

# 基于需用功率预测的直升机/发动机综合控制方法

杜紫岩<sup>1,2</sup>, 彭晔榕<sup>2</sup>, 宋 劼<sup>2</sup>, 汪 勇<sup>2</sup>, 张海波<sup>2</sup>

(1. 中国飞行试验研究院, 西安 710089; 2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘要:** 为了提高涡轴发动机在直升机飞行状态突变时的响应速度, 提出一种基于需用功率预测的直升机/发动机综合控制方法。通过逐步回归分析法对直升机需用功率影响最大的 5 个变量进行选取, 并以这 5 个变量为输入量, 根据多元拟合方法建立直升机需用功率预测模型, 基于所建立的预测模型, 采用预测需用功率信号在发动机控制回路的燃气涡轮转速指令位置进行前馈线性补偿, 设计了直升机/发动机综合控制方法。经过 UH-60A 综合仿真平台验证, 结果表明: 所提出的综合控制方法相比于传统串级 PID 控制方法, 可以有效减少动力涡轮转速超调量或下垂量 60% 以上; 相比加入总距前馈的控制方法, 可以减小动力涡轮转速超调量或下垂量 20% 以上; 可以有效加快发动机响应速度, 缩短发动机响应时间 1 s 以上, 极大提高了发动机的稳定性及鲁棒性。

**关键词:** 涡轴发动机; 直升机需用功率; 线性补偿; 综合控制; 多元拟合

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2022.05.016

## Helicopter / Engine Integrated Control Method Based on Required Power Prediction

DU Zi-yan<sup>1,2</sup>, PENG Ye-rong<sup>2</sup>, SONG Jie<sup>2</sup>, WANG Yong<sup>2</sup>, ZHANG Hai-bo<sup>2</sup>

(1. Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China; 2. School of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to improve the response speed of turboshaft engine when the helicopter flight state changes suddenly, a helicopter/engine integrated control method based on required power prediction was proposed. The stepwise regression analysis method was used to select the five variables that have the greatest impact on the helicopter power demand, based on multivariate fitting method, these five variables were used as the input to establish the helicopter required power prediction model. Based on the prediction model, the predictive power demand signal was used for feedforward linear compensation at the gas turbine speed command position in the engine control loop, and the helicopter/engine integrated control method was designed. Verification results using the UH-60A integrated simulation platform showed that compared with the traditional cascade PID control method, the proposed integrated control method can effectively reduce the overshoot or droop of the power turbine speed by more than 60%, reduce the overshoot or droop of the power turbine speed by more than 20% compared with the control method of adding collective pitch feedforward; the engine response speed can be effectively accelerated, the engine response time shorten more than 1 s, and the stability and robustness of the engine greatly improved.

**Key words:** turboshaft engine; helicopter required power; linear compensation; integrated control; multivariate fitting

## 0 引言

直升机除了运输人员物资等<sup>[1]</sup>军事用途外, 在地震救援等民用领域也发挥着不可取代的作用。而直升机性能的提高一直是设计研发的不懈追求, 在直升机/发动机硬件设备已经达到技术水平瓶颈的情况下, 要进一步提高其性能, 只能依靠控制系统的设计<sup>[2]</sup>。直升机各部件之间、直升机与发动机之间耦合

性很强, 相互影响, 关系复杂<sup>[3]</sup>。为了使控制方法设计与实现更简便, 直升机控制系统和发动机控制系统常常是独立的。独立的控制系统需保留足够的安全裕度防止连接时出现安全问题, 极大的牺牲了发动机的性能<sup>[4-6]</sup>。直升机的性能不仅取决于其本身, 很大程度上也受限于发动机性能<sup>[7]</sup>。

各国都对综合控制方法的设计进行了尝试, 以提高发动机的性能。Frederick 等<sup>[8]</sup>设计了一种综合控制

收稿日期: 2020-09-28 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 杜紫岩 (1996), 女, 硕士, 从事直升机动力装置试飞研究工作; E-mail: du\_ziyan@163.com。

引用格式: 杜紫岩, 彭晔榕, 宋劼, 等. 基于需用功率预测的直升机/发动机综合控制方法[J]. 航空发动机, 2022, 48(5): 143-148. DU Ziyan, PENG Yerong, SONG Jie, et al. Helicopter / engine integrated control method based on required power prediction [J]. Aeroengine, 2022, 48(5): 143-148.

方法有效提高了发动机稳定性,根据横向周期变距指令预测主旋翼扭矩的变化,从而在左右侧滚操纵期间将发动机和主旋翼转速下垂和超调降至最低;Frederick等<sup>[9]</sup>还根据飞行员偏航输入燃油补偿信号,降低突然偏航机动期间发动机和旋翼转速下垂和超调的影响。然而这2种方法使用范围有限,只在一种飞行状态下起作用。Paramour等<sup>[10]</sup>实施的“飞机/发动机综合控制”计划能够加快发动机响应,且可根据直升机的飞行状态调整发动机动力涡轮转速以保证发动机转速平稳;Wang等<sup>[11]</sup>基于增量非线性动态逆的原理,提出一种基于发动机所需扭矩与实际输出扭矩误差的前馈控制方法,与常规的总距前馈和扭矩预测前馈控制<sup>[12-13]</sup>相比,能有效地降低动力涡轮相对转速的超调量约14%。上述方法用于前馈的量都是对直升机功率的近似表征,或者使用条件受限,不适合所有飞行任务,都存在不足。

本文在UH-60A综合仿真平台的基础上,采用多元拟合的逐步回归分析法获得了直升机需用功率的预测模型,根据预测所得功率,综合考虑直升机大包线多种飞行任务进行线性前馈补偿,形成了直升机/发动机综合控制律。

## 1 直升机需用功率预测模型

根据气体动力学原理及直升机飞行原理<sup>[14-15]</sup>可知,直升机的需用功率 $W_{\text{HP}}$ 受多个输入量或状态量的影响,包括前向速度 $V_x$ 、横向速度 $V_y$ 、垂向速度 $V_z$ 、高度 $H$ 、旋翼转速 $\Omega$ 、旋翼总距 $\theta_0$ 、尾桨总距 $\theta_T$ 、横向周期变距 $\theta_{1c}$ 、纵向周期变距 $\theta_{1s}$ 、俯仰角 $\theta$ 、滚转角 $\phi$ 、航向角 $\psi$ 等。在建立直升机需用功率预测模型时,为了简化计算,只采取5个量作为直升机预测模型的输入。

由于影响直升机需用功率的变量很多,且直升机的强耦合性使这些变量之间可能存在多重共线性,会对预测模型回归系数的精度造成影响<sup>[16]</sup>,为了选取对直升机需用功率影响最大的5个量,采用逐步回归分析法。

逐步回归分析法可以自动在给定的众多自变量中选取对因变量影响最大的变量形成回归方程。从1个变量开始,在前一个回归方程的基础上,逐步引入对因变量作用最显著的自变量,剔除已引进自变量中不显著的量。一次引入和剔除为逐步回归的一步,每步都需要 $F$ 检验以保证新的引入仍是最优方程。

重复这一过程,直到没有显著的自变量可以引入或者剔除,则回归模型建立完毕<sup>[17]</sup>。因此主要过程可以分为引入变量和剔除变量2部分。

(1)变量引入依据。

假设方程中已含有 $l$ 个自变量,则此时的回归方程为

$$\hat{y} = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + Lb_lx_l \quad (1)$$

记上述回归方程总的离差平方和为 $T_{SS}$ ,回归平方和为 $R_{SS}(x_1, x_2, \dots, x_l)$ ,剩余离差平方和 $E_{SS}(x_1, x_2, \dots, x_l)$ 。则有

$$T_{SS} = R_{SS}(x_1, x_2, \dots, x_l) + E_{SS}(x_1, x_2, \dots, x_l) \quad (2)$$

样本容量为 $n$ ,新自变量 $x_i(i=l+1, l+2, \dots, n)$ 引入后的回归方程为

$$\hat{y} = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + Lb_lx_l + b_ix_i \quad (3)$$

则总的离差平方和为

$$T_{SS} = R_{SS}(x_1, x_2, \dots, x_l, x_i) + E_{SS}(x_1, x_2, \dots, x_l, x_i) \quad (4)$$

由于总的离差平方和不变,因此引入新的变量后残差平方和 $E_{SS}$ 会减小,令

$$P_{SS_i}(x_1, x_2, L, x_i) = E_{SS}(x_1, x_2, L, x_i) - E_{SS}(x_1, x_2, L, x_i, x_i) \quad (5)$$

式中: $P_{SS_i}(x_1, x_2, L, x_i)$ 称为 $x_i$ 对因变量的方差的贡献,也叫 $x_i$ 的偏回归平方和。

将 $P_{SS_i}(x_1, x_2, L, x_i)$ 与剩余平方和 $E_{SS}(x_1, x_2, L, x_i)$ 比较,检验 $x_i$ 影响是否显著,即

$$F_{in-i} = \frac{P_{SS_i}(x_1, x_2, \dots, x_i)}{E_{SS}(x_1, x_2, \dots, x_i, x_i)/(n-l-2)} \quad (6)$$

求取 $F_{in-i}$ 中最大值

$$F_{in-k} = \max_{1 \leq i \leq l} F_{in-i} \quad (7)$$

选取合适的引入变量 $F$ 检验临界值 $F_{in}$ ,并与 $F_{in-k}$ 比较。若 $F_{in-k} > F_{in}$ ,则引入相应的 $x_i$ ,否则不引入变量。

(2)变量剔除依据。

假设已有 $l$ 个变量引入方程中,依次剔除1个自变量 $x_i(i=1, 2, \dots, l)$ 后,回归方程的总离差平方和为

$$T_{SS} = R_{SS}(x_1, \dots, x_{i-1}, x_{i+1}, L, x_l) + E_{SS}(x_1, \dots, x_{i-1}, x_{i+1}, L, x_l) \quad (8)$$

则对应 $x_i$ 的贡献为

$$P_{SS_i}(x_1, x_2, L, x_{i-1}, x_{i+1}, L, x_l) = E_{SS}(x_1, x_2, L, x_l) - E_{SS}(x_1, L, x_{i-1}, x_{i+1}, L, x_l) \quad (9)$$

计算

$$F_{out-i} = \frac{P_{SS_i}(x_1, x_2, L, x_{i-1}, x_{i+1}, L, x_l)}{E_{SS}(x_1, x_2, L, x_l)/(n-l-1)} \quad (10)$$

并求其最大值

$$F_{out-k} = \max_{1 \leq i \leq l} F_{out-i} \quad (11)$$

选取合适的剔除变量  $F$  检验临界值  $F_{out}$ , 并与  $F_{out-k}$  比较。若  $F_{out-k} < F_{out}$ , 则剔除相应的  $x_i$ , 否则不剔除变量。在剔除相应的  $x_i$  后, 需要对方程中剩下的变量继续进行上述剔除显著性检验, 直到没有可以剔除的变量存在为止。

对直升机的相关可测参数进行逐步回归分析可知, 旋翼总距  $\theta_0$ 、旋翼转速  $\Omega$ 、前向速度  $V_x$ 、尾桨总距  $\theta_T$ 、俯仰角  $\theta$  这 5 个变量对直升机需求功率的影响最为显著。因此, 可结合上述 5 个变量建立如式(12)所示的直升机需求功率预测模型, 利用当前时刻的  $\theta_0$ 、 $\Omega$ 、 $V_x$ 、 $\theta_T$ 、 $\theta$  超前预测下一时刻的直升机需用功率。

$$y=f(x) \quad (12)$$

式中:  $x=[\theta_0, \Omega, V_x, \theta_T, \theta]$ ;  $y=W_{HPP}$ 。

模型精度如图 1 所示。

从图中可见, 除个别点外, 直升机需用功率模型预测相对误差  $e_{HPP}$  均在 7% 以内, 满足工程实践需求。

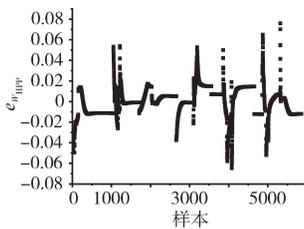


图 1 直升机需用功率预测模型相对误差

## 2 直升机/发动机综合控制方法设计

涡轴发动机控制系统

的主要目标是在保证动力涡轮转速恒定<sup>[18]</sup>的前提下, 最大限度地提高涡轴发动机的动态响应速度。涡轴发动机通常采用串级控制结构, 主要包括燃气涡轮转速控制副回路与动力涡轮转速控制主回路。而本文提出的基于直升机需用功率预测的直升机/发动机综合控制方法在燃气涡轮转速指令的位置加入前馈控制, 采用所建立的需用功率预测模型进行线性前馈, 综合控制系统结构如图 2 所示。

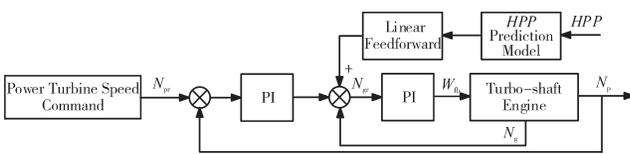


图 2 综合控制系统结构

根据如式(12)所示的直升机需求功率预测模型可以得到下一时刻  $W_{HPP}$ 。

最简单易实现的方法是对  $W_{HPP}$  进行线性前馈。因为发动机燃油的变化通过控制主回路, 根据燃气涡轮转速的变化进行调节, 二者是线性关系, 燃气涡轮

转速的变化进一步受发动机输出功率影响, 这二者也是线性关系, 而发动机输出功率由直升机需用功率决定, 应稍大于等于直升机需用功率, 也就意味着发动机燃油与直升机需用功率是线性关系。

在地面标况下, 使燃气涡轮转速从 65% 变到 110%, 当直升机达到稳态时, 燃油流量与直升机需用功率的关系如图 3 所示。图中  $W_{HPP}\%$  为以燃气涡轮转速 100% 时  $W_{HPP}$  的值为基值归一化后数据。  $N_g\%$ - $W_{fb}$  稳态工作线和  $N_g\%$ - $W_{HPP}\%$  稳态工作线如图 4 所示,  $W_{HPP}\%$ - $N_g\%$  稳态工作线如图 5 所示。

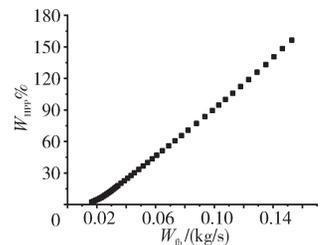
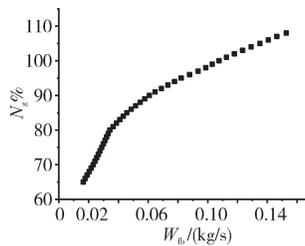
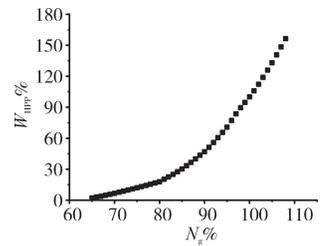


图 3  $W_{HPP}\%$ - $W_{fb}$  稳态工作线



(a)  $N_g\%$ - $W_{fb}$  稳态工作线



(b)  $N_g\%$ - $W_{HPP}\%$  稳态工作线

图 4  $N_g\%$ - $W_{fb}$  稳态工作线和  $N_g\%$ - $W_{HPP}\%$  稳态工作线

从图 3~5 中可见, 在整个区间内, 燃气涡轮转速与燃油流量之间、燃气涡轮转速与直升机需用功率之间是分段线性关系, 直升机需用功率与燃油流量

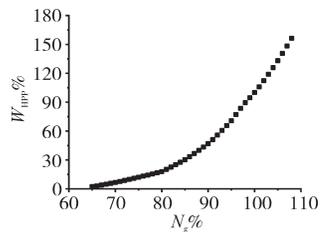


图 5  $W_{HPP}\%$ - $N_g\%$  稳态工作线

也是线性关系。这种关系适用于燃气涡轮转速变化的全范围, 在整个飞行包线内这种线性关系也成立, 因此线性前馈最直接有效。

为了防止线性前馈时补偿过度, 根据  $W_{HPP}$  的变化率对线性前馈信号的系数进行调整, 使其在  $W_{HPP}$  变化剧烈的情况下, 前馈补偿量不会过大或者过小。

线性前馈不用对前馈量进行其他改变, 只相当于量级的放缩, 因此也不会改变所需功率的变化趋势。在直升机/发动机综合控制中也常采用总距-油门杆联动, 就是利用总距可以反映功率这一特性。

但是总距补偿只对大的机动动作有效, 不能反映功率细微的变化。直接采用需用功率对燃油进行补

偿,可以更准确的使燃油快速达到期望。

### 3 直升机/发动机综合控制方法仿真验证

直升机/发动机综合仿真平台为UH-60A综合模型<sup>[9]</sup>,其结构如图6所示。在直升机/发动机综合仿真平台上验证所设计的控制方法,并与加总距前馈的串级PID控制、常规串级PID控制相比较,仿真结果如图7所示。

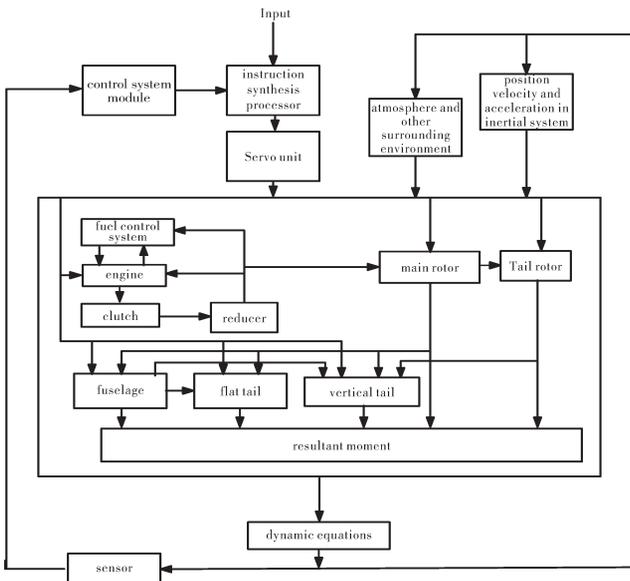


图6 直升机/发动机综合仿真平台

飞行高度 $H=0.4$  km保持不变,在 $t=40$  s时,前飞速度从 $20$  m/s减小为 $0$ ,横向速度从 $0$ 增大到 $10$  m/s,此飞行一直保持到仿真结束,3种对比案例选取的串级PID参数一致。

由仿真结果可知,在低速段前飞减速,如图7(a)

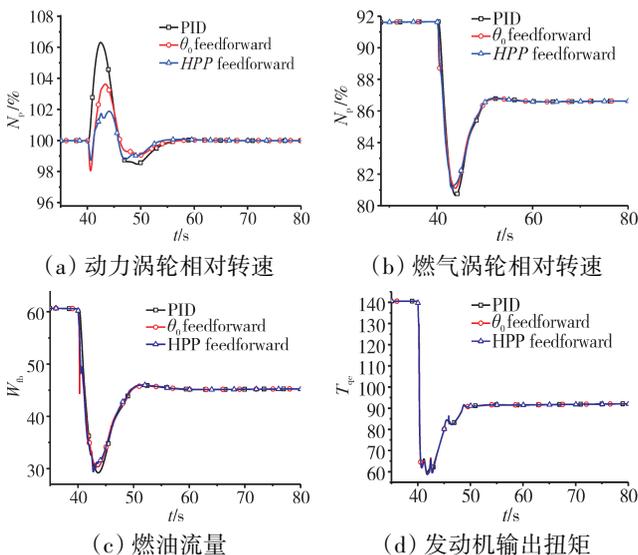


图7 在 $H=0.4$ km,需用功率减小时控制效果对比

所示的动力涡轮相对转速高于设定值 $100\%$ ,这是因为此时直升机需用功率急剧增大。对于旋翼而言,转速减小,其需求功率减小,由于涡轴发动机采用恒转速控制方案,即其动力涡轮转速保持在 $100\%$ 左右,则发动机输出扭矩相应减小以减小其输出功率,从而燃油流量迅速减少,涡轴发动机输出扭矩减小。加入了需用功率前馈控制通过超前预测直升机需求功率,对涡轴发动机进行扰动补偿,从而显著减小了涡轴发动机的超调量。相比于串级PID控制方法,采用带总距前馈控制的串级PID方法预测需用功率前馈控制可以使动力涡轮转速的超调量减小 $70\%$ 左右,且响应时间缩短了 $2$  s以上,相比于带总距前馈控制的串级PID方法,可以减小 $48\%$ 。

在飞行高度 $H=0.5$  km,直升机保持悬停状态,在 $t=40$  s时,开始以 $10$  m/s的速度进行爬升,并保持此飞行条件直到仿真结束,仿真结果如图8所示。

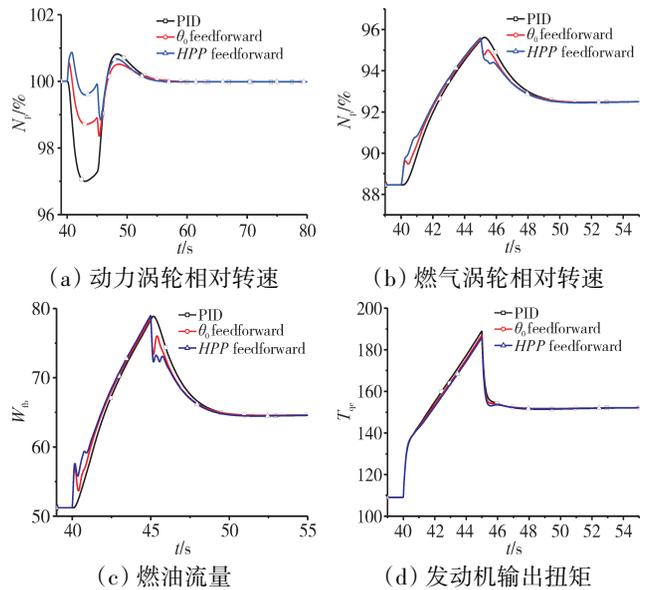


图8 最大爬升速度飞行时控制效果对比

由结果可知,直升机在爬升时,旋翼总距增加,拉力增大,旋翼转速增大,需要发动机输出更大的功率,因此发动机所需的燃油也会突然增大,但是由于发动机响应的不够及时,会使发动机动力涡轮转速下垂,引入需用功率前馈后,有效减少了发动机动力涡轮转速的下垂量,相比一般PID控制减小了 $65\%$ 左右,响应时间缩短了 $1$  s左右,相比总距前馈减小了 $29\%$ 。

在飞行高度 $H=1.2$  km、前飞速度 $10$  m/s的条件下,当 $t=180$  s时,保持高度不变,前飞速度增大为 $30$  m/s,以此飞行条件飞行,到 $t=240$  s时,飞行条件变为

$H=1.6$  km、前飞速度增大到 50 m/s,并保持至仿真结束,仿真结果如图9所示。

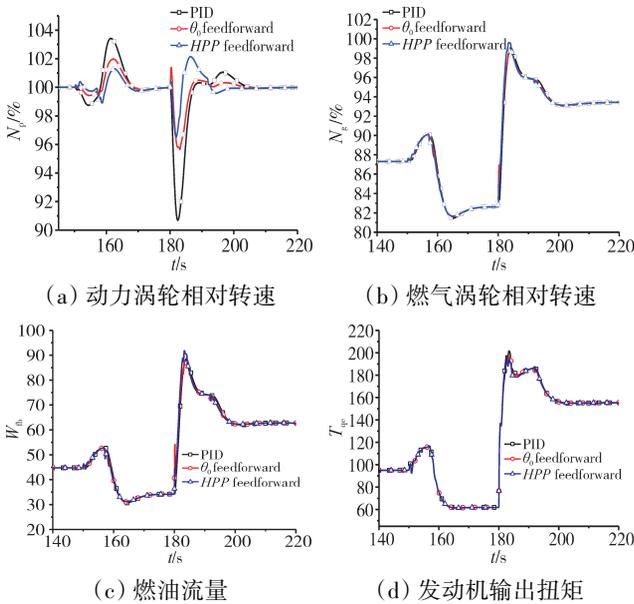


图9 在  $H=1.2$  km,前飞速度变化时控制效果对比

从图中可见,当直升机高度保持不变,前飞速度在低速段增大时,直升机的拉力在减小,所需发动机提供的扭矩也减小,发动机供油也随之减少,此时旋翼转速减小,而发动机的延迟响应导致了发动机动力涡轮转速的超调,需用功率前馈使得响应加快,超调减小62%,总距前馈只减少42%左右,相比总距前馈改善了20%超调量。当直升机的飞行高度增加,前飞速度在高速段增大时,直升机的拉力明显增大,因此发动机所需的燃油也会突然增加以输出足够大的扭矩供给直升机,旋翼转速增大,发动机动力涡轮转速下垂,需用功率前馈使其下垂量减小62%,相比总距前馈减小25%左右,响应时间缩短了3 s以上,证明所设计的控制器具有优越的鲁棒性能。

## 4 结论

(1)采用多元拟合法中的逐步回归法建立直升机需用功率预测模型,简单易实现,精度满足工程应用。

(2)直升机需用功率前馈控制方法相比于传统的串级PID控制方法,动力涡轮转速的超调或下垂量减小60%以上;相比常规总距前馈控制方法,减小20%以上。可以有效加快发动机响应速度,缩短发动机响应时间1 s以上,极大提高了发动机的稳定性及鲁棒性。

### 参考文献:

[1] Zheng Q, Xu Z, Zhang H, et al. A turboshaft engine NMPC scheme for

helicopter autorotation recovery maneuver[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 76: 421–432.

[2] Simplicio P. Helicopter nonlinear flight control: an acceleration measurements-based approach using incremental nonlinear dynamic inversion [J]. Control Engineering Practice, 2013, 21(8): 1065–1077.

[3] Zhang H, Wang J K, Cao G Q, et al. A new hybrid control scheme for an integrated helicopter and engine system[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(4): 533–545.

[4] Wang Y, Zheng Q, Zhang H, et al. Adaptive control and predictive control for torsional vibration suppression in helicopter/engine system [J]. IEEE Access, 2018, 6: 23896–23906.

[5] Bibik P, Narkiewicz J. Helicopter optimal control after power failure using comprehensive dynamic model[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(4): 1354–1362.

[6] Misté G A, Benini E, Garavello A, et al. A methodology for determining the optimal rotational speed of a variable RPM main rotor/turboshaft engine system[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2015, 60(3): 1–11.

[7] Sun F, Zhang H. Engine control design using compressor guided vanes during autorotation power recovery[J]. Arabian Journal for Science and Engineering, 2017, 42(7): 2899–2914.

[8] Frederick J E, Joseph T D, Byron G, et al. Helicopter Engine control having lateral cyclic pitch anticipation: US, 5265826[P]. 1993–11–30.

[9] Frederick J E, Joseph T D, Byron G, et al. Helicopter engine control having yaw input anticipation: US, 5265825[P]. 1993–11–30.

[10] Paramour M G, Jennings P D. Operational requirements for helicopter engines for UK services[C]/NATO. AGARD conference proceedings. London: AGARD, 1994: 1–1.

[11] Wang Y, Zheng Q, Zhang H, et al. Research on integrated control method for helicopter / turboshaft engine with variable rotor speed based on the error between engine required and real output torque[J]. Arabian Journal for Science and Engineering, 2020, 45(8): 6529–6540.

[12] 孙立国,王日先,孙健国,等.基于ADRC的涡轴发动机/直升机子系统抗扰控制[J].北京航空航天大学学报,2011,37(10):1312–1316.

SUN Ligu, WANG Rixian, SUN Jianguo, et al. Disturbance rejection control of turboshaft engine / helicopter subsystem based on ADRC[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(10): 1312–1316. (in Chinese)

[13] 张海波,孙立国,孙健国.直升机/涡轴发动机综合系统鲁棒抗扰控制设计[J].航空学报,2010,31(5):883–892.

ZHANG Haibo, SUN Ligu, SUN Jianguo. Robust disturbance rejection control design for helicopter/turboshaft engine integrated system [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(5): 883–892. (in Chinese)

[14] 吴子牛,白晨媛,李娟,等直升机空气动力学[M].北京:北京航空航天大学出版社,2016:8–22.

- WU Ziniu, BAI Chenyuan, LI Juan, et al. Helicopter aerodynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2016: 8-22. (in Chinese)
- [15] 杨一栋. 直升机飞行控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2019: 27-43.  
YANG Yidong. Helicopter flight control[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2019: 27-43. (in Chinese)
- [16] 王岩, 隋思涟. 数理统计与 MATLAB 数据分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2014: 56-78.  
WANG Yan, SUI Silian. Mathematical statistics and matlab data analysis[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2014: 56-78. (in Chinese)
- [17] 唐启义, 唐睿. DPS 数据处理系统: 第二卷 现代统计及数据挖掘 [M]. 北京: 科学出版社, 2017: 45-53.  
TANG Qiyi, TANG Rui. DPS data processing system. Volume 2. Modern statistics and data mining [M]. Beijing: Science Press, 2017: 45-53. (in Chinese)
- [18] Kuantama E, Vesselenyi T, Dzitac S, et al. PID and fuzzy-PID control model for quadcopter attitude with disturbance parameter[J]. International Journal of Computers Communications & Control, 2017, 12(4): 519-532.
- [19] 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. Engine performance optimization and control based on helicopter / engine integrated simulation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)

(编辑: 刘 亮)