

涡轴发动机多发功率匹配控制研究

杨懿松¹, 姚 华², 严长凯², 潘 华²

(1. 陆军航空装备质量控制办公室, 北京 100012; 2. 中国航发控制系统研究所, 江苏无锡 214063)

摘要:为解决涡轴发动机多发匹配控制问题,通过分析恒转速控制条件下多发匹配控制机理,以串级控制方案为基础,提出了 1 种适用于装有多台涡轴发动机的直升机的功率匹配控制策略。该策略通过飞行员手动切换匹配模式,兼顾直升机传动系统、发动机的寿命均衡和单发性能退化等因素,实现发动机间的功率匹配。桌面、半实物试验及配装直升机试飞试验的结果表明,提出的多发功率匹配控制策略简单、有效,能够实现多台发动机之间的功率匹配,并具有较强的工程应用价值。

关键词: 涡轴发动机; 功率匹配控制; 串级控制; 直升机

中图分类号: V 233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.04.006

Research on Power Matching Control of Multiple Turbo-shaft Engines

YANG Yi-song¹, YAO Hua², YAN Chang-kai², PAN Hua²

(1. Aviation Equipment Quality Control Office of PLA Army, Beijing, 100012;

2. AECC Aero Engine Control System Institute, Wuxi 214063)

Abstract: In order to solve the problem of power matching control of multiple turbo-shaft engines, based on the analysis of the multiple power matching control mechanism under the constant rotational speed control condition, a kind of matching control strategy for helicopters fitted with multiple turbo-shaft engines was proposed on the basis of cascade control scheme. The strategy can realize the power matching by switching the matching mode manually, taking into account the factors such as the helicopter transmission system, the life balance and the single performance degradation. The results of desktop test, hardware-in-the-loop test and helicopter flight test show that the proposed multiple power matching control strategy is simple and effective, it can realize power matching between multiple engines, and has strong engineering application value.

Key words: turbo-shaft engine; power matching control; cascade control; helicopter

0 引言

直升机作为 20 世纪航空技术极具特色的创造之一,广泛应用于作战、运输、巡逻、旅游、救护等领域。自 20 世纪 90 年代以来,直升机电子系统朝着高度综合化的方向发展,实现了电传、光传操纵和计算机综合控制。现代武装直升机的作战环境日益严峻,增强隐蔽性和抗电子干扰能力,提高攻击力和机动能力已成为直升机提高自身生存力所追求的目标。由于涡轴发动机有着更高的功率储备,以及更宽广的飞行包线^[1-6],因而现代直升机几乎无一例外的选择涡轴发动机作

为主要动力装置。由于直升机负载的要求,直升机往往配装多台涡轴发动机并列运行,需要发动机控制系统能够通过匹配控制策略实现负载的平均分担。如果同机发动机运行状态长期相差过大,对发动机和传动系统的寿命都会产生不利影响。因此,直升机动力装置功率匹配控制是发动机控制领域的重要课题之一^[7]。

目前中国航空工业取得了蓬勃发展,采用多发构型的 AC313 等直升机陆续投入使用,但发动机多配备机械液压式控制系统,不具备功率匹配控制功能。国内对涡轴发动机多发匹配控制的研究较少,杨超等^[8]在直接功率控制的基础上,通过引入机载旋翼功率分

收稿日期: 2017-12-07 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 杨懿松(1975),男,硕士,主要从事航空机载设备质量控制提升管理研究工作;E-mail: 123771011@qq.com。

引用格式: 杨懿松, 姚华, 严长凯, 等. 涡轴发动机多发功率匹配控制研究 [J]. 航空发动机, 2018, 44 (4): 34-38. YANG Yisong, YAO Hua, YAN Changkai, et al. Research on power matching control of multiple turbo-shaft engines [J]. Aeroengine, 2018, 44(4): 34-38.

配模型实现了功率平均控制,但该方案缺乏工程实际应用。孙桂芝^[9]、张振海^[10]等通过研究复杂算法改进传统控制规律,实现多发匹配控制,但这些方案均未得到工程实践验证。由于功率匹配控制策略与恒转速控制策略相耦合,且匹配策略需均衡传动系统寿命、发动机寿命、单个发动机性能退化等因素,难度较大^[11]。本文重点进行适用于多发、工程上可应用的功率匹配策略研究。

1 涡轴发动机功率匹配机理

现代直升机为实现简单可靠操纵,从避免扭振的角度出发,保持旋翼转速不变,涡轴发动机动力涡轮与旋翼轴采用固定传动比连接^[12]。直升机与发动机机械连接如图1所示(以双发构型为例)。

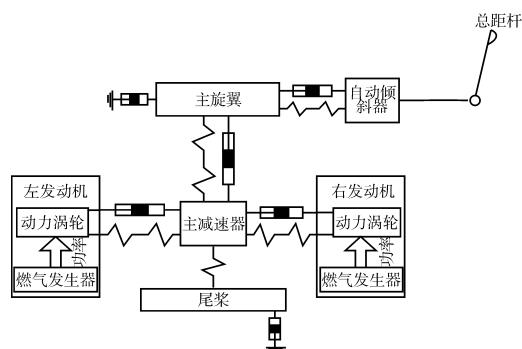


图1 直升机与发动机机械连接

从图中可见,2台发动机所输出的功率用于分担直升机主旋翼和尾桨的需求功率。直升机主旋翼与尾桨的需求功率之和 N_e 为^[13-14]

$$N_e = N_{e1} + N_{e2} \quad (1)$$

式中: N_{e1} 为左发输出功率; N_{e2} 为右发输出功率。

为实现直升机简单操纵,并避免扭振,2台发动机的动力涡轮转速需实现恒转速控制。根据控制策略要求,需满足

$$n_{p1} = \text{Const}, n_{p2} = \text{Const} \quad (2)$$

式中: n_{p1} 、 n_{p2} 分别为2台发动机的动力涡轮转速; Const 为常数。

发动机功率为

$$N_e = M_{kp} \cdot n_p \quad (3)$$

式中: M_{kp} 为扭矩。

由式(1)~(3)可得出,如每台发动机平均分担需求功率,则需在发动机稳态过程中,设计合理的功率匹配策略保证各发动机间的扭矩差异较小,即扭矩配

平模式(选择动力涡轮输出扭矩 M_{kp} 作为匹配目标)。该模式可保证直升机传动系统有均衡的寿命。

一旦某台发动机性能退化,在功率相当的情况下,会出现各发状态差异较大的情况,造成发动机寿命不均衡。通过设计合理的功率匹配策略保证各发动机之间状态差异较小,如选择 $T_{4.5}$ (燃气涡轮后温度) 作为匹配目标的温度配平模式或选择 n_{gt} (燃气涡轮换算转速) 作为匹配目标的转速配平模式,均可保证各发动机有均衡的寿命。

2 涡轴发动机功率匹配控制策略

2.1 匹配策略架构设计

根据上述分析,涡轴发动机功率匹配的难点为:(1)匹配目标的设定;(2)各发动机间功率匹配的信息传递;(3)考虑单台发动机性能衰减的匹配策略设计。

以文献[15]设计改进后的串级控制方案为基础,设计功率匹配控制策略,其结构如图2所示(以扭矩配平模式为例,其他配平模式结构相同)。

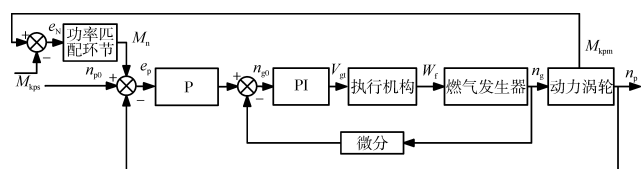


图2 涡轴发动机功率匹配控制策略结构

2.2 匹配策略进入的条件

由飞行员选择配平模式,默认扭矩配平模式。如单台发动机出现因性能衰减而造成扭矩配平后状态差异较大,可切换至温度配平模式或转速配平模式。

以下条件均成立时,控制系统进入功率匹配控制策略:

- (1) 2台发动机的功率选择开关处于相同位置;
- (2) 根据配平开关位置选择配平模式,默认扭矩配平模式;
- (3) 任意一发不处于熄火状态;
- (4) n_p 之差小于2%。

2.3 匹配目标的设定

对于功率匹配环节,所设计的匹配目标为:修正仅进行向上的单向修正,当另发扭矩大于本发扭矩时,转速修正环节起作用。计算公式为

$$e_N = M_{kps} - M_{kpm} \quad (4)$$

式中: M_{kps} 为另发扭矩; M_{kpm} 为本发扭矩; e_N 为 2 台发动机的扭矩差。

只有在 $e_N \geq \xi$ (ξ 为扭矩配平精度), 该修正环节才起作用, 该逻辑保证了扭矩低的一发通过提升状态, 逐渐接近功率较高的一发状态。功率高的发动机由式(1)可知, 由于总的需求功率不变, 状态下降, 最终达到配平精度 ξ , 完成整个配平过程。该策略亦可有效避免由于 1 台发动机失效而引起未失效发动机功率减小。

由此, 设计的匹配控制策略为

$$n_{g0}^g = e_N \cdot K_N + e_p \cdot K_{np} \begin{cases} e_N = M_{kps} - M_{kpm}, e_N \geq \xi \\ e_N = 0, e_N < \xi \end{cases} \quad (5)$$

式中: n_{g0}^g 为燃气涡轮转加速度给定值; e_p 为 n_p 控制误差; K_N 为功率匹配环节增益; K_{np} 为恒转速控制回路增益。

2.4 发动机之间功率匹配信息的传递

对于双发构型的直升机, 用于匹配控制策略的参数可通过 RS-422A 通讯协议传递, 发动机之间通过 1 根通讯电缆即可实现功率匹配信息的传递。2 台发动机之间功率匹配信息传输关系如图 3 所示。每台发动机, 实时接收对方发动机的功率开关位置、熄火指示信息、 n_p 、 M_{kp} 、 $T_{i4.5}$ 、 N_{gc} , 同时将本发的上述信息实时发动至对方发动机。

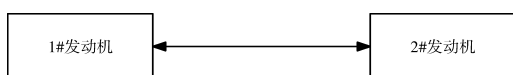


图 3 2 台发动机之间功率匹配信息传输关系

对于多发构型的直升机, 用于匹配控制策略的参数通过 CAN 总线传递, 各发动机之间交互功率匹配信息。每台发动机, 实时接收除本发外所有发动机的功率开关位置、熄火指示信息、 n_p 、 M_{kp} 、 $T_{i4.5}$ 、 N_{gc} , 同时将本发的上述信息实时发动至其他发动机。发动机特征参数传递关系如图 4 所示。

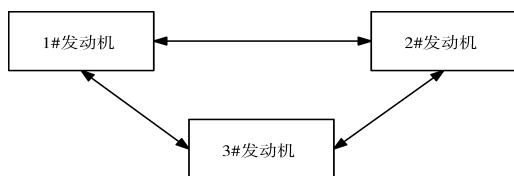


图 4 发动机特征参数传递关系(以 3 发为例)

对于适用于多发匹配控制策略的功率匹配环节, 满足

$$M_{kps} = \text{Max}(M_{kp1}, M_{kp2}, L) \quad (6)$$

式中: M_{kp1} 、 M_{kp2} 等为除本发外其他发动机扭矩值。

其他环节与双发匹配控制策略相同。该环节保证了多发匹配环境的发动机始终与功率最大的发动机匹配, 最终达到配平精度要求。温度配平模式和转速配平模式原理及设计方法与扭矩配平模式相同, 不再赘述。

3 匹配策略验证

3.1 桌面仿真验证

对设计的控制策略开展桌面仿真验证。在 Matlab 环境下模拟直升机左发先起动和右发后起动过程, 仿真结果如图 5、6 所示。

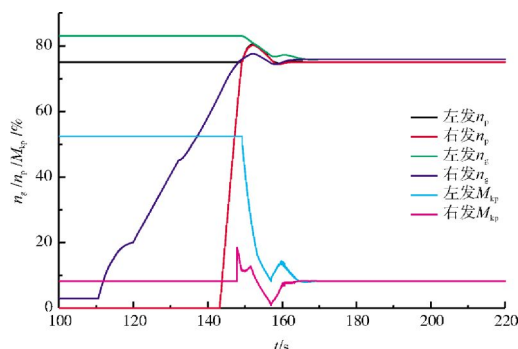


图 5 桌面环境多发匹配控制策略仿真结果 1

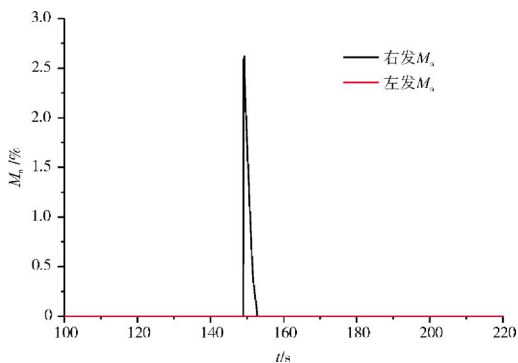


图 6 桌面环境多发匹配控制策略仿真结果 2

从图 5 中可见, 当 2 发与离合器啮合后, 2 发转速相差 2% 以内进入功率匹配回路, 扭矩高的左发扭矩降低, 最终与右发功率一致。

由于左发扭矩高, 因此, 根据式(5), 只有右发配平回路起作用, 右发功率逐渐接近左发功率, 左发在式(1)、(2)前提下功率逐渐降低, 直至 2 发功率相当。仿真结果符合设计预期。

3.2 半实物仿真结果

根据式(5),在稳态条件下,必然存在 $n_{g0}^g=0$,即

$$e_N \cdot K_N + e_p \cdot K_{np} = 0 \tag{7}$$

若当前已进入配平控制回路,扭矩的偏差必然引起 n_p 产生偏差。在该回路中, e_N 为负值(即另发的扭矩小于本发的扭矩),扭矩配平回路不起作用。 e_N 为正值,根据式(7), e_p 必为负值(即 n_p 反馈必大于给定值),即 n_p 由于供油量增加导致上冲。采用该方法即可验证配平控制回路是否起作用。

以某型全权限数字电子控制系统为平台开展涡轴发动机匹配策略验证,进行半实物模拟试验,试验方法为对数控系统输入另发的扭矩值(要求大于本发扭矩值),试验结果如图 7 所示并见表 1。在不同状态下,由于功率匹配策略的作用,均出现了上冲,试验结果表明了该策略功能的有效性。

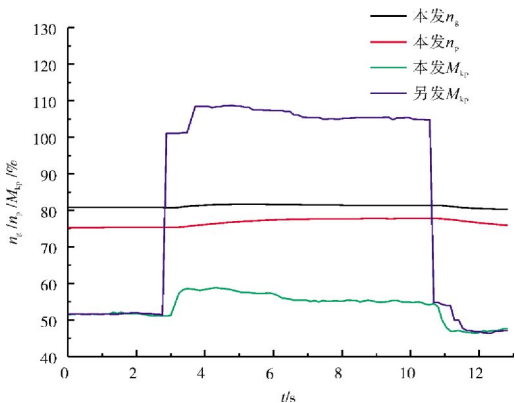


图 7 涡轴发动机匹配策略验证(半实物试验)

表 1 涡轴发动机匹配策略验证(半实物试验)

双发状态	$e_N/(N \cdot m)$	合格判据	结果
双发地慢	50	本发供油量增加 导致 n_p 上冲	n_p 上冲
双发空慢	50		n_p 上冲
飞行状态($n_g=98\%$)	50		n_p 上冲

3.3 试飞验证

采用此策略的数控系统应用于某型发动机进行试飞验证。直升机装配 2 台发动机,匹配控制结果如图 8 所示。试验结果表明该匹配策略有效。

在试验过程中,左发先起动,右发后起动,当右发进入慢车状态时,2 发在匹配控制策略的作用下,右发扭矩上升,左发由于直升机负载无变化,根据式(1),左发负载减小,2 发扭矩逐渐接近,完成功率匹配过程。其他状态点的试验结果与前述一致,不再赘

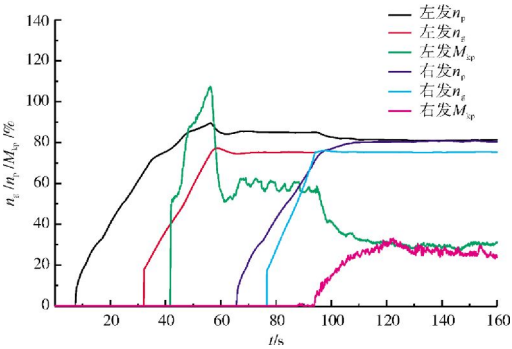


图 8 涡轴发动机匹配策略验证(试飞验证结果)

述。试飞试验结果表明该匹配策略有效。

4 总结

本文对涡轴发动机多发匹配的机理进行了深入分析,总结了涡轴发动机多发匹配控制策略工程应用较少的原因。提出了 1 种直升机多发功率匹配控制策略,其特征为:

- (1)功率低的发动机状态向功率高的发动机靠近,可确保配平过程发动机安全运转;
- (2)基于恒转速控制策略设计,简单可靠,易于工程实现。

通过桌面仿真、半实物及装直升机试飞验证,试验结果符合设计预期,该匹配策略有效。

参考文献:

[1] 孙健国.面向 21 世纪航空动力控制展望[J].航空动力学报,2001,16(2):97-102.

SUN Jianguo. Prospects of the aeroengine control development in the early time of the 21st century[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 97-102. (in Chinese)

[2] 陈国强,张海波,严长凯,等.一种涡轴发动机应急状态快速响应控制方法[J].航空动力学报,2012,27(11):2609-2615.

CHEN Guoqiang, ZHANG Hai-bo, YAN Changkai, et al. A new rapid response emergency control method for turbo-shaft engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2609-2615. (in Chinese)

[3] 张海波,姚文荣,王日先,等.直升机/发动机系统变旋翼转速串行优化方案[J].航空动力学报,2010,25(10):2363-2371.

ZHANG Hai-bo, YAO Wenrong, WANG Rixian, et al. Rotor speed changeable cascaded optimization method for helicopter/engine system[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2363-2371. (in Chinese)

[4] 姚华,王国祥.航空发动机全权限数控系统研究和试飞验证[J].航空动力学报,2004,19(4):247-253.

YAO Hua, WANG Guoxiang. A study and flight evaluation of full authority digital engine controls system [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 247-253. (in Chinese)

- [5] 张海涛.直升机旋翼/发动机一体化建模研究[D].南京:南京航空航天大学,2009.
- ZHANG Haitao. Research on rotor/engine integrative modeling for helicopter [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.(in Chinese)
- [6] 严长凯.自旋进入/退出过程直/发综合建模与控制技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2014.
- YAN Changkai. Research on modeling and control for integrated helicopter/turboshaft engine system in helicopter autorotation decent/recovery process[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.(in Chinese)
- [7] 姚文荣.涡轴发动机/旋翼综合建模控制及优化研究[D].南京:南京航空航天大学,2008.
- YAO Wenrong. Research on integrated modeling, control and optimization of turboshaft engine/rotor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.(in Chinese)
- [8] 杨超,王曦,时瑞军,等.涡轴发动机双回路PI控制器多发功率问题[J].航空发动机,2016,42(1):16-20.
- YANG Chao, WANG Xi, SHI Ruijun, et al. Power balance for multiple engines based on double-loop PI controller for turboshaft[J]. Aero-engine, 2016, 42(1): 16-20.(in Chinese)
- [9] 孙桂芝.双发动机并联动力装置功率匹配控制研究[D].南京:南京航空航天大学,2007.
- SUN Guizhi. Control and simulation research on power distribution between paralleled twin engine [D].Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [10] 张振海,张仁兴,龚建政.舰船燃气轮机双机并车控制仿真技术研究[J].海军工程大学学报,2005,17(2):28-33.
- ZHANG Zhenhai, ZHANG Renxing, GONG Jianzheng. Simulation research of control technology of paralleled twin-engine on naval ship[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2005, 17 (2): 28-33. (in Chinese)
- [11] 李业波,李秋红,黄向华,等.航空发动机性能退化缓解控制技术[J].航空动力学报,2012,27(4):930-936.
- LI Yebo, LI QiuHong, Huang Xianghua, et al. Performance deterioration mitigation control of aero-engine. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4):930-936. (in Chinese)
- [12] 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. Performance seeking control of aero-engine based on integrated helicopter/turboshaft engine simulation [D].Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [13] 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,2011,32(3):383-390.
- ZHANG Haibo, YAO Wenrong, CHEN Guoqiang. Design of a numeric simulation platform for integrated turbo-shaft engine/helicopter control system [J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3): 383-390. (in Chinese)
- [14] 陈国强.直升机/发动机实时优化控制规律与硬件平台研究[D].南京:南京航空航天大学,2012.
- CHEN Guoqiang. Study for real-time optimization control and hardware platform based on integrated helicopter/turboshaft engine system [D].Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [15] 杨征山,李胜泉,章霖官.涡轴发动机动力涡轮转速控制回路方案研究[J].航空发动机,2015,31(2):46-50.
- YANG Zhengshan, LI Shengquan, ZHANG Linguan. Speed control loop schemes for power turbines of turboshaft engine [J]. Aeroengine, 2015, 31(2): 46-50. (in Chinese)

(编辑:刘 亮)