

共轴高速直升机/发动机交联控制方法研究



谌昱¹, 宋劼², 张海波², 杨波¹

1. 中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333000

2. 南京航空航天大学, 江苏 南京 210016

摘要:针对常规的旋翼总距前馈方法难以有效实现共轴高速直升机/发动机快速交联控制的问题, 本文提出并设计了适用于共轴高速直升机/发动机的新型交联控制方法。首先, 基于共轴高速直升机/发动机综合仿真平台, 揭示不同运行工况下, 共轴双旋翼、推力桨操纵输入、发动机燃油输入变化规律; 其次, 在此基础上, 提出了综合考虑共轴双旋翼、推力桨桨距的增益自调节交联控制方法, 并针对不同的运行工况, 开展了数值仿真验证。结果表明, 在中等、高速度飞行时, 相比于常规的旋翼总距前馈, 新型交联控制方法可使动力涡轮转速的超调与下垂量减小 36% 与 70%, 可使直升机/发动机快速交联控制品质更优, 进一步提升直升机/发动机综合系统的控制品质。

关键词: 共轴高速直升机; 涡轴发动机; 交联控制; 双旋翼; 推力桨

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.02.008

X2、S-97 等飞行器通过采用共轴双旋翼加推力桨构型, 突破了常规直升机的飞行速度限制。在起飞、悬停和降落时, 以直升机模式飞行, 由旋翼产生升力, 推力桨“怠速”运行, 而高速巡航飞行时, 以涡轮螺旋桨(简称涡桨)飞机模式飞行, 由推力桨产生水平推进力, 短翼和旋翼共同产生升力。

由此可见, 相比于单旋翼加尾桨布局的常规直升机, 共轴高速直升机的操纵更加复杂, 且不同飞行速度下, 双旋翼、推力桨的消耗功率占比相互耦合, 此消彼长。此时, 仅采用旋翼总距已难以准确表征全飞行包线下高速直升机的功率需求。因此, 以旋翼总距作为直升机、发动机的交联控制参数, 势必难以实现高品质的直升机/发动机综合控制品质。

有关文献表明^[1-3], S-97 高速直升机采用了先进的电传控制系统, 实现了发动机、传动机构、主旋翼以及推力桨的综合交联控制, 适应了高速直升机多模式的工作情况。而针对常规的单旋翼直升机, 在 21 世纪初期, 美国军方就发起了对装配先进惠普 3000SHP 发动机的下一代 Sikorsky Black Hawk 直升机综合交联控制的研究, 结合直升机需求扭矩变化对涡轴发动机燃油进行前馈补偿, 减小

了直升机大机动时旋翼转速的较大波动^[4-5]。2005 年, R. D. Zagranski 等^[6]提出了一种基于扭矩预测的直升机/发动机综合控制方法; 同年, J. T. Driscoll 等^[7]提出了一种基于多项式神经网络的直升机主旋翼与尾桨需求扭矩预测方法, 促进了直升机推进系统综合控制技术的发展。此外, 英、法等国也十分重视对直升机飞/发一体化控制的研究, 较著名的研究计划有综合飞行和发动机控制 (IFEC) 计划^[8]以及先进动力系统发动机控制 (APSEC) 计划^[9-10]。在 IFEC 计划研究过程中, 用一种新的控制模式来使转子转速的瞬态变化最小, 从而改善直升机的飞行品质及飞机的敏捷性。

国内针对直升机/发动机交联控制的研究起步相对较晚。2010 年, 孙立国等^[11]利用支持回归向量机超前预测旋翼扭矩, 并以此作为直升机、发动机交联信息, 实现涡轴发动机预测前馈抗扰控制, 使动力涡轮转速的下垂量有效减小 10% 以上。2013 年, 卢辰昊等^[12]采用极限学习机实现了扭矩预测, 并由此提出了涡轴发动机内模控制方法, 有效加快了动力涡轮转速的响应速度。2020 年, 汪勇等^[13]以发动机所需扭矩与实际输出扭矩误差作为交联参数, 设计了变

收稿日期: 2023-06-29; 退修日期: 2023-11-23; 录用日期: 2024-01-03

引用格式: Chen Yu, Song Jie, Zhang Haibo, et al. Research on Integrated control method of coaxial high speed helicopter/engine [J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(02): 68-74. 谌昱, 宋劼, 张海波, 等. 共轴高速直升机/发动机交联控制方法研究 [J]. 航空科学技术, 2024, 35(02): 68-74.

转速直升机/发动机综合控制器,与常规的总距前馈^[14]和扭矩预测前馈控制^[15]相比,可有效地降低动力涡轮的超调量约14%。上述研究成果基本围绕常规的单旋翼加尾桨直升机展开,结构、操纵的差异,使得上述方法难以直接应用于共轴高速直升机/发动机的综合交联控制。

因此,本文开展面向共轴高速直升机/发动机的综合交联控制方法研究。基于共轴高速直升机/发动机综合仿真平台,探究不同飞行条件下,共轴双旋翼、推力桨随操纵输入的变化规律,并基于此,提出综合考虑双旋翼、推力桨操纵输入的增益调度综合交联控制方法,并开展相应的数值仿真验证。

1 共轴高速直升机/发动机综合仿真平台

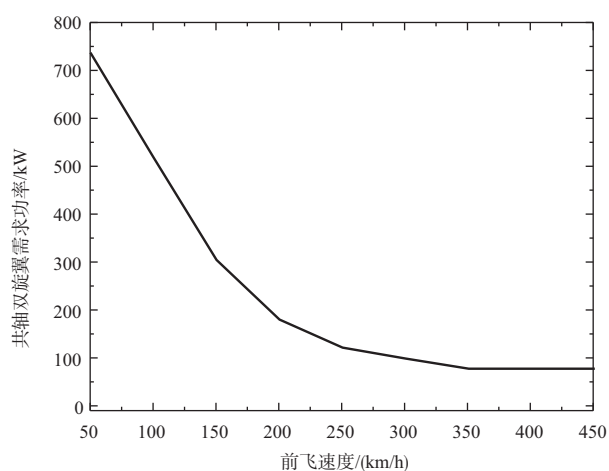
共轴高速直升机/发动机主要包括共轴高速直升机飞行动力学模型和涡轴发动机气动热力学模型。针对共轴高速直升机飞行动力学模型,采用物理机理方法建立其数学模型。物理机理建模的具体实现过程是:对飞行器的双旋翼、机身、推力桨、垂尾以及平尾5个部件进行气动力学分析,获得每个气动部件为飞行器提供的力与力矩方程,最终经分析计算得到飞行器的六自由度非线性数学模型^[16]。

而对于涡轴发动机,则采用部件法建立其非线性气动热力学模型,首先根据气动热力学特性以及旋转部件的特性依次建立粒子分离器、压气机、燃烧室、燃气涡轮、动力涡轮,以及尾喷管的气动热力学数学模型,然后根据涡轴发动机各截面流量平衡、压力平衡、功率平衡,以及转子动力学建立反映各部件共同工作的稳态和动态动力学方程,通过求解发动机共同工作平衡方程组^[17],模拟其共同工作过程。

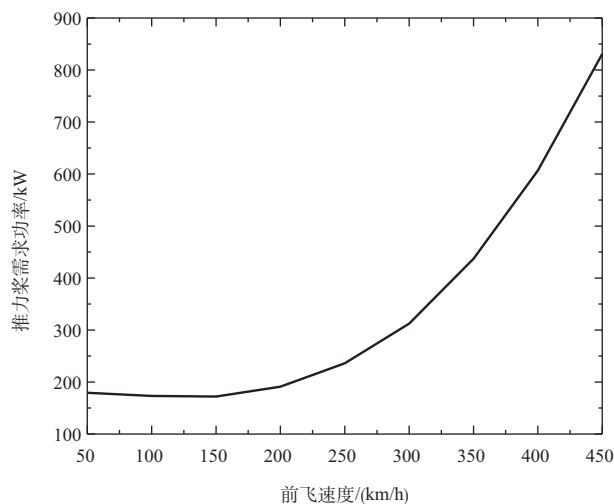
飞行高度为4000m时,不同飞行速度下,综合仿真平台计算获得的双旋翼与推力桨需求功率如图1所示。由图1可知,在低速飞行时,双旋翼需求功率占据主导,这是因为此时共轴高速直升机处于常规直升机模式,双旋翼产生拉力与升力,以保证正常运行。而推力桨尽管工作于“怠速”状态,但仍消耗一定的功率,这是因为在整个飞行过程中,双旋翼与推力桨持续由发动机驱动。当共轴高速直升机高速飞行时,推力桨需求功率占主导,双旋翼消耗功率迅速降低,原因是此时旋翼总距降低,双旋翼卸载,平衡机体重力的升力由双旋翼和水平机翼共同承担。

2 共轴高速直升机/发动机交联控制方案设计

对于单旋翼直升机/发动机而言,一般以旋翼总距作为交联参数,以此来设计前馈控制规律,实现综合交联控制。



(a) 双旋翼需求功率



(b) 推力桨需求功率

图1 需求功率变化曲线

Fig.1 The variation curve of required power

常规的总距前馈控制律一般可表示为

$$\Delta = K\Delta\theta_0 \quad (1)$$

式中, K 为前馈增益,通常为正值,为了适用于全包线情形,一般会结合相似变换与插值搜索,实现增益自调节; $\Delta\theta_0$ 代表相邻采样时刻旋翼总距的变化量。当旋翼总距增大时,直升机需求功率升高,发动机燃油随之增大,此时,上述的前馈控制律能起到提前补偿燃油的作用,有利于在直升机机动飞行时,提高直升机/发动机动态控制性能。立足于式(1)所示的直升机/发动机交联控制律,为了设计适用于共轴高速直升机/发动机的交联控制方案,首先基于上节所述的综合仿真平台,通过配平计算,获得不同飞行高度、前飞速度以及动力涡轮转速(旋翼转速)下,双旋翼总距、推力桨桨距以及发动机燃油流量的变化规律,结果如图2所示。

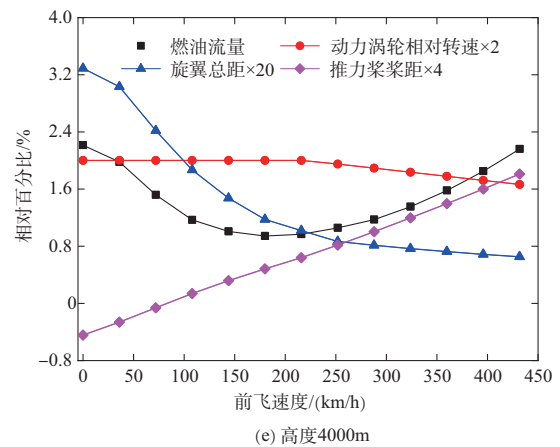
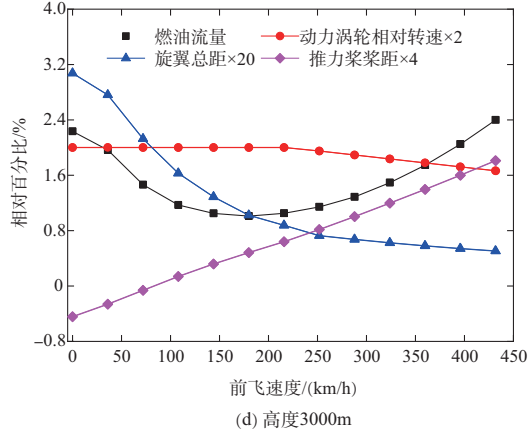
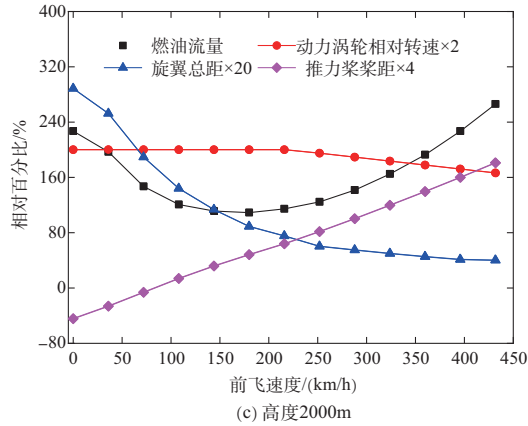
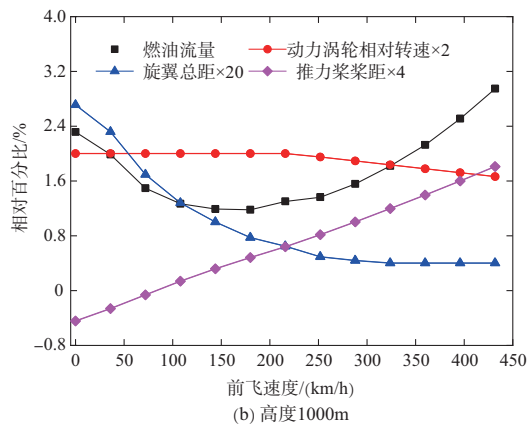
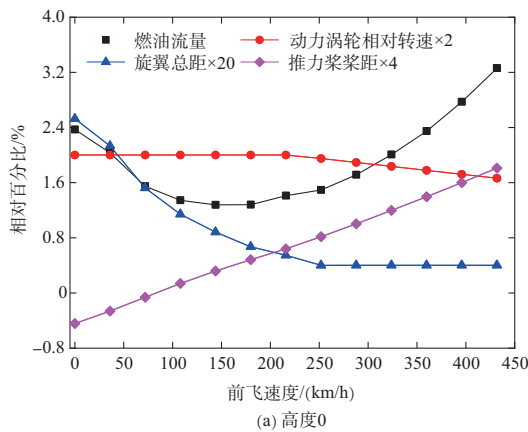


图2 不同工况下,系统操纵输入变化规律

Fig.2 The variation laws of input variables under different operational condition

为了避免直升机高速飞行时,双旋翼前行侧产生激波,动力涡轮转速(旋翼转速)随着前飞速度的增大而减小。此外,由图2可知,当飞行高度一定时,随着前飞速度的增加,燃油流量先减小后增大,这同时意味着直升机的需求功率也是先降低而后升高。然而,双旋翼总距随着前飞速度不断减小,最后趋于稳定,再一次证实旋翼总距已无法准确反映整个共轴高速直升机的功率需求。对于推力桨而言,随着前飞速度的增加,桨距不断增大,推力桨消耗功率逐渐占据主导,共轴高速直升机以类似于螺旋桨飞机模式飞行。

基于上述仿真结果与分析,综合考虑双旋翼总距与推力桨桨距,提出并设计面向共轴高速直升机的交联参数,如式(2)所示

$$\Delta = \alpha \Delta \theta_0 + \beta \Delta \theta_T \quad (2)$$

式中, α 和 β 分别为交联系数; $\Delta \theta_T$ 为推力桨相邻两采样时刻的桨距量之差。

根据图2所示变化规律,可得交联系数 α 、 β 的变化曲线如图3所示。在确定双旋翼交联系数 α 时,令前飞速度大于170km/h所对应的 α 数值为0。原因是在中高速区域,燃油变化量与双旋翼总距变化或者呈负相关,或者呈弱相关性。因此,为了方便应用于交联控制,令这段的 α 为0。

3 共轴高速直升机/发动机交联控制数值仿真

图4所示为共轴高速直升机/发动机交联控制结构。如图4所示,涡轴发动机采用基于燃气涡轮转加速度的串级控制方法。外环P控制器用于保证动力涡轮转速保持参考指令运行。内回路中,高阶滤波器的存在用于在线估计燃气涡轮的转子加速度,并用于闭环控制。为了实现共轴高

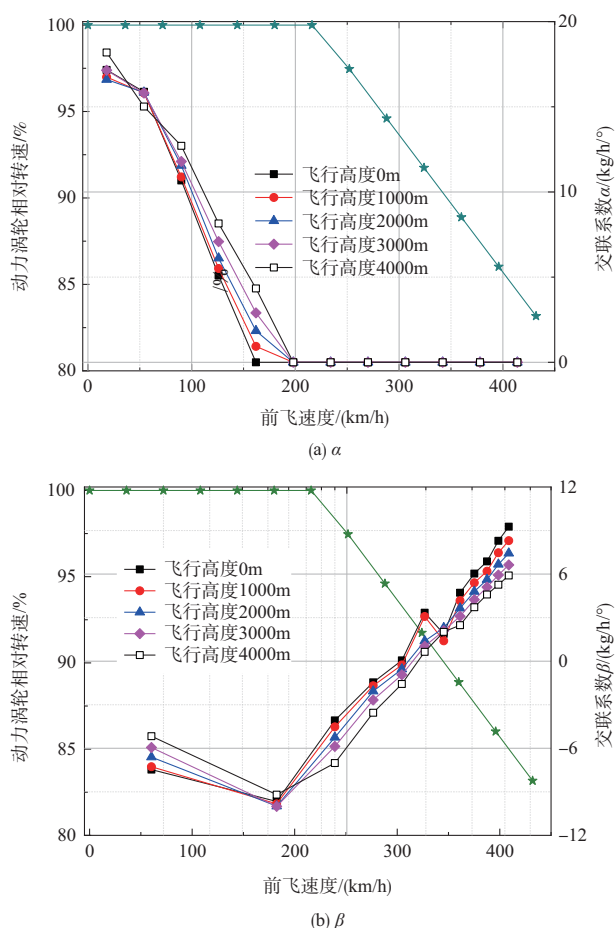


图3 不同工况下,交联系数变化规律

Fig.3 The variation laws of integration coefficients under different operational condition

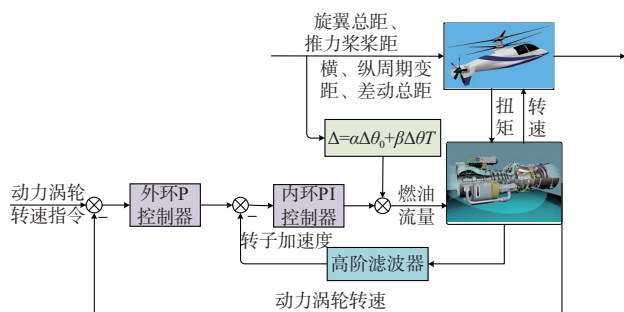


图4 共轴高速直升机/涡轴发动机交联控制结构框图

Fig.4 The structure diagram of integrated control coaxial high speed helicopter/turboshaft engine

速直升机/发动机快速综合控制,采用式(2)所示的交联逻辑,并前馈至内环PI控制器的输出,以达到超前补偿燃油的目的。

接下来在3000m的飞行高度下,针对不同前飞速度与动力涡轮转速指令,开展综合控制仿真验证,结果如图5所

示。图中动力涡轮转速、燃油流量均相对设计点做了归一化处理。常规总距前馈方法即为式(1)所示的旋翼总距前馈。

由图5(a)可知,当前飞速度为100km/h时,动力涡轮转速指令为100%设计值(结合图3)。在 $t=120s$ 时,保持推力桨距不变,快速增大双旋翼总距杆角度,共轴双旋翼的功率需求增大,由于涡轴发动机端存在一定的响应延迟,动力涡轮转速出现瞬间下垂。此时,共轴双旋翼消耗的功率占主导(结合图1),且相邻采样时刻推力桨距变化量为0,式(2)所示的前馈控制规律本质上等价于式(1),因此,动力涡轮转速的控制效果相同。然而,当前飞速度为350km/h时,动力涡轮转速的指令为90%设计值,由图5(b1)可知,在 $t=130s$ 时,双旋翼总距逐渐减小,推力桨距逐渐增加,两者协调变化,使得高速直升机的总需求功率增加,发动机需要输入的燃油流量也快速提高,如图5(b3)所示。与图5(a2)一致,图5(b2)所示的动力涡轮相对转速出现下垂量。由于此时双旋翼总距变化情况已无法准确反映高速直升机的功率需求,式(1)所示的旋翼总距前馈方式已不能改善转速的动态控制品质。由图3(a)可知,虽然前飞速度为350km/h情况下,双旋翼交联系数设置为0,但式(2)综合考虑了推力桨距,因此可使动力涡轮转速的瞬间下垂量减小36.4%。当前飞速度为450km/h时,共轴双旋翼卸载,由推力桨提供前行的推力,动力涡轮工作于80%设计转速。此时,保持双旋翼总距杆角度不变,快速减小推力桨距,动力涡轮转速出现瞬间超调,常规的旋翼总距前馈控制方法无法发挥有效的补偿作用。而相比于常规的总距前馈控制,本文提出的交联控制方法,仍可使动力涡轮转速的超调量有效降低70.8%。综上,基于本文提出的交联控制方法,动力涡轮转速的控制品质更优,且具有良好的鲁棒性。

4 结论

本文提出了面向共轴高速直升机/发动机的新型交联控制方法,并对共轴高速直升机/发动机进行了数值仿真验证,获得的结论如下:

(1)低速飞行时,由于双旋翼消耗功率占主导,此时,综合考虑双旋翼总距与推力桨距的新型交联控制方法与常规旋翼总距前馈控制效果基本一致。

(2)中等速度飞行时,双旋翼总距与推力桨距协调变化。此时,相比于常规的旋翼总距前馈控制方法,新型交联控制方法可使动力涡轮转速的下垂量减小36%以上。

(3)高速飞行时,推力桨消耗功率占据主导,此时,相比

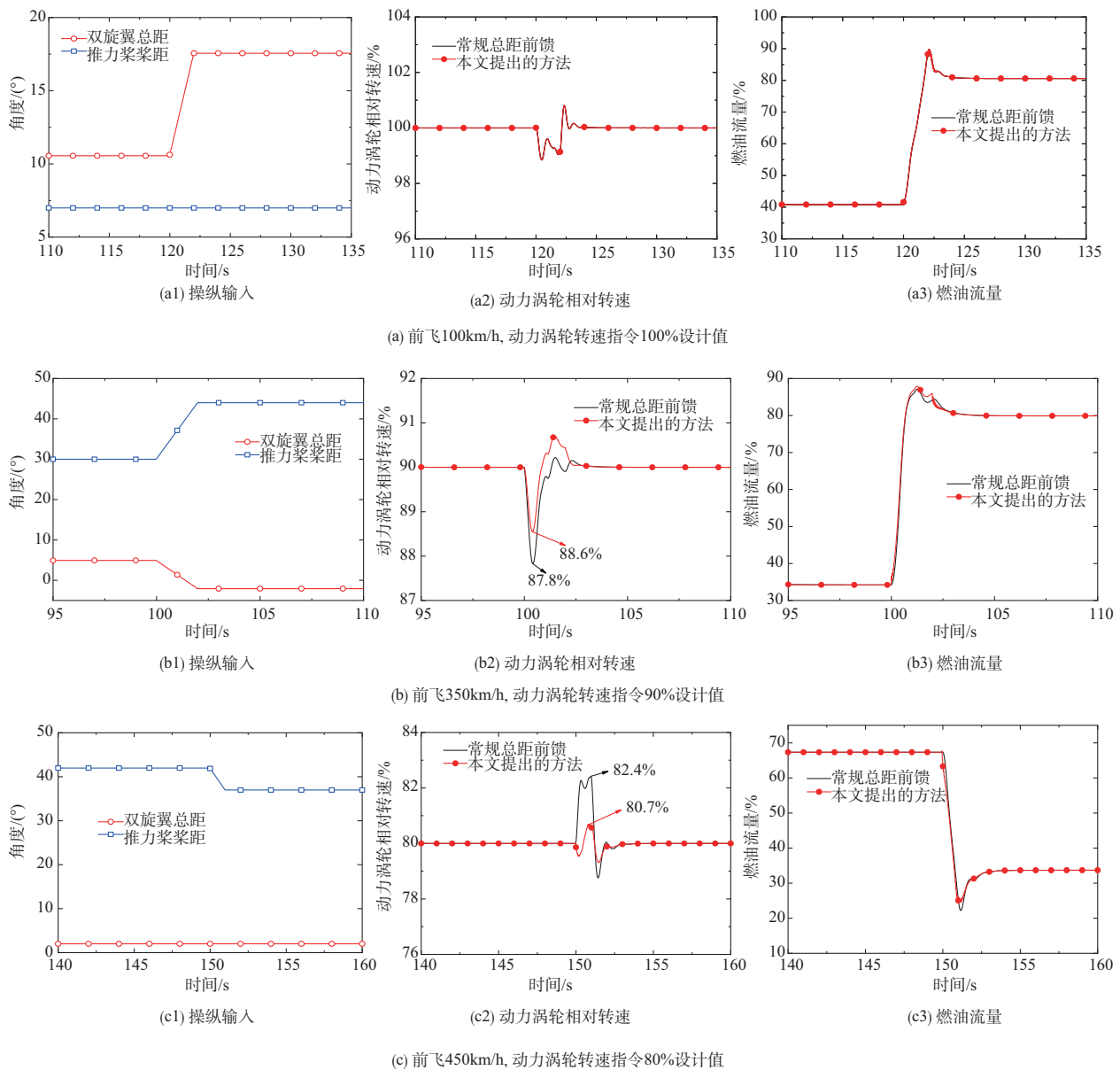


图5 交联控制结果

Fig.5 The results of integrated control

于常规的旋翼总距前馈控制方法,新型交联控制方法可使动力涡轮转速的超调量减小70%左右,具备更优的动态控制品质。

AST

参考文献

- [1] Kalinin D V. Multithreaded continuously variable transmission synthesis for next-generation helicopters[C]. 29th Congress of International Council of the Aeronautical Science, 2014.
- [2] 杨玉腾,李治权,冷俊杰. 基于任务需求的高速旋翼机多方案对比研究[J]. 航空科学技术, 2023,34(5):7-13.

Yang Yuteng, Li Zhiqun, Leng Junjie. Comparative study on multi-plan of high-speed rotorcraft based on mission requirements[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34 (5):7-13.(in Chinese)

- [3] 李春华,樊枫,徐明. 共轴刚性旋翼构型高速直升机发展研究[J]. 航空科学技术, 2021,32(1):47-52.
- Li Chunhua, Fan Feng, Xu Ming. The development overview of coaxial rigid rotor helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1):47-52.(in Chinese)
- [4] Smith B J, Zagranski R D. Closed loop bench testing of the

- next generation control system for helicopter engines[C]. AHS International, 58th Annual Forum Proceedings, 2002.
- [5] Smith B J, Zagranski R D. Next generation control system for helicopter engines[C]. 57th International Annual Forum proceedings of AHS, 2001.
- [6] Zagranski R D, Niebanck R D. Rotor torque anticipator: US patent, US6873887B2[P]. 2005-03-29.
- [7] Driscoll J T, Hull J, Mattice J S. Rotor torque predictor: US patent, US6879885[P]. 2005-04-12.
- [8] Paramour M G, Jennings P D. Operational requirements for helicopter engines for UK services[C]. Agard Conference Proceedings, 1994.
- [9] Endwell O D. NASA overview: Fundamental aeronautics program research activities on noise impacts[C]. Noise Impacts Roadmap Annual Meeting, 2011.
- [10] Yamauchi G K. NASA subsonic rotary wing project multidisciplinary analysis and technology development: Overview NASA Ames Research Center [C]. 2009 Fundamental Aeronautics Program Annual Meeting, 2009.
- [11] 孙立国, 孙健国, 张海波, 等. 基于支持向量回归机的发动机/直升机扭矩超前控制[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 680-686.
- Sun Ligu, Sun Jianguo, Zhang Haibo, et al. Torque feed-forward control of engine/helicopter system based on support vector regression[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 680-686. (in Chinese)
- [12] 卢辰昊, 李秋红, 姜洁, 等. 基于预测扭矩前馈的涡轴发动机内模控制方法[J]. 航空动力学报, 2013(5): 211-217.
- Lu Chenhao, Li QiuHong, Jiang Jie, et al. Internal model control method based on predicted torque feed-forward for turbo shaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013(5): 211-217. (in Chinese)
- [13] Wang Yong, Zheng Qiangang, Zhang Haibo, 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.
- [14] 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. Subsystem disturbance rejection control of turbo-shaft engine/helicopter based on cascade ADRC[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(10): 1312-1316. (in Chinese)
- [15] 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 integrated helicopter system/turboshaft engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(5): 883-892. (in Chinese)
- [16] 吴益超. 复合式共轴高速直升机建模及其控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- Wu Yichao. Modeling and control of composite coaxial high-speed helicopter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [17] 汪勇, 刘明磊, 宋劫, 等. 一种直升机/发动机系统最经济旋翼转速综合优化方法[J]. 推进技术, 2022, 43(1): 70-77.
- Wang Yong, Liu Minglei, Song Jie, et al. Integrated optimization method of the most economical rotor speed for helicopter/engine system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(1): 70-77. (in Chinese)

Research on Integrated Control Method of Coaxial High Speed Helicopter/Engine

Chen Yu¹, Song Jie², Zhang Haibo², Yang Bo¹

1. *China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333000, China*

2. *Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China*

Abstract: In order to deal with the problem that the conventional collective pitch feedforward method is difficult to effectively accomplish the fast integrated control of coaxial high-speed helicopter/turboshaft engine, a novel integrated control suitable for coaxial high-speed helicopter/engine is proposed and designed. Firstly, based on the comprehensive simulation platform of coaxial high-speed helicopter/turboshaft engine, the variation laws of control inputs of coaxial main rotors and propeller, engine fuel flow under different operating conditions are revealed. Then, an integrated control method with gain self-regulating function is proposed. It consist of the collective pitch of coaxial main rotors and propeller simultaneously. The numerical simulation is carried out under different operating conditions. The results demonstrate that when the high-speed helicopter operates at medium and high speed, compared with the conventional collective pitch feedforward, the proposed integrated control method can decrease the overshoot and drop of power turbine speed by about 36% and 70% respectively, and the fast control quality is superior, which further improve the control quality of the integrated helicopter/engine system.

Key Words: coaxial high-speed helicopter; turboshaft engine; integrated control; coaxial main rotors; propeller