

基于序列变速控制的倾转旋翼动力系统综合 控制方法研究^{*}

汪 勇, 彭晔榕, 招启军, 张海波

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为了实现倾转旋翼机旋翼变转速过程中动力系统的高品质控制, 提出了基于序列变速的倾转旋翼动力系统综合控制方法。在两级变速传动机构与变速动力涡轮涡轴发动机的基础上, 设计倾转旋翼序列变速控制 (SSC) 算法, 以实现低功耗变转速控制。为解决 SSC 过程中涡轴发动机重新接入时动力涡轮转速下垂过大的问题, 提出并设计结合自适应总距前馈与增益自调度的动力系统综合控制方法, 利用发动机输出扭矩与旋翼转速的变化率适应性调节控制器增益, 以达到改善动力系统响应品质的目的。结果表明: 相比于同步变速控制, SSC 可使换挡过程中离合器的功率耗散有效降低 40% 以上; 相比于自适应总距前馈, 带增益自调度补偿环节的动力系统综合控制方法可使序列变速过程中动力涡轮转速的下垂量减小 27% 以上, 呈现出更优越的动态控制性能。

关键词: 倾转旋翼机; 动力系统; 变转速; 序列变速控制; 综合控制

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 12-210615-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210615

Integrated Control Method of Tiltrotor Power System Based on Sequence Shifting Control

WANG Yong, PENG Ye-rong, ZHAO Qi-jun, ZHANG Hai-bo

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to achieve high-quality control of tiltrotor power system during variable rotor speed, an integrated control method of power system based on sequence shifting control algorithm is proposed. Firstly, based on the two-stage transmission and the turboshaft engine with variable-speed power turbine, the sequential shifting control (SSC) algorithm of tilt rotor is designed to realize the variable rotational speed control with low power dissipation. Then, in order to overcome the problem of large drop of power turbine speed while turboshaft engine re-engages during SSC procedure, an integrated control method combining adaptive feedforward control of collective pitch and gain self-scheduling is proposed and designed. The controller gains are adjusted adaptively through the change rates of engine output torques and main rotor speeds, so as to enhance the response quality of power system. The results demonstrate that SSC can reduce the clutch power dissipation by more than 40% effectively compared with paralleled shifting control. Meanwhile, contrast to adaptive collective pitch feedforward, the integrated control method with gain self-scheduling compensation can reduce the drop of power turbine speed by more than 27%, which proves superior dynamic control performance.

Key words: Tiltrotor; Power system; Variable rotor speed; Sequential shifting control; Integrated control

^{*} 收稿日期: 2021-09-06; 修订日期: 2021-11-24。

基金项目: 国家自然科学基金青年基金 (52202424); 国家科技重大专项 (J2019-I-0020-0019); 南京航空航天大学前瞻布局科研专项资金 (1002-ILA22037-1A22)。

通讯作者: 汪 勇, 博士, 讲师, 研究领域为航空发动机建模及控制。

引用格式: 汪 勇, 彭晔榕, 招启军, 等. 基于序列变速控制的倾转旋翼动力系统综合控制方法研究[J]. 推进技术, 2022, 43 (12): 210615. (WANG Yong, PENG Ye-rong, ZHAO Qi-jun, et al. Integrated Control Method of Tiltrotor Power System Based on Sequence Shifting Control[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(12): 210615.)

符号表

n_p	Relative speed of power turbine	θ_0	Main rotor collective pitch
n_c	Relative speed of compressor	T_{qr}	Main rotor required torque
W_{fb}	Fuel flow	T_{cs}	Cross-shaft transmitted torque
Ω_{mr}	Main rotor speed	p_{cl1}	Pressure to high-speed clutch
T_{qe}	Engine output torque	p_{cl2}	Pressure to low-speed clutch

1 引言

高速直升机突破了常规直升机旋翼桨叶失速限制飞行速度、反扭力配平尾桨消耗功率的重大障碍,实现了飞行速度和巡航半径的极大提升。倾转旋翼机、复合直升机是高速直升机的两种典型形式。倾转旋翼机通过“倾转旋翼”实现直升机模式与涡桨飞机模式的转换,避免了复合直升机在高速飞行时的旋翼废阻,使其速度更快、巡航经济性更好^[1]。目前,倾转旋翼机的最大飞行速度能够达到740km/h,是常规直升机的两倍,它需要兼容直升机与涡桨飞机两种工作模式^[2],且旋翼通过传动机构与涡轴发动机相连,共同组成了倾转旋翼机的“动力系统”。

倾转旋翼机左、右翼尖处均配有旋翼,分别由左右两侧发动机驱动,旋翼可在两个高低不同的转速下工作^[3]。如XV-15,V-22倾转旋翼机处于直升机模式时,旋翼工作于较高转速,以提供足够升力^[4-5];处于飞机模式时,旋翼工作于低转速,以减小阻力、降低燃油消耗。然而,根据动力系统的功率传递特点,存在两种实现旋翼变转速的方式:

(1)通过变速动力涡轮涡轴发动机,结合常规定传动比变速机构来实现变转速。此时,由于动力转速不再恒定,发动机工作于非设计点,动力涡轮的效率损失是亟需解决的关键问题。NASA为解决上述难题,应用中线概念设计用于大型民用倾转旋翼机(LCTR2)的4级可变动力涡轮,证实了输出转速变化50%的变速动力涡轮的可行性^[6-7]。

(2)通过可变传动比的变速机构与常规的涡轴发动机匹配实现变转速^[8]。目前常见的变速机构主要包括无级变速传动机构与两级变速传动机构^[9-10]。相比于无级变速传动机构,基于差动行星齿轮系的两级变速传动机构不仅可获得更大的单级减速比,而且有利于减少零件数目、降低传动机构质量以及均衡载荷,具有一定的工程实用价值^[11-12]。然而,在迅速的换挡变速过程中,两级变速传动机构会造成传递功率的瞬间损失,容易对传动系统产生一定的危害^[13]。

而在倾转旋翼动力系统变旋翼转速控制与动力系统综合控制方面,Desmidt等^[14]开发了变转速倾转旋翼飞行器耦合动力系统综合仿真平台,研究了倾转旋翼动力系统间的动态耦合特性,探究了不同变速速率对涡轴发动机动态响应的影响规律。随后,Cardoso等^[15]提出并设计 H_2/H_∞ 混合鲁棒控制器,实现了倾转旋翼无人机的平稳切换控制。为解决倾转旋翼无人机路径跟踪问题,Rego等^[16]设计了一种具有极点配置约束的离散时间混合控制器,保证了动力系统的响应特性和控制鲁棒性。

国内针对倾转旋翼机的研究基本集中在倾转旋翼/机翼气弹动力学研究、倾转旋翼机体飞行动力学建模与飞行控制律设计三个方面。如2016年,陈兆林等^[17]基于片条理论计算螺旋桨气动载荷,对不同结构参数的吊舱-螺旋桨系统和机翼-吊舱-螺旋桨系统进行了旋转颤振机理分析。郭建东^[18]建立了无人倾转旋翼机非线性飞行动力学模型,获得了全模式飞行操纵规律与过渡转换路径,探究了无人倾转旋翼机不同飞行模式的耦合特性,并采用 H_∞ 回路成形鲁棒控制技术设计了全模式飞行控制规律。然而,针对倾转旋翼动力系统变旋翼转速控制与动力系统综合控制的研究国内目前尚未有文献报道。

本文提出了基于序列变速的倾转旋翼动力系统综合控制方法。建立两级变速传动机构结构动力学模型;通过有效结合变速动力涡轮涡轴发动机与两级变速传动机构,设计序列变速控制算法,实现左、右旋翼转速的有序变化。在此基础上,提出并设计结合自适应总距前馈与增益自调度的动力系统综合控制方法,并开展相应的数值仿真验证。

2 倾转旋翼序列变速控制算法

巡航状态下,旋翼倾转系统组件处于水平位置,倾转旋翼机相当于固定翼飞机。因此,基于两级变速的双通道倾转旋翼机动力系统结构图如图1所示。

由图1可知,倾转旋翼机动力系统的左右分支结构一致,从左到右依次为涡轴发动机、两级变速传

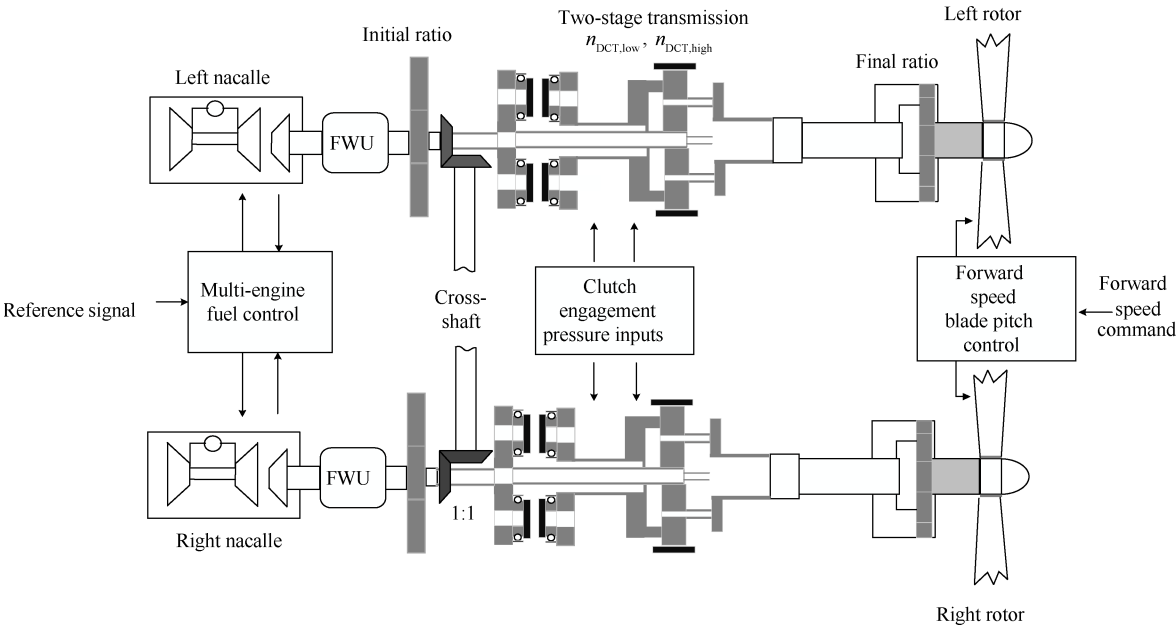


Fig. 1 Structure diagram of tiltrotor power system

动机构和主旋翼,且从动力涡轮到主旋翼共存在三级减速,其中 n_{DCT} 为两级变速传动机构的减速比。同时,左右分支经横轴相连,假设横轴只发生弹性扭转,则可近似为一扭转弹簧,扭转刚度为 k_{cs} 。关于涡轴发动机数学模型与主旋翼数学模型研究较多^[18-21]。

2.1 两级变速传动机构结构动力学模型

典型两级变速传动机构的运动框图^[19]如图 2 所示。图中*i*表示输入齿轮;cg代表控制齿轮;cl为离合器;s,p,r分别代表恒星、行星以及齿圈;cr为连接器;In,Out分别代表输入、输出轴; $p_{\text{cl1}}, p_{\text{cl2}}$ 代表高(cl1)、低(cl2)离合器所受外部激励。

由图 2 可知,各齿轮间的转速关系为

$$\begin{aligned} \Omega_{\text{eg1}} &= -\frac{Z_i}{Z_{\text{eg1}}} \Omega_i, \Omega_s = \Omega_i \\ \Omega_{\text{eg2}} &= -\frac{Z_{\text{eg3}}}{Z_{\text{eg2}}} \Omega_r, \Omega_{\text{eg3}} = \Omega_r \\ \Omega_p &= \frac{Z_r}{2Z_p} \Omega_r - \frac{Z_s}{2Z_p} \Omega_i, \Omega_o = \Omega_r \\ \Omega_{\text{cr}} &= \frac{Z_s}{2(Z_s + Z_p)} \Omega_i + \frac{Z_r}{2(Z_s + Z_p)} \Omega_r \end{aligned} \tag{1}$$

式中 Ω 为转速; Z 为齿轮齿数。

连接器为两级变速传动机构的输出,则输出、输入转速之间的关系为

$$\Omega_o = n_{\text{DCT}} \Omega_i \tag{2}$$

高传动比由输入齿轮、1~3 号控制齿轮、恒星齿轮、齿圈以及行星齿轮的齿数确定,通过啮合盘式离合器(cl1)连接行星轴获得,此时 $\Omega_{\text{eg1}} = \Omega_{\text{eg2}}$ 。

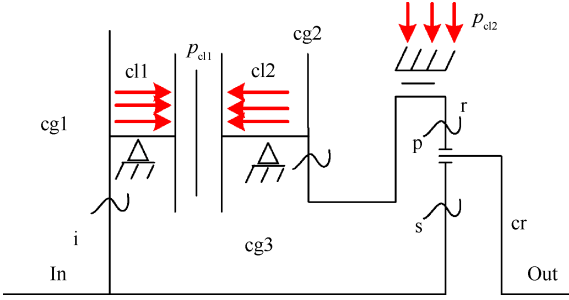


Fig. 2 Two-stage transmission kinematic diagram

$$\begin{aligned} n_{\text{DCT,high}} &= \frac{Z_s}{2(Z_s + Z_p)} + \frac{Z_r}{2(Z_s + Z_p)} \frac{Z_i Z_{\text{eg2}}}{Z_{\text{eg1}} Z_{\text{eg3}}} = \\ &= \frac{Z_i Z_{\text{eg2}} Z_r + Z_{\text{eg1}} Z_{\text{eg3}} Z_s}{2Z_{\text{eg1}} Z_{\text{eg3}} (Z_s + Z_p)} \end{aligned} \tag{3}$$

此外,低传动比可通过完全啮合圆柱环形离合器(cl2)锁住齿圈获得($\Omega_r = 0$),主要由恒星齿轮与行星齿轮的齿数确定。

$$n_{\text{DCT,low}} = \frac{Z_s}{2(Z_s + Z_p)} \tag{4}$$

零速或完全失速是高、低离合器同时啮合、脱离的唯一条件。当两个离合器同时啮合时,循环功率比为负,离合器充当制动系统。因此,为了保证传动机构可以稳定、恒速地运行,每次只需完全啮合锁住一个离合器,此时离合器激励为最大值;并打开另一个离合器,对应的离合器激励为 0。由此可得两级变速传动机构运动方程形式为

$$\begin{aligned} M \dot{\Omega} &= F(\Omega, p_{\text{cl1}}, p_{\text{cl2}}) \\ \Omega &= [\Omega_i, \Omega_r]^T \end{aligned} \tag{5}$$

系统惯性矩阵与广义力向量如式(6),(7)所示,即

$$\begin{aligned}
 \mathbf{M} = & \begin{bmatrix} J_{in} + J_i + J_s + \frac{J_{eg1} N_{eg} Z_i^2}{Z_{eg1}^2} + \dots & \frac{Z_s Z_r}{4} \left(J_{cr} + J_{out} + N_p m_p R_{cr}^2 - \frac{J_p N_p}{Z_p^2} \right) \\ \frac{Z_s^2}{4} \left(\frac{J_{cr} + J_{out} + N_p m_p R_{cr}^2}{(Z_p + Z_s)^2} + \frac{J_p N_p}{Z_p^2} \right) & J_r + J_{eg3} + \frac{J_{eg2} N_{eg} Z_{eg3}^2}{Z_{eg2}^2} + \dots \\ \frac{Z_s Z_r}{4} \left(\frac{J_{cr} + J_{out} + N_p m_p R_{cr}^2}{(Z_p + Z_s)^2} - \frac{J_p N_p}{Z_p^2} \right) & \frac{Z_r^2}{4} \left(\frac{J_{cr} + J_{out} + N_p m_p R_{cr}^2}{(Z_p + Z_s)^2} + \frac{J_p N_p}{Z_p^2} \right) \end{bmatrix} \quad (6) \\
 \mathbf{F}(\boldsymbol{\Omega}, p_{cl1}, p_{cl2}) = & \begin{bmatrix} 1 & \frac{-Z_s}{2(Z_p + Z_s)} \\ 0 & \frac{-Z_r}{2(Z_p + Z_s)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_i \\ \Gamma_o \end{bmatrix} + \\
 & \begin{bmatrix} \frac{-N_{eg} Z_i}{Z_{eg1}} & 0 \\ \frac{N_{eg} Z_{eg3}}{Z_{eg2}} & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_{cl1} \\ \Gamma_{cl2} \end{bmatrix} \quad (7)
 \end{aligned}$$

式中 Γ_i, Γ_o 代表两级变速传动机构的输入、输出轴扭矩, $\Gamma_{cl1}, \Gamma_{cl2}$ 为离合器传递扭矩, 可基于库仑/粘性组合模型求解获得。 N_p, N_{eg} 分别为行星齿轮和行星离合器的数目, m_p 是行星齿轮的质量。

2.2 倾转旋翼序列变速控制

如图1所示, 率先想到的是保持动力涡轮转速不变, 同时改变左、右两级变速传动机构的减速比以实现倾转旋翼变转速, 称为同步变速控制(PSC)。然而, PSC是在离合器满功率状态下换挡, 传递功率耗散严重, 存在损坏传动系统的可能。基于此, 提出并设计了倾转旋翼序列变速控制(SSC)算法, 从根本上讲, SSC利用动力涡轮输出端的超越离合器(FWU)依次脱离左、右两侧发动机, 使得传动机构在空载的条件下, 沿着特定的路径进行换挡操作。针对双通道倾转旋翼机动力系统, 设计以下两种情形可导致FWU脱离: (1)降低动力涡轮转速指令; (2)两级变速传动机构换挡。第一种情况下, 当某一发动机转速降低时, 其余发动机转速仍保持不变。而第二种情况下, 换挡操作改变了FWU端的负载转速, 而此时发动机转速指令恒定, 从而导致FWU脱离。由此可得SSC过程逻辑框图如图3所示。

为了验证倾转旋翼序列变速控制算法的有效性, 接下来在典型巡航飞行状态下, 进行SSC算法仿真验证结果如图4所示, 部分曲线的纵坐标已相对设计点数值作了归一化处理。

由图4(c), (e), (g), (i)可知, PSC模式下, 倾转

旋翼机动力系统左右两通道的响应基本一致。当给两级变速传动机构加载图4(a)所示的压力时, 动力涡轮相对转速 n_p 瞬间超调与下垂量可在不超过4%的前提下, 使主旋翼工作于100%与70%设计点转速 Ω_{mr} 。此外, 由图4(e)可知, 旋翼转速降低时, 为了维持倾转旋翼机的飞行姿态, 需额外增大旋翼总距 θ_0 , 以提供足够的拉力与升力, 造成旋翼总距的变化趋势与燃油流量 W_b 刚好相反, 这点与固定旋翼转速运行情形不同。图4(g)分别为发动机输出扭矩 T_{qe} 、旋翼需求扭矩 T_{qr} 及横轴传递扭矩 T_{cs} 变化曲线, 由图可知, 当且仅当两级变速传动机构换挡时, 横轴才能传递扭矩, 这是因为为了模拟左、右两侧离合器摩擦特性的差异, 假设左、右离合器的摩擦系数存在1%的误差。而由图4(i)可知, PSC下, 左、右两侧离合器的功率耗散明显, 最大值甚至超过了1600kW。随着服役时间变长, 存在损坏传动系统的隐患。

结合图4(b), 4(d)可知, 通过有效结合变速动力涡轮涡轴发动机与两级变速传动机构, 顺序啮合、脱离涡轴发动机, 也可使主旋翼转速两级变化, 且变化范围与PSC情形相同。由图4(b)可知, $t=12s$ 时, 左侧两级变速传动机构执行降挡指令, 左侧超越离合器脱离, 左侧发动机开始卸载至空载(如图4(h)所示)。尽管转速指令保持100%不变, 但左侧动力涡轮转速仍瞬间增加。而右侧动力涡轮转速沿预设轨迹减速(如图4(d)所示), 此时, 左、右两侧主旋翼均由右侧涡轴发动机驱动, 旋翼转速逐渐降至70%设计点转速。减速过程结束后, 左侧超越离合器再次啮合, 左、右两侧主旋翼由各自涡轴发动机驱动。 $t=52s$ 时, 右侧两级变速传动机构执行降挡指令, 右侧超越离合器脱离, 右侧发动机开始卸载至空载(如图4(h)所示), 动力涡轮转速瞬间增加, 此时, 左、右两侧主旋翼均由左侧涡轴发动机驱动, 旋翼转速保持70%设计点转速不变。20s后, 动力涡轮转速指令沿预设轨迹由70%设计点转速增至100%。加速过程

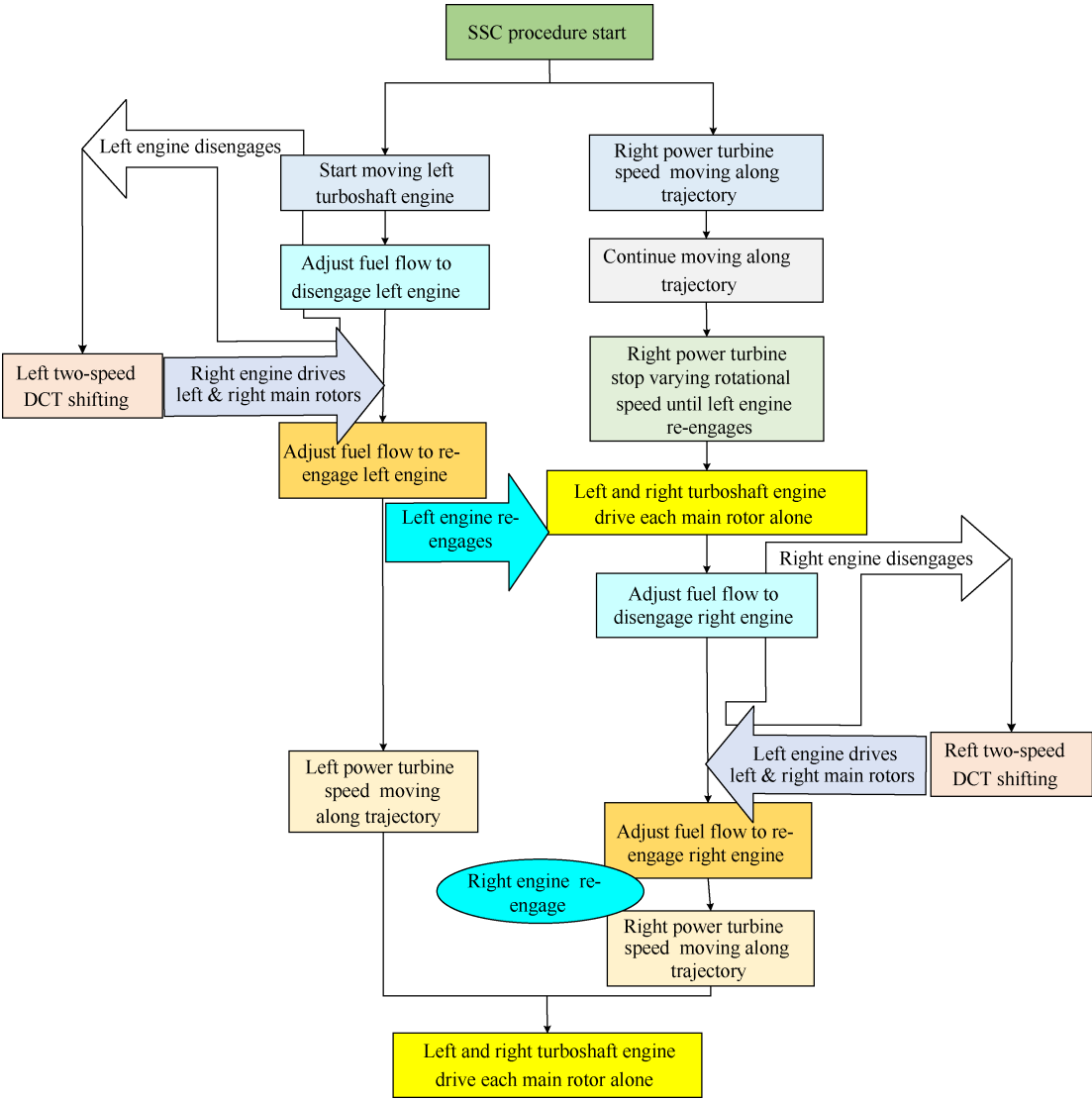
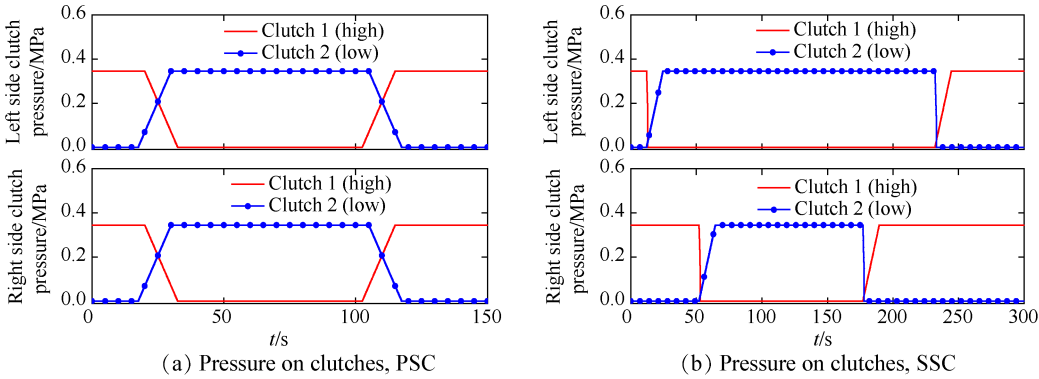


Fig. 3 Logical diagram of the SSC procedure

完成后,右侧超越离合器再次啮合,左、右两侧主旋翼再次由各自涡轴发动机驱动,SSC降档过程结束。反之,可完成SSC升档操作。对比图4(i),(j)可知,相比于PSC模式,SSC可使换挡过程中离合器的功率耗散有效降低40%以上,对传动机构的损伤相对较小。

3 动力系统综合控制方法设计与验证

如前所述,旋翼变转速过程中,主旋翼总距与发动机燃油流量(或直升机需求功率)的变化趋势相反,此时,常规的总距前馈方式^[21]势必无法有效改善旋翼变转速过程发动机响应的动态品质。此外,倾



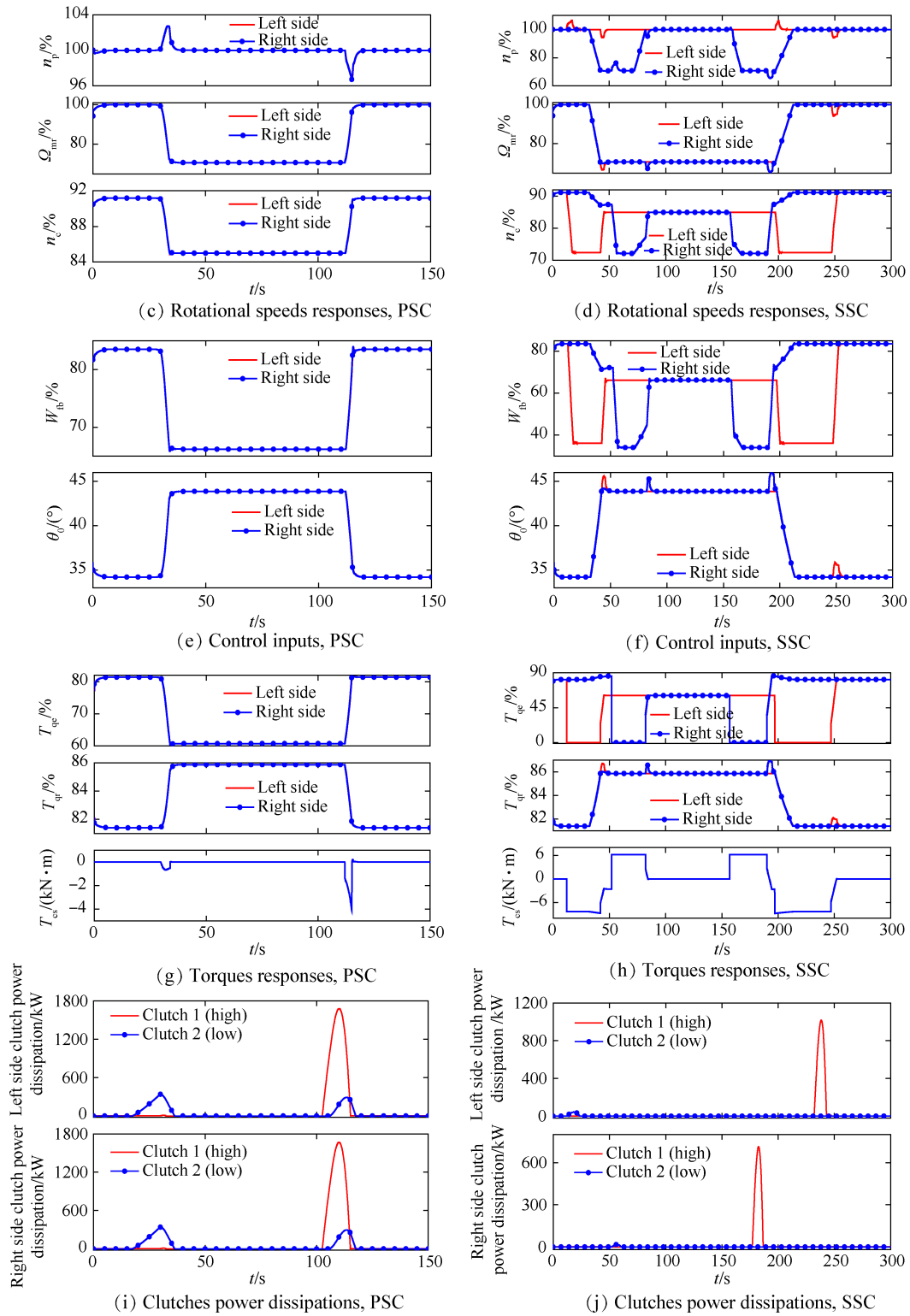


Fig. 4 Comparative results of PSC and SSC

转旋翼序列变速过程中,左、右两侧涡轴发动机顺序脱离、重接,此时,单侧主旋翼的动力供给来源于异侧发动机。尤其在发动机重新过程中,同侧主旋翼的总距无法表征输出端负载的功率需求,总距前馈降低动力涡轮转速的超调与下垂的作用局限,难以有效实现倾转旋翼机动力系统的高品质综合控制。

基于此,有必要设计合适的动力系统综合控制方法,以充分发挥序列变速控制方法的优越性。

3.1 综合控制方法设计

一般情况下,总距前馈控制律可表示为

$$\Delta = K\Delta\theta_0 \quad (8)$$

式中 K 代表前馈增益(通常大于0)。定旋翼转速下,

增益通常为正值。而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。定旋翼转速下,总距增加,直升机需求功率升高,发动机燃油随之增大,此时,上述的前馈控制律可起到提前补偿燃油的作用。

旋翼变转速条件下,总距与燃油变化趋势不一致。为了兼顾上述定、变转速情形,设计一种自适应前馈控制规律,即

$$\Delta = (-1)^{\left[\text{sat}\left(\frac{\Delta p_{\text{npv}}}{\Delta p_{\text{npv}}}\right) \cdot \text{sat}\left(\frac{\Delta n}{|\Delta n|} + 1\right) \right]} \cdot K \Delta \theta_0$$

$$\text{sat}(x) = \begin{cases} 0 & (x \neq 0) \\ 1 & (x = 0) \end{cases} \quad (9)$$

式中 Δp_{npv} , Δn 分别代表相邻采样时刻动力涡轮转速参考指令以及动力涡轮转速到主旋翼转速减速比的变化率。

由上式可知,当倾转旋翼机工作于定旋翼转速、定传动比时,式(9)与式(8)等价。当 p_{npv} 一定,减速比 n 发生变化时,即采用变传动比实现变旋翼转速,则在变转速过程中,前馈项 $\Delta = -K \Delta \theta_0$; 同理,当 n 一定, p_{npv} 变化时,前馈项仍为 $\Delta = -K \Delta \theta_0$ 。由此可得出结论:旋翼变转速过程中,即使旋翼总距与燃油流量的变化趋势相反,上述控制律仍然可以实现前馈补偿。

此外,为了应对 SSC 过程中,发动机重新接入时,转速下垂较大的问题,提出并设计基于发动机输出扭矩与旋翼转速变化率的增益自调度(GSS)补偿方法。

$$k_p = \begin{cases} k_{p0} + C_p e^{\frac{\Delta T_{\text{qc}}}{\Delta \Omega_{\text{mr}}}}, & \text{If } \text{sgn}(\Delta T_{\text{qc}}) = 1 \ \& \ \text{sgn}(\Delta \Omega_{\text{mr}}) = -1 \\ k_{p0}, & \text{otherwise} \end{cases}$$

$$k_i = \begin{cases} k_{i0} + C_i e^{\frac{\Delta T_{\text{qc}}}{\Delta \Omega_{\text{mr}}}}, & \text{If } \text{sgn}(\Delta T_{\text{qc}}) = 1 \ \& \ \text{sgn}(\Delta \Omega_{\text{mr}}) = -1 \\ k_{i0}, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (10)$$

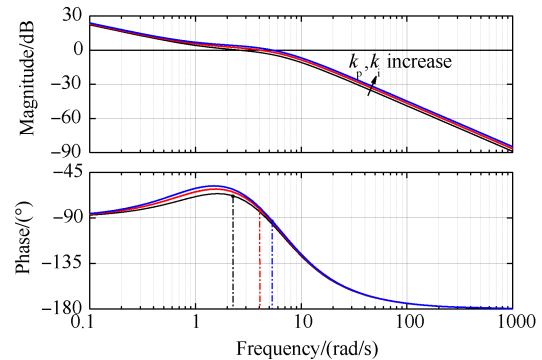
式中 k_p, k_i 分别为动力涡轮转速控制回路的比例、积分增益;下标0代表初始值; C_p, C_i 为对应常数, sgn 是符号函数。当且仅当两侧涡轴发动机重新接入时,动力涡轮转速控制回路的增益才会增加。

由此,整个动力系统综合控制方法结合了自适应前馈控制方法与增益自调度补偿方法,以有效减小序列变速过程中,动力涡轮转速的下垂量。

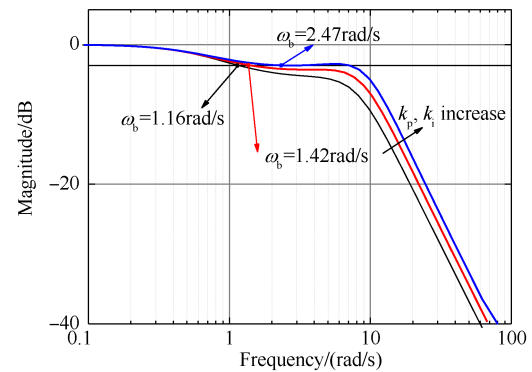
3.2 仿真验证

在上述原理的基础上,首先采用频率法分析增益自调度补偿方法的稳定性与响应带宽。涡轴发动机可视为一个典型的二阶系统,因此本文以设计点

处涡轴发动机的传递函数为例进行频率分析,结果如图5所示。



(a) Magnitude-phase curve of open-loop system



(b) Magnitude-frequency curve of closed-loop system

Fig. 5 Frequency domain analysis of gain self-scheduling control method

由图5(a)可知,随着动力涡轮转速控制回路的比例、积分增益 k_p, k_i 的增大(对应式(10)所示序列变速过程),系统的相角裕度减小。当 k_p, k_i 增大至临界值时,相角裕度约为 75° , 仍大于 60° , 系统具有良好的稳定性能。此外,如图5(b)所示,随着 k_p, k_i 的增大,闭环系统的带宽增加,系统响应速度将随之加快。从频域的角度进一步证实了增益自调度控制方法将有助于缓解序列变速过程中,当发动机重新接入时,动力涡轮转速下垂较大的情形。

接下来开展基于序列变速控制的动力系统综合控制方法数值仿真验证,结果如图6所示,图中 Ada feedward 代表自适应总距前馈。下标 L, R 为左、右两通道。

在序列变速控制的整个仿真周期内,自适应总距前馈控制方法一直发挥作用。结合图6(b), 6(e)可知, $t=12 \sim 42\text{s}$ 时,左侧涡轴发动机脱离,左、右主旋翼所需动力均由右侧发动机供给。当 $t=42\text{s}$ 时,左侧发动机开始重新接入,发动机端扭矩逐渐增加。左侧主旋翼的转速出现瞬间下垂的趋势,所设计的动力系统综合控制方法利用旋翼转速与发动机输出

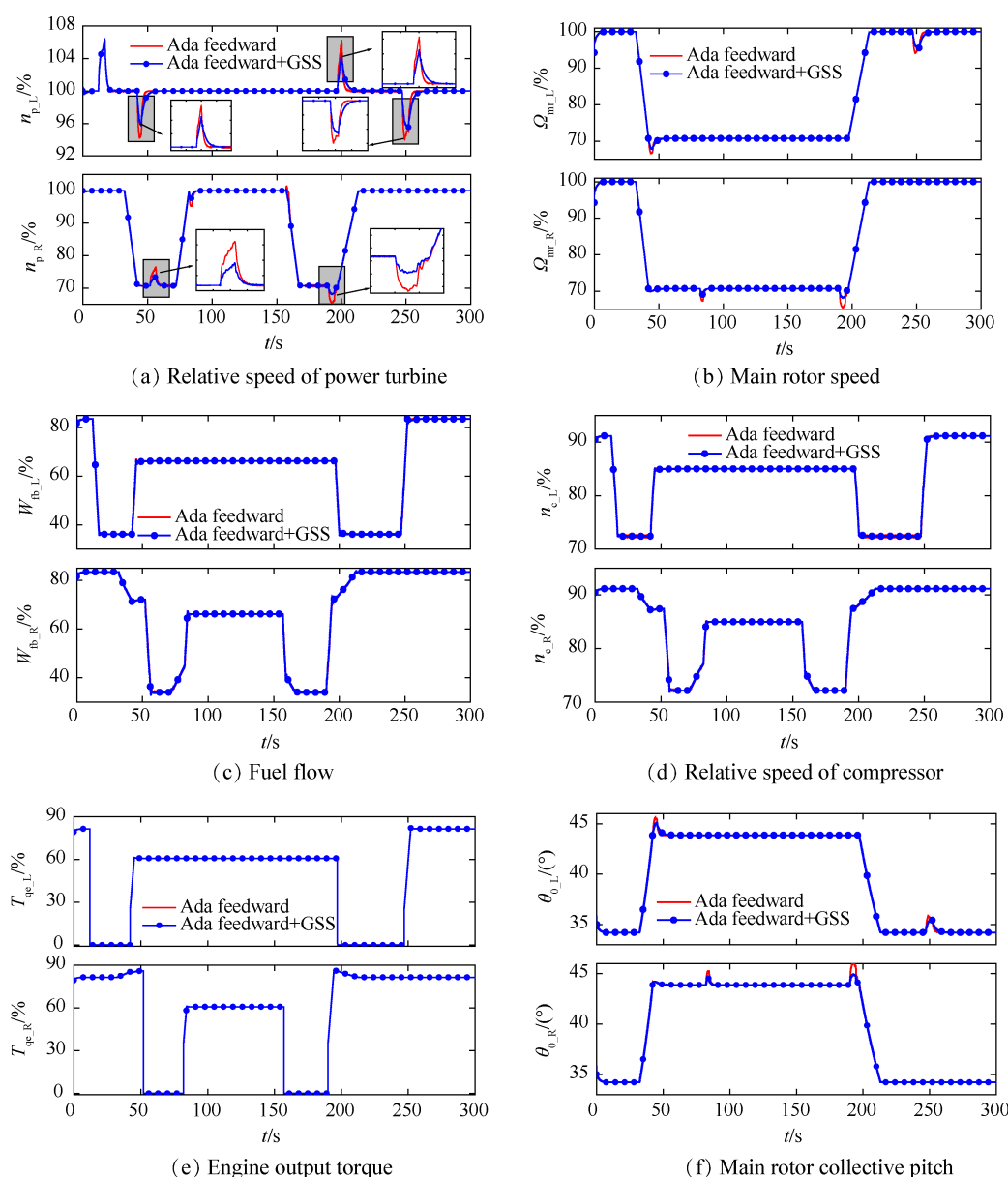


Fig. 6 Comparative results of integrated control method under SSC

扭矩的变化率,预测到这一变化趋势,并根据式(10),自适应增大动力涡轮转速控制回路的增益。 $t=44\text{s}$ 时,虽然发动机端的扭矩仍在增加,但旋翼转速变化率为正,此时增益自调度补偿环节不再发挥作用。由图6(a)可知,在42~45s,相比于仅采用自适应总距前馈,带增益自调度补偿环节的综合控制方法,可使左侧动力涡轮转速的下垂量减小27%以上。同样,当 $t=82, 190, 245\text{s}$ 时,增益自调度补偿环节再次启动,对改善左、右两侧动力涡轮转速的下垂量产生了积极的作用。此外,值得注意的是, $t=52\text{s}$ 时,右侧发动机开始脱离。由式(10)可知,此时增益自调度补偿环节未启动,但右侧动力涡轮转速的超调量仍降低43.6%左右。这是因为在设计动力涡轮转速控制回路时,采用增量式PID方法,历史时刻的控制器输

出对当前时刻具有一定的影响。 $t=196\text{s}$ 时,左侧涡轴发动机再次脱开,情况与此类似。由图6(c)所示发动机燃油流量变化曲线可知,相比于仅采用自适应总距前馈,带增益自调度补偿环节的综合控制方法并未带来额外的输入负担,燃油流量基本一致。相应地,压气机转速(图6(d)所示)、发动机输出扭矩(图6(e)所示)也基本相同。

4 结论

本文通过开展基于序列变速的倾转旋翼动力系统综合控制方法研究,得到如下结论:

(1)相比于同步变速控制,序列变速控制方法通过顺序脱离涡轴发动机,可使换挡过程中离合器的功率耗散有效降低40%以上。

(2)相比于仅采用自适应总距前馈,带增益自适应补偿环节的动力系统综合控制方法,可使序列变速过程中动力涡轮转速的下垂量减小27%以上。

(3)增量式PID方法的应用,使得动力系统综合控制方法不仅可以降低动力涡轮转速的下垂量,而且有助于减小超调量。

致 谢:感谢国家自然科学基金青年基金、国家科技重大专项和南京航空航天大学前瞻布局科研专项资金的资助。

参考文献

- [1] Barra F, Capone P, Monstein R, et al. Implementation of a Comprehensive Mathematical Model for Tilt-Rotor Real-Time Flight Simulation[C]. *Warsaw: 45th European Rotorcraft Forum*, 2019.
- [2] 陈 皓. 倾转旋翼机过渡模式下非定常气动力数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [3] Santos M A, Ferramosca A, Raffo G V. Tube-Based MPC with Nonlinear Control for Load Transportation Using a UAV [J]. *IFAC-PapersOnLine*, 2018, 51 (25): 459-465.
- [4] Jimenez G A, Barakos G N, Gates S. Tiltrotor CFD-Part I: Validation[J]. *The Aeronautical Journal*, 2017, 121 (1239): 577-610.
- [5] Kang H, Shen J, Kreshock A R. Validation of Comprehensive Analysis for Tiltrotor Whirl Flutter Predictions [J]. *Journal of Aircraft*, 2017, 54(4): 1566-1570.
- [6] Gerard E Welch. Overview of Variable Speed Power Turbine Research[C]. *Cleveland: NASA Fundamental Aeronautics Conference*, 2011.
- [7] Hendricks E S, Jones S M, Gray J S. Design Optimization of a Variable-Speed Power-Turbine[C]. *Cleveland: 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2014.
- [8] Garre W, Amri H, Pflumm T, et al. Helicopter Configurations and Drive Train Concepts for Optimal Variable Rotor-Speed Utilization [C]. *Braunschweig: German Aerospace Congress*, 2016.
- [9] Kalinin D V. Multithreaded Continuously Variable Transmission Synthesis for Next-Generation Helicopters [C]. *Petersburg: 29th Congress of International Council of the Aeronautical Science*, 2014.
- [10] Amri H, Feil R, Hajek M, et al. Possibilities and Difficulties for Rotorcraft Using Variable Transmission Drive Trains [J]. *CEAS Aeronautical Journal*, 2016, 7 (2): 333-344.
- [11] 宁景涛. 变转速直升机/传动系统/发动机综合建模与控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [12] Ashok S V, Wade B, Schrage D P. Variable Speed Transmission Using Planetary Gear System for High Speed Rotorcraft Application [C]. *Phoenix: Proceeding of AHS International 66th Annual Forum*, 2010.
- [13] Stevens M A, Lewicki D G, Handschuh R F. Concepts for Multi-Speed Rotorcraft Drive System-Status of Design and Testing at NASA GRC [R]. *NASA TM-2015-218816*.
- [14] DeSmidt H A, Smith E C, Bill R C, et al. Comprehensive Modeling and Analysis of Rotorcraft Variable Speed Propulsion System with Coupled Engine/Transmission/Rotor Dynamics[R]. *NASA CR-2013-216502*.
- [15] Cardoso D N, Raffo G V, Esteban S. A Robust Adaptive Mixing Control for Improved Forward Flight of a Tilt-Rotor UAV [C]. *Rio de Janeiro: 2016 IEEE 19th International Conference on Intelligent Transportation Systems (ITSC)*, 2016.
- [16] Rego B S, Raffo G V. Suspended Load Path Tracking Control Using a Tilt-Rotor UAV Based on Zonotopic State Estimation [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2019, 356(4): 1695-1729.
- [17] 陈兆林, 杨智春, 谷迎松. 机翼对螺旋桨发动机旋转颤振的影响研究[J]. *航空学报*, 2016, 37(11): 3351-3360.
- [18] 郭剑东. 无人倾转旋翼机飞行控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- [19] 汪 勇, 张海波, 杜紫岩, 等. 一种变旋翼转速直升机/涡轴发动机非线性模型预测控制方法研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(10): 2334-2342. (WANG Yong, ZHANG Hai-bo, DU Zi-yan, et al. A Novel Nonlinear Model Predictive Control Method for Helicopter/Turboshaft Engine with Variable Rotor Speed [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(10): 2334-2342.)
- [20] Lewicki D G, DeSmidt H A, Smith E C, et al. Two-Speed Gearbox Dynamic Simulation Predictions and Test Validation[C]. *Phoenix: AHS Forum 66*, 2010.
- [21] 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.

(编辑:史亚红)