小惯量电动机采用交流变频电动机,其转动惯量小,通过调速系统,可以获得较小的转速调节时间常数,可模拟的发动机最大燃气涡轮转速为45 000 r/min。

2 直升机/发动机系统综合控制律设计

2.1 综合抗扰控制律设计与实现

直升机/发动机系统是一个互相耦合的复杂非线性系统,这种耦合在机动飞行任务时体现得尤为明显,例如急升急降、自旋进入/恢复等任务,国外相关研究一直将其作为直升机/发动机系统综合控制的一项重要研究内容。本文提出的系统综合抗扰控制规律以发动机转速抗扰控制为核心,同时还设计了直升机具有鲁棒抗扰能力的多任务多变量飞行控制器,以抑制系统间不利耦合,使得发动机能够快速、准确响应直升机不同任务的功率需求,从而实现高品质的机动飞行任务。

2.1.1 综合抗扰控制规律

本文中提出了一种综合抗扰控制规律,即串级 PID 综合扭矩前馈与总距补偿的控制结构,其特点在于,不但保留了 PID 结构简单、调参方便、效果优良的特点,还充分利用了扭矩与总距这些与直升机负载需求直接相关的可测信息。该方法简单可靠,具有很强的工程实用性。

国内大多仍采用总距前馈综合 PID 的方法,虽然总距前馈一定程度上反映了直升机功率需求的变化,但是由于直升机功率需求是飞行状态(飞

行高度、飞行速度)与操纵量(总距、纵横周期变距以及尾桨总距)的复杂组合,总距不能很好反映直升机当前的飞行状况或功率需求。扭矩信息直接反映了系统不同条件下的负载变化,因此国外研究已经将其作为抗扰控制的主要反馈信息^[7],本文也做了这方面的尝试。经调试发现:适当组合总距与扭矩的前馈信息,可以有效抑制来自直升机的扭矩扰动,使得涡轴发动机自由涡轮转速超调/下垂量更小,实现对直升机功率需求的良好跟随。以下的半物理仿真试验也验证了该算法的有效性和先进性。图 3 给出该方法的原理框图。

该控制算法可表述如下:

$$\Delta W_t = k_{p2}(e_2^t - e_2^{t-1}) + k_{i2}e_2^t + k_{d2}(e_2^t - 2e_2^{t-1} + e_2^{t-2}) + K_{\theta_0}(\theta_0^t - \theta_0^{t-1}) + K_{Q_h}(Q_h^t - Q_h^{t-1}) \quad (1)$$

其中

$$e_1 = N_{pr} - N_p \quad e_2 = N_{gr} - N_g$$

$$\Delta N_{gr} = k_{p1}(e_1^t - e_1^{t-1}) + k_{i1}e_1^t + k_{d1}(e_1^t - 2e_1^{t-1} + e_1^{t-2})$$

其中 k_{p1}, k_{i1}, k_{d1} 是相应的外环控制参数, k_{p2}, k_{i2}, k_{d2} 为内环控制参数, e_1, e_2 则分别为内外环偏差, K_{θ_0} 前向控制增益,上标 t 值。

内环参数整定值如下:

$$k_{p2} = 0.30 \quad k_{i2} = 0.29 \quad k_{d2} = 0$$

$$k_{\theta_0} = 0.02 \quad k_{Q_h} = 0.002$$

外环参数整定值如下:

$$k_{p1} = 0.002 \quad k_{i1} = 0 \quad k_{d1} = 0.001$$

相应发动机的稳态控制计划为 N_p 取 100% 物理转速,设计中也给出了发动机的加减速过渡态燃油高低选计划,以保证瞬态过程中发动机不进喘。

2.1.2 直升机飞行控制律

图 2 中飞行控制系统与直升机模型集成构成直升机闭环仿真模型,采用增广线性二次型调节器(LQR)的控制方法对直升机进行四通道(前飞、侧飞、偏航以及爬升)的飞行控制^[13]。控制律为 $u = Kx$, 其中 $K = -R^{-1}B^T P$, 而 P 满足如下 Riccati 方程:

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0 \quad (2)$$

直升机模型的控制量 $u = K_r x + \frac{K_s e}{s}$, 其中控制量 $u = [\Delta \theta_0 \quad \Delta A_{1c} \quad \Delta B_{1s} \quad \Delta \theta_r]^T$, 状态量 $x = [\Delta u \quad \Delta v \quad \Delta w \quad \Delta p \quad \Delta q \quad \Delta r \quad \Delta \phi \quad \Delta \theta \quad \Delta \psi]^T$, 偏差量 $e = [V_{xr} - V_x V_{yr} - V_y V_{zr} - V_z \psi_r - \psi]^T$ 。

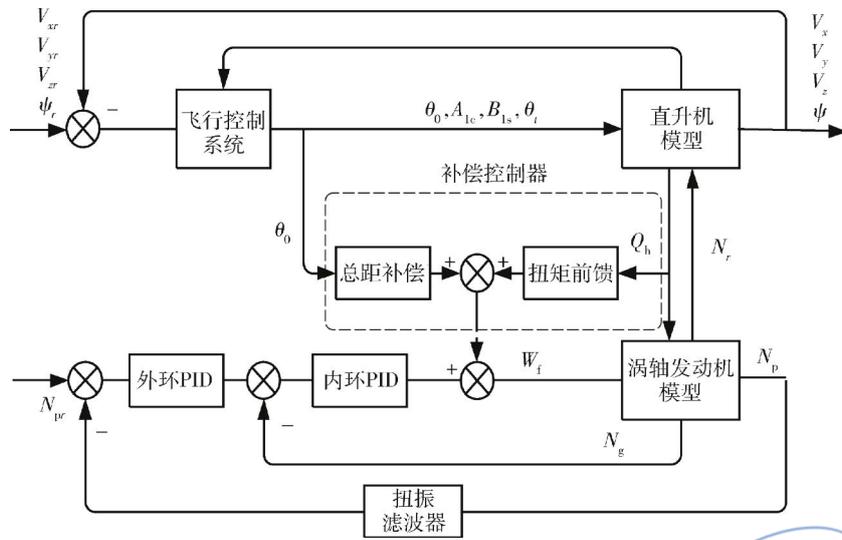


图 3 综合抗扰控制器结构图

Fig. 3 Structure diagram of integrated anti-disturbance controller

2.2 综合实时优化控制律设计与实现

综合实时优化控制的主要功能是在涡轴发动机安全运行的条件下,利用内嵌优化模块对发动机进行性能寻优,充分挖掘发动机的最大潜力,提高直升机的机动性能与经济性.可根据不同的飞行任务要求,在准稳态条件执行基于机载简化自适应模型的多任务在线优化控制:巡航时,采用最小油耗优化控制模式以减小系统油耗,爬升时,采用最大功率模式以提升系统的剩余功率,起飞或爬

升时采用最低涡轮温度模式以降低涡轮温度延长发动机使用寿命,综合优化控制原理如图 4 所示^[9].

综合优化控制的核心部分包括优化计算机与实时优化算法、机载简化发动机模型及发动机部件性能蜕化量映射模块.蜕化量映射模块反映发动机寿命期内的性能变化状况,使得机载发动机简化模型能够跟踪蜕化状态下的发动机输出.以下将详述其功能.

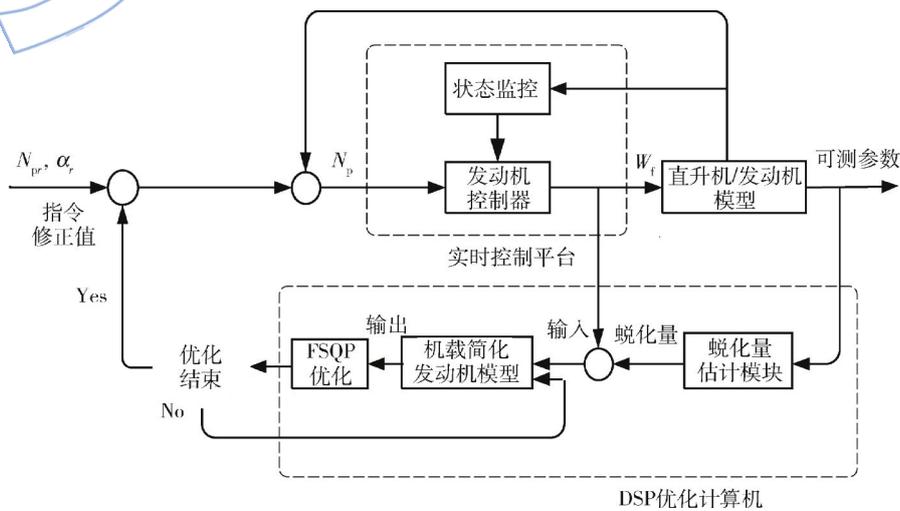


图 4 综合优化控制原理图

Fig. 4 Schematic diagram of integrated optimization control

2.2.1 优化计算机与实时优化算法

DSP 优化计算机采用浮点型低功耗应用处理器 OMAP-L137,内含 C6747 和 ARM9 双核

心,主频为 300 MHz.采用的实时优化算法为可行性序列二次规划算法(FSQP),该算法直接以目标函数为效益函数,避免了罚因子选择不当对算

法的影响,具有全局收敛和局部的超线性收敛特性^[14-15].

2.2.2 机载简化发动机模型

机载简化发动机模型输入量不仅包括飞行状态(飞行高度 H 、对地坐标系前飞速度 V_x),还包括涡轴发动机和旋翼的控制输入(发动机燃油量 W_f 、压气机导叶角 α 、总距 θ_0),如前所述,为了能够反映发动机寿命期的性能状况,还要有性能蜕化的输入(压气机效率蜕化量 D_{egc} 、燃气涡轮效率蜕化量 D_{egg} 、自由涡轮质量流量蜕化量 D_{egp}),通过 BP(back propagation)神经网络来实现.

机载简化发动机模型输出量为涡轴发动机自由涡轮相对转速 P_{np} 、燃气涡轮相对转速 P_{nc} 、发动机输出功率 H_{pp} 、单位耗油率 S_{fc} 、自由涡轮出口总温 T_{45} 、压气机出口温度 T_3 、燃气涡轮后总压 p_{42} ,该模型拓扑结构如图 5 所示.

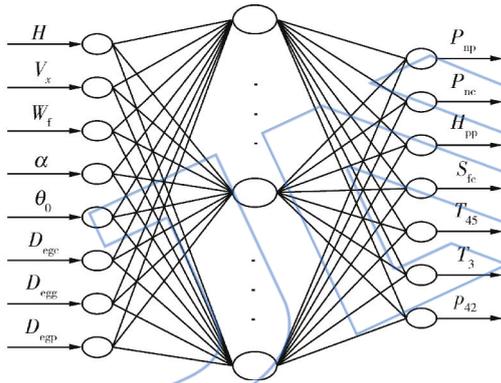


图 5 简化发动机模型拓扑结构图

Fig. 5 Topology structure of simplified engine model

机载简化发动机模型可用下式进行表达:

$$Y = N_{map}(X) \quad (3)$$

式中

$$X = [H \ V_x \ W_f \ \alpha \ \theta_0 \ D_{egc} \ D_{egg} \ D_{egp}]^T$$

$$Y = [P_{np} \ P_{nc} \ H_{pp} \ S_{fc} \ T_{45} \ T_3 \ p_{42}]^T$$

2.2.3 发动机部件性能蜕化量映射模块

蜕化量映射模块是通过神经网络建立涡轴发动机可测参数偏离量与部件性能蜕化参数之间的映射关系,其拓扑结构如图 6 所示.

这里只考虑压气机、燃气涡轮、自由涡轮 3 个部件单个或者多个同时蜕化的情况,并用蜕化部件效率和质量流量的下降来模拟发动机发生蜕化.神经网络采用 3 层网络结构,利用 BP 算法进行神经网络训练.网络输入为 5 个可测参数偏离量;网络输出为发动机 3 个部件性能蜕化量,分别

为压气机效率蜕化量、燃气涡轮效率蜕化量、自由涡轮质量流量蜕化量.

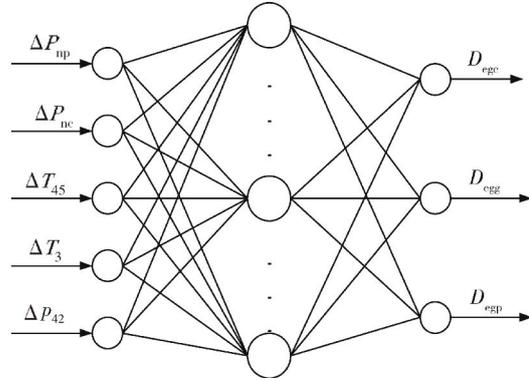


图 6 蜕化量映射模块拓扑结构图

Fig. 6 Topology structure of degeneration parameters mapping modules

3 半物理仿真测试

在直升机/发动机系统综合控制半物理仿真平台下,以黑鹰 UH-60 直升机/T700 双涡轴发动机系统为例,测试综合仿真平台的性能以及具体应用价值.

3.1 带旋翼负载的发动机模型半物理仿真

首先对带旋翼负载的发动机模型进行单独的仿真测试,即用控制器模型与发动机模型进行半物理仿真测试.对直升机/发动机系统综合控制半物理仿真平台做如下的操作(见图 7):

- Step 1 模拟发动机地面起动过程;
- Step 2 模拟发动机从起动到慢车运行过程;
- Step 3 模拟发动机从地面慢车到空载飞行过程;
- Step 4 通过推拉控制台上的负载杆,对发动机模型施加负载扭矩,先推负载杆到最大,再拉负载杆至最小,如此重复;
- Step 5 模拟发动机停车.

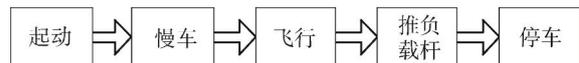


图 7 操作流程

Fig. 7 Operational process

带旋翼负载的单独发动机模型半物理仿真曲线如图 8 所示,图中分别给出在整个运行过程中发动机燃油量 W_f ,自由涡轮相对转速 P_{np} ,燃气涡轮相对转速 P_{nc} ,自由涡轮出口总温 T_{45} ,发动机输出功率 H_{pp} 的变化情况.仿真测试结果表明:

系统能够快速执行控制器给出的控制指令,包括起动,慢车,飞行与停车指令。

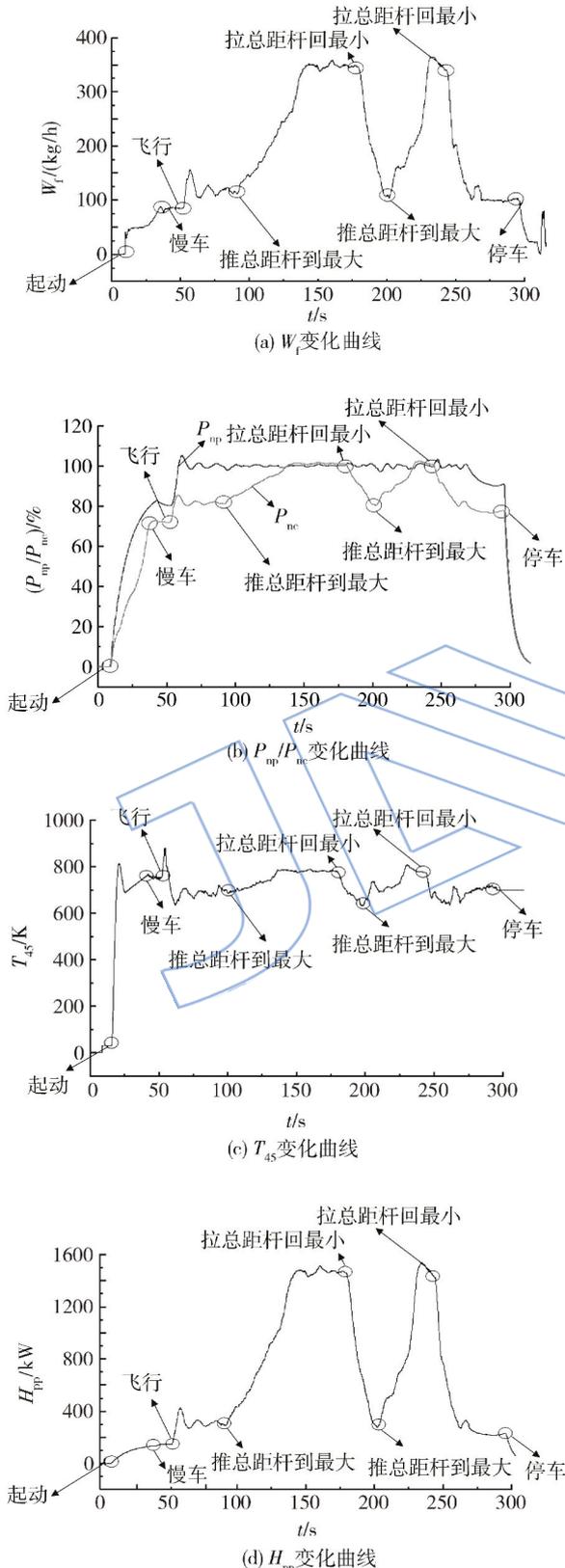


图8 单独发动机模型半物理仿真曲线

Fig. 8 Semi-physical simulation curves of single engine model

在快速移动总距杆的过程中,采用本文提出的串级PID+扭矩前馈+总距补偿的控制算法,燃气涡轮转速能够很快响应,自由涡轮转速保持在3%的超调和下垂范围内,系统抗扭矩扰动效果明显.测试结果表明:2.1节提出的综合抗扰控制方案对总距的急速大幅变化具有很好的适应能力,控制品质良好.运行过程中,自由涡轮出口总温未超温,自由涡轮相对转速未超转。

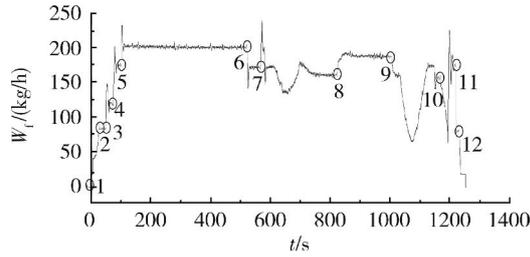
3.2 直升机/发动机系统综合控制半物理仿真

上述3.1节仅考虑了旋翼负载与发动机耦合影响,这里将直升机与发动机模型联合运行,以一个完整的直升机飞行过程为例来考察模型以及抗扰控制算法的有效性,半物理仿真测试步骤如下:

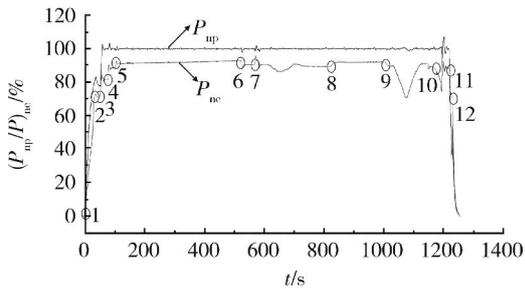
- Step 1 模拟发动机地面起动过程;
- Step 2 模拟发动机从起动到慢车运行过程;
- Step 3 模拟发动机从地面慢车到空载飞行过程;
- Step 4 通过推拉控制台上的负载杆,对发动机模型施加负载扭矩,当负载扭矩超过某一值后接通直升机模型;
- Step 5 接通直升机模型后,通过直升机模型界面给定飞行操作指令,如爬升、前飞、侧飞指令,直升机模型速度为6 m/s爬升到2000 m;
- Step 6 直升机爬升到2000 m后爬升速度降为0 m/s;
- Step 7 直升机以75 m/s速度前飞;
- Step 8 直升机前飞速度到达75 m/s后,等待10 s,以3 m/s速度爬升到2500 m;
- Step 9 直升机爬升到2500 m后,爬升速度降到0 m/s,前飞速度降到0 m/s;
- Step 10 直升机以-4 m/s速度下降,降到H=0 m处悬停;
- Step 11 模拟发动机慢车;
- Step 12 模拟发动机停车。

直升机/发动机系统综合模型半物理仿真曲线如图9所示,图中给出了 W_f , P_{np} , P_{nc} , H_{pp} 参数变化,以及直升机前飞速度 V_x ,飞行高度 H 变化情况.同样地,在整个操作模式下,基于综合抗扰控制算法的系统动态性能良好,调节时间和超调量均较小,在直升机大幅度爬升过程中,自由涡轮相对转速超调量和下垂量在4%以内,满足设计要求。

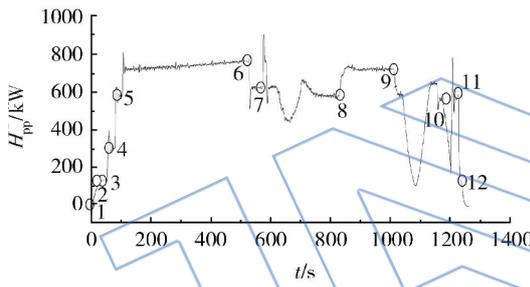
从整个测试数据来看,直升机/发动机系统抗扰控制品质也满足设计要求。



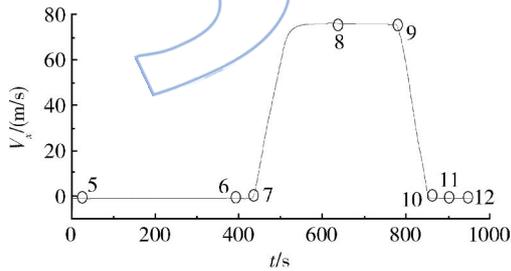
(a) W_f 变化曲线



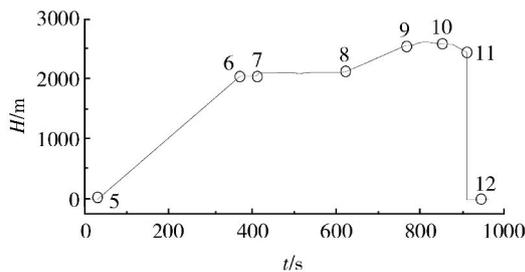
(b) P/P_{mp} 变化曲线



(c) H_{pp} 变化曲线



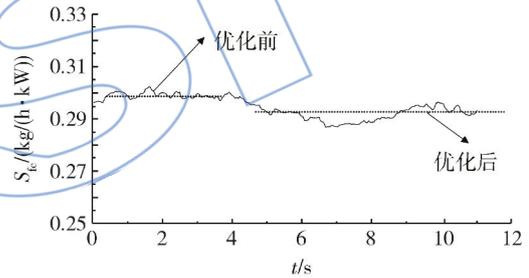
(d) V_x 变化曲线



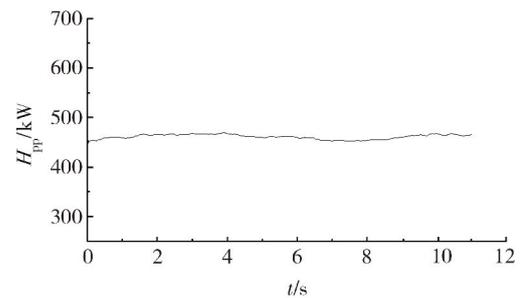
(e) H 变化曲线

3.3 综合系统优化控制半物理仿真验证

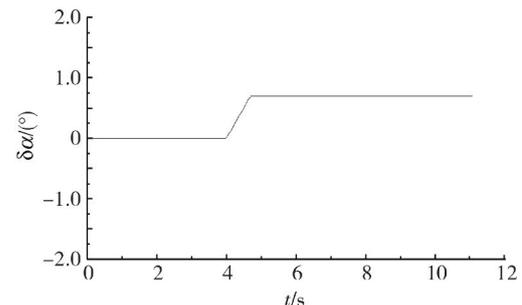
借助于上述的半物理仿真试验平台,在国内率先开展了直升机/发动机综合控制系统多模式优化控制的半物理仿真验证,包括最小油耗模式、最大功率模式、最低涡轮温度模式仿真验证.限于篇幅,文中只列出了最小油耗控制模式的部分仿真结果.在直升机飞行包线点($H=2000\text{ m}$, $V_x=65\text{ m/s}$)处,最小油耗控制模式的半物理仿真测试结果如图 10 所示.结果表明:在最小油耗控制模式下,单位耗油率 S_{fc} 从 $0.298\text{ kg}/(\text{h}\cdot\text{kW})$ 下降到 $0.292\text{ kg}/(\text{h}\cdot\text{kW})$,优化效果为 2.01% .优化过程中 H_{pp} 基本保持不变, T_{45} 从 668 K 下降到 655 K .可以看出:最小油耗控制模式在发动机输出功率不变的情况下,可显著降低发动机油耗,并且保证发动机不超温,不进喘.



(a) S_{fc} 变化曲线



(b) H_{pp} 变化曲线



(c) $\delta\alpha$ 变化曲线

图 9 直升机/发动机系统综合模型半物理仿真曲线
 Fig. 9 Semi-physical simulation curves of integrated helicopter/engine model

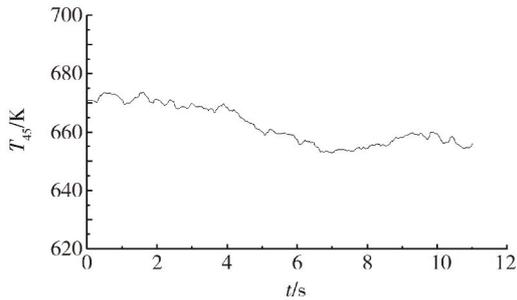
(d) T_{45} 变化曲线

图10 最小油耗控制模式半物理仿真结果

Fig. 10 Semi-physical simulation result of minimum fuel consumption control mode

4 结论

直升机/发动机系统综合控制的半物理仿真试验是进行直升机/发动机系统综合控制设计的关键环节和难点。本文基于直升机/发动机系统综合控制的半物理仿真试验平台,提出了直升机/发动机系统综合抗扰控制以及基于简化自适应模型的多模式综合优化控制规律,并进行了半物理仿真试验验证。结果表明,所设计的直升机/发动机系统综合模型能较准确地模拟实际系统的工作状态,综合抗扰控制与多模式综合实时优化控制仿真效果显著,具有良好的工程实用价值。

参考文献:

- [1] Shanthakumaran P, Harding J, Thompson T, et al. Flight simulation model application for AH-64A Apache engine integration[C]//49th Annual Forum proceedings of AHS. St Louis, US: AHS, 1993; 261-282.
- [2] Killion S. Flight tests of adaptive fuel control and decoupled rotor speed control systems[C]//49th Annual Forum proceedings of ASH. St Louis, US: ASH, 1993; 413-419.
- [3] Sturisky S H, Lewis W D, Schrage D P, et al. Development and validation of a comprehensive real time AH-64 Apache simulation model[C]//48th Annual Forum proceeding of AHS. Washington, US: AHS, 1992; 1267-1280.
- [4] James R M, Mark G B, Rutledge D C G. Rotorcraft flight-propulsion control integration[R]. NASA-TP-2815, 1988.
- [5] WEI Guo. Flight control design for rotorcraft with variable rotorspeed[D]. Pennsylvania, US: The Pennsylvania State University, 2009.
- [6] Stevens M A, Handschuh R F, Lewicki D G. Concepts for variable/multi-speed rotorcraft drive system [R]. NASA/TM-215276, 2008.
- [7] Smith B J, Zagranski R D. Next generation control system for helicopter engines[C]//57th Annual Forum Proceedings of AHS. Washington, US: ASH, 2001; 401-409.
- [8] Smith B J, Zagranski R D. Closed loop bench testing of the next generation control system for helicopter engines [C]//58th Annual Forum Proceedings of AHS. Montreal, Canada: ASH, 2002; 1041-1050.
- [9] 孙立国. 基于直升机/发动机综合仿真的发动机性能优化及控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
SUN Ligu. Optimization and control for a turbo-shaft engine via integrated helicopter and engine system simulation [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [10] 张海波, 姚文荣, 陈国强. 涡轴发动机/直升机综合控制仿真平台设计[J]. 推进技术, 2011, 6(3): 383-390.
ZHANG Haibo, YAO Wenrong, CHEN Guoqiang. Design of an integrated turbo-shaft engine/helicopter control simulation platform [J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 6(3): 383-390. (in Chinese)
- [11] Howlett J J. UH-60A Black Hawk engineering simulation program: Volume 1 mathematical model[R]. NASA 166309, 1981.
- [12] Hilbert K B. A mathematical model of UH-60 helicopter [R]. NASA-TM-85890, 1984.
- [13] 张海波, 孙健国. 自抗扰控制算法在发动机加力过渡态控制中的应用[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 219-225.
ZHANG Haibo, SUN Jianguo. Application of active disturbance rejection control method in aero-engines afterburning transition state control [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 219-225. (in Chinese)
- [14] Lawrence C T, Tits A L. A computational efficient feasible sequential quadratic programming algorithm[J]. Journal on Optimization, 2001, 11(4): 1092-1118.
- [15] 张海波, 孙健国, 王健康. 信赖域滤子算法在航空发动机在线优化中的应用[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 659-666.
ZHANG Haibo, SUN Jianguo, WANG Jiankang. Application of trust region filter algorithm to aero-engine online optimization [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 659-666. (in Chinese)