

文章编号: 1000-8055(2009)05-1055-06

纵列式直升机悬停飞行品质研究

李国知, 曹义华

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 以适合于飞行品质评价的纵列式直升机非线性飞行动力学模型为基础, 根据有人驾驶垂直/短距起落飞机军用品质规范(MIL-F-83300)以及军用旋翼飞行器驾驶品质要求(ADS-33E-PRF), 对纵列式直升机悬停开环状态下的飞行品质进行了计算分析. 按照两种规范的要求, 对纵列式直升机的动态响应特性与带宽、操纵特性与姿态敏捷性、轴间耦合以及横向突风扰动影响进行了分析, 最后给出了一些有意义的结论.

关键词: 飞行品质; 纵列式直升机; 动态响应; 带宽; 姿态敏捷性; 轴间耦合

中图分类号: V212.4

文献标识码: A

Studies on flying qualities of a tandem helicopter at hover

LI Guo-zhi, CAO Yi-hua

(School of Aeronautic Science and Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the flight dynamic model suited to evaluate the flying qualities of a tandem helicopter, the open-loop flying qualities of a tandem helicopter at hover were studied by using military specification flying qualities of piloted vertical/short takeoff and landing (V/STOL) aircraft (MIL-F-83300) and handling qualities requirements for military helicopters (ADS-33E-PRF). According to those requirements, the dynamic response characteristics and the bandwidth were analyzed, along with the control characteristics and the attitude quickness. The interaxis coupling and the disturbance of the lateral gust were also studied. At last, the conclusions are summarized in this paper.

Key words: flying qualities; tandem helicopter; dynamic response; bandwidth; attitude quickness; interaxis coupling

早在 20 世纪 40 年代末期,为指导纵列式直升机的设计与研究,国外就有人对该类型直升机飞行品质进行研究.当时的学者 Amer K B. 等人^[1-3]结合风洞试验技术和研究定翼机与单旋翼直升机的经验,分析了纵列式直升机的飞行品质,提出了一些在当时技术水平下可行的用于改进纵列式直升机飞行品质的方法.文献[2]指出,风洞试验与稳定性理论可以用来作为研究纵列式直升机飞行品质的有效工具;通过减小有效上反角、或增加滚转阻尼可很好地改善纵列式直升机横、航向特性;加装控制器(使直升机滚转运动产生有利

偏航)能进一步改善纵列式直升机的航向特性.由于局限于当时的技术水平以及直升机理论的不成熟性,他们的研究也仅限于半经验半理论的基础上,不能深入地研究纵列式直升机的飞行品质.

有人驾驶垂直/短距起落飞机军用品质规范^[4](MIL-F-83300)问世后,Langley Research Center 基于试飞试验结果对纵列式直升机的稳定性进行了探索^[5].文献[5]指出,迎角的不稳定性是导致操纵性令人不满意的最主要的因素,其次是速度和航向的不稳定性;根据驾驶员的评价,品质规范 MIL-F-83300 能够较好的用来评价纵

收稿日期:2008-05-20; 修订日期:2008-11-01

作者简介:李国知(1984-),男,湖南常德人,博士生,主要从事飞行器设计研究. E-mail: liguo-zhibuaa@163.com

列式直升机的飞行品质. 随着军用旋翼飞行器驾驶品质要求^[6] (ADS-33E-PRF) 的颁布, 直升机飞行品质的研究方法已显成熟, 加上新的品质规范 (ADS-33E-PRF) 在结构框架、要求内容、指标定义等诸多方面都有较大革新, 从而更加明确了直升机飞行品质的研究任务, 只是到目前为止很少有人将该品质规范用于纵列式直升机的飞行品质研究.

本文在前人研究成果的基础上, 运用直升机动量理论建立适合于飞行品质评价的纵列式直升机飞行动力学模型, 并将模型配平计算结果与国外飞行试验数据^[7] 以及国外模型配平计算数据^[8] 进行对比, 验证了模型的精确度. 根据 MIL-F-83300 和 ADS-33E-PRF 对纵列式直升机悬停开环状态下的飞行品质进行计算分析. 按照两种规范, 对纵列式直升机的动态响应特性与带宽; 操纵功效与姿态敏捷性; 轴间耦合以及横向突风扰动影响进行了分析, 并给出了一些有意义的结论.

1 适合于品质评价的飞行动力学模型

自纵列式直升机诞生以来, 国外研究机构就逐步对其展开了研究. 文献[8]以风洞试验技术为基础建立纵列式直升机飞行动力学模型, 完成了配平计算, 但未进行飞行品质的研究. 文献[9]采用 Wheatley-Bailey 理论对纵列式直升机建立了飞行动力学模型, 但也只进行了稳定性导数和操纵响应的计算. 目前, 我国对纵列式直升机旋翼气动性能有一些研究^[10-11], 对小型纵列式无人直升机进行了飞行动力学的建模^[12-13]. 本文在前人研究成果的基础上, 以动量理论为基础建立适合于飞行品质评价的纵列式直升机非线性飞行动力学模型.

1.1 飞行动力学模型

模型采用国外双旋翼风洞试验干扰曲线^[9] 建立双旋翼气动干扰模型. 以单旋翼动量理论诱导速度迭代计算式^[14] 为基础, 在模型中引入如下诱导速度迭代计算式

$$\begin{cases} \lambda = \lambda' - \frac{V_{if}}{\Omega R} - k_{rf} \frac{V_{ir}}{\Omega R} \\ \lambda = \lambda' - \frac{V_{ir}}{\Omega R} - k_{tr} \frac{V_{if}}{\Omega R} \end{cases} \quad (1)$$

式中 λ, λ' 分别为前、后旋翼入流比; λ', λ 分别为不考虑诱导速度影响的前、后旋翼入流比; V_{if}, V_{ir} 分别为前、后旋翼诱导速度; k_{rf}, k_{tr} 分别为文献[9]

中提到的后旋翼对前旋翼以及前旋翼对后旋翼的气动干扰因子; Ω 为旋翼转速; R 为旋翼半径. 通过迭代计算能很快得出双旋翼桨盘诱导速度分布.

根据直升机叶素理论计算旋翼气动力, 引入所建立的双旋翼气动干扰模型并结合机身风洞试验数据^[9] 能建立纵列式直升机非线性飞行动力学模型. 对机身风洞试验数据插值处理, 能得到任意方位、任意风速下的机身气动力、气动力矩. 这使得模型适于各种定常飞行状态下的配平计算, 因而为纵列式直升机飞行品质研究打下了良好的基础.

1.2 模型的配平计算与验证

图 1-6 给出了算例机 CH-47B 定直平飞状态下模型的配平计算结果与国外飞行试验数据以及国外模型计算数据的对比. 由此可以看出, 本模型的配平计算结果与参考数据相比吻合程度较好, 模型配平计算精度较高, 能够以此为基础进行纵列式直升机悬停飞行品质的初步研究. 图中, DX 为直升机惯性坐标系下的前飞速度.

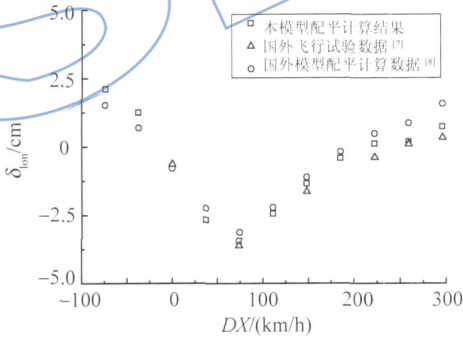


图 1 定直平飞纵向操纵量 δ_{lon} 配平曲线
Fig. 1 Trim curve of longitudinal control-stick δ_{lon} for the straight flight

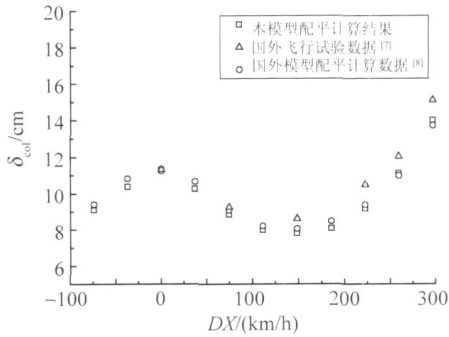


图 2 定直平飞总距操纵量 δ_{col} 配平曲线
Fig. 2 Trim curve of collective control-stick δ_{col} for the straight flight

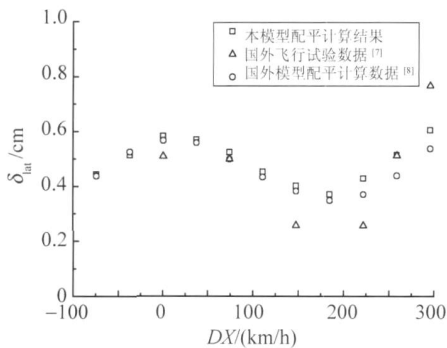


图 3 定直平飞横向操纵量 δ_{lat} 配平曲线

Fig. 3 Trim curve of lateral control-stick δ_{lat} for the straight flight

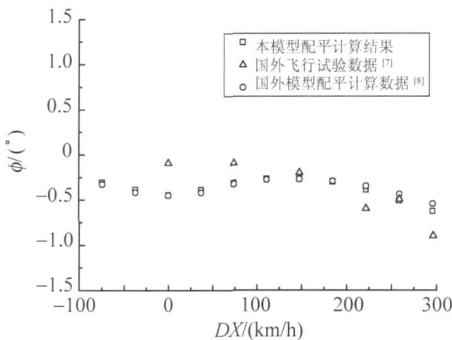


图 6 定直平飞倾斜角 ϕ 配平曲线

Fig. 6 Trim curve of rolling attitude angle ϕ for the straight flight

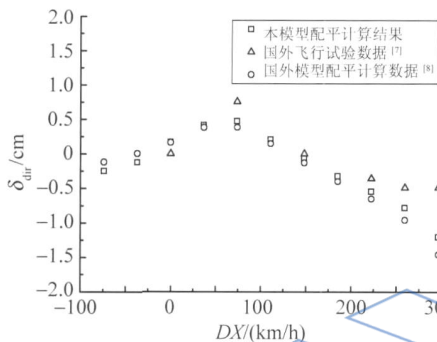


图 4 定直平飞航向操纵量 δ_{dir} 配平曲线

Fig. 4 Trim curve of directional control-stick δ_{dir} for the straight flight

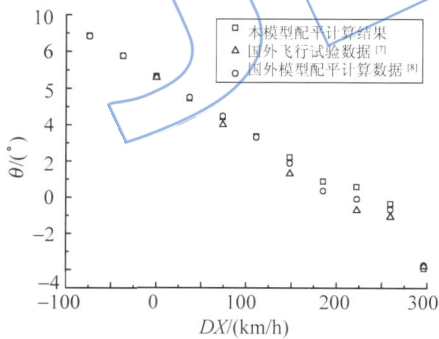


图 5 定直平飞俯仰角 θ 配平曲线

Fig. 5 Trim curve of pitching attitude angle θ for the straight flight

机(CH-47B)悬停飞行纵、横向非耦合运动状态下的稳定根,计算结果如表 1 所示.

表 1 悬停飞行非耦合运动状态下的稳定根

Table 1 Stability roots in uncoupled mode in hovering

	纵向稳定根	横向稳定根
非周期模式	- 1.0763 - 0.3055	- 0.9806 - 0.0499
周期模式	0.0967 ± 0.465i	0.1064 ± 0.5087i

可以看出,悬停状态下 CH-47B 纵、横向非周期模式收敛,周期模式发散.按照品质规范 MIL-F-83300 中 3.2.2.1 节俯仰(滚转)动态响应要求,如图 7 所示,CH-47B 俯仰(滚转)动态响应仅满足目视飞行等级 3 的要求.

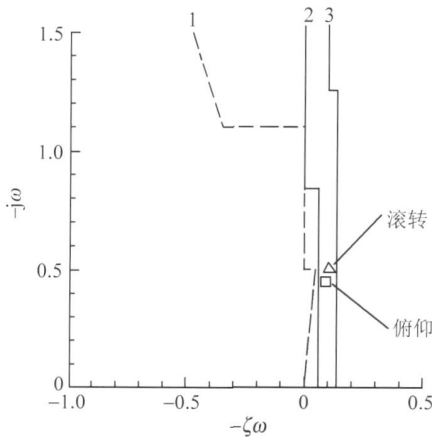


图 7 目视飞行等级要求(MIL-F-83300)

Fig. 7 Requirements of visual flight rating (MIL-F-83300)

2 基于 MIL-F-83300 的品质评价

按照品质规范 MIL-F-83300 的要求,关于纵列式直升机悬停状态的飞行品质,可以从动态响应特性与操纵特性两个方面进行研究.

2.1 动态响应特性

运用飞行动力学模型可以得到纵列式直升

2.2 操纵特性

根据品质规范 MIL-F-83300 中 3.2.3 节的

要求,操纵特性可以用操纵功效和操纵灵敏度两个指标来衡量.

1) 操纵功效

操纵功效可以理解为驾驶员操纵直升机单位操纵输入产生的最大力矩.品质规范中 3.2.3.1 节提出,一架直升机所需要的操纵功效可以分为三类:配平操纵功效、机动操纵功效和稳定操纵功效;在一个突然的操纵输入后,1 s 内能产生的姿态角的确定值,可以作为需要最小机动操纵功效的衡量尺度.本文主要研究纵列式直升机悬停状态最小机动操纵功效.表 2 给出了当风从算例机 CH-47B 最危险的方向吹来,在同时使用俯仰、滚转和偏航操纵极限组合下(各操纵阶跃输入 1.0 cm),1.0 s 内产生的姿态角变化量.品质规范中 3.2.3.1 节规定的 1 s 内姿态角变化要求如表 3 所示.

表 2 悬停状态极限操纵输入 1 s 内姿态角变化

Table 2 Attitude change in one second at simultaneous control inputs in hovering

	俯仰/(°)	滚转/(°)	偏航/(°)
姿态角变化	2.91	2.485	2.947

表 3 MIL-F-83300 中极限操纵输入 1 s 内姿态角变化要求

Table 3 Requirements of attitude change in one second at simultaneous control inputs in MIL-F-83300

等级	俯仰/(°)	滚转/(°)	偏航/(°)
1	±3.0	±4.0	±6.0
2	±2.0	±2.5	±3.0
3	±2.0	±2.0	±2.0

由此得出,算例机(CH-47B)最小机动操纵功效,俯仰通道可达到等级 2 水平(几乎接近等级 1 水平);滚转、偏航通道达到等级 3 水平(几乎都接近等级 2 水平).

2) 操纵灵敏度

所谓操纵灵敏度,是指单位操纵输入引起的初始加速度.它可以用来衡量操纵直升机后所得到的响应的快速性.低的操纵灵敏度使直升机具有缓慢的响应特性,但操纵灵敏度过高也会引起驾驶员的过操纵,危害飞行安全.根据品质规范中 3.2.3.2 节的描述,操纵灵敏度的允许范围可以间接根据单位操纵输入 1 s 内的姿态响应来确定.表 4 是纵列式直升机(CH-47B)三个通道单位操纵阶跃输入引起的姿态响应.

表 4 悬停状态单位操纵输入 1 s 内姿态响应

Table 4 Attitude response to unit control input in one second in hovering

	俯仰/ (°)·cm ⁻¹	滚转/ (°)·cm ⁻¹	偏航/ (°)·cm ⁻¹
姿态响应	2.9	3.79	2.13

品质规范 MIL-F-83300 中 3.2.3.2 节规定的单位操纵输入 1 s 内姿态角变化要求如表 5 所示.

表 5 MIL-F-83300 中单位操纵输入 1 s 内姿态响应要求

Table 5 Requirements of attitude response to unit control input in one second in MIL-F-83300

等级	俯仰/ (°)·cm ⁻¹		滚转/ (°)·cm ⁻¹		偏航/ (°)·cm ⁻¹	
	最小	最大	最小	最大	最小	最大
1	1.2	7.9	1.6	7.9	2.4	9.1
2	0.8	11.8	1.0	11.8	1.2	17.7
3	0.4	15.8	0.4	15.8	0.4	19.7

由此得出,算例机(CH-47B)操纵灵敏度,俯仰与滚转操纵灵敏度能达到等级 1 水平,偏航操纵灵敏度在等级 2 范围.

3 基于 ADS-33E-PRF 的品质评价

3.1 带宽分析

品质规范 ADS-33E-PRF 中所提出的“带宽”,是指直升机工作频率的适应范围.直升机工作频率越大,则它越能对快速的操纵做出合格的响应.对于带宽较小的直升机,其机动飞行能力较差.表 6 给出了根据品质规范计算得出的关于算例机 CH-47B 悬停开环状态俯仰(滚转)通道带宽指标参数(相位滞后 τ_p 与带宽 ω_w).

表 6 俯仰(滚转)通道带宽指标

Table 6 Pitching (rolling) channel bandwidth indexes

	俯仰通道		滚转通道	
	τ_p /s	ω_w /(rad/s)	τ_p /s	ω_w /(rad/s)
CH-47B	7.5443	0.0454	12.5779	0.0763

由表 6 可以看出,开环状态下的算例机(CH-47B),带宽要较小,且有很大的相位滞后.根据品质规范中 3.3.2.1 节的要求,CH-47B 在实现目标捕捉及跟踪任务时,均在等级 3 范围.对于其他任务,当 $UCE > 1$ 时,在等级 3 范围;当 $UCE = 1$

时,在等级 2 范围. 评价结果表明,CH-47B 俯仰(滚转)通道带宽很小、相位滞后很大,这使得驾驶员应特别注意直升机的操纵频率,否则会有可能引发驾驶员诱发振荡.

3.2 姿态敏捷分析

姿态敏捷性用以表征直升机机动动作的时间短暂性,或操纵产生机动响应的有效性. 其具体定义可表示为姿态角速率的变化峰值与姿态角改变幅值的比值,即 $q_{pk}/\Delta\theta_{pk}$ ($p_{pk}/\Delta\phi_{pk}$). 根据品质规范 3.3.3 节的要求,相同姿态变化最小角度($\Delta\theta_{min}$ 或 $\Delta\phi_{min}$) 下,该比值越大,姿态敏捷性越好. 在悬停状态下,对纵列式直升机(CH-47B)施加纵向操纵 1.0 cm 脉冲输入,作用时间为 1.0 s,计算姿态敏捷性. 表 7 给出了俯仰姿态敏捷性指标参数计算值.

表 7 俯仰姿态敏捷性指标
Table 7 Pitching attitude quickness indexes

	$q_{pk}/(^{\circ}\cdot s^{-1})$	$\Delta\theta_{pk}/(^{\circ})$	$\Delta\theta_{min}/(^{\circ})$	$q_{pk}/\Delta\theta_{pk}$
CH-47B	5.0464	6.5800	6.5800	0.7669

由表 7 看出,按照品质规范 3.3.3 节要求:CH-47B 对于目标捕捉及跟踪任务,在等级 2 范围;对于所有其他任务基本动作,在等级 1 范围.

3.3 轴间耦合分析

按照品质规范 3.3.9 节的要求,轴间耦合可以从以下三个方面分析:总距-偏航耦合、俯仰-滚转耦合以及滚转-俯仰耦合. 表 8、表 9 给出了纵列式直升机(CH-47B)相应指标参数计算值(相关指标参数定义见品质规范 ADS-33E-PRF^[6]).

表 8 总距-偏航耦合指标
Table 8 Indexes of yaw due to collective coupling

	$(r_3/ \dot{h}(3))/((^{\circ}\cdot s^{-1}/m\cdot s^{-1}))$	$(\dot{r}_1/\dot{h}(3))/((^{\circ}\cdot s^{-1}/m\cdot s^{-1}))$	评价等级
CH-47B	0.03921	0.01104	等级 1

表 9 迅猛机动中俯仰-滚转和滚转-俯仰耦合指标
Table 9 Indexes of pitch due to roll and roll due to pitch coupling for aggressive agility

	俯仰-滚转耦合		滚转-俯仰耦合		评价等级
	$\theta/ (^{\circ})$	$\phi_{pk}/ (^{\circ})$	$\theta_{pk}/ (^{\circ})$	$\phi/ (^{\circ})$	
CH-47B	0	27.2403	20.0457	-10.5018	等级 1

根据表 8 及表 9,纵列式直升机 CH-47B 总距-偏航耦合程度较小,飞行品质在等级 1 范围;滚转通道的运动不影响俯仰通道(实际上可能还是有很微小的影响);俯仰通道运动对滚转通道有影响,但评价结果显示,这种影响不大. 综合而言,CH-47B 轴间耦合影响较弱,能够达到等级 1 的飞行品质.

3.4 横向突风扰动影响

横向突风扰动对直升机悬停状态下的安全性能危害较大. 按照 ADS-33E-PRF 品质规范 3.3.7.1 节的要求,在受到来自最危险方向的阶跃突风扰动后的前 3.0 s 内,偏航角速度变化峰值(r_{pk})与突风速度幅值(V_g)之比越小越好. 本文建立了如下一种横向突风扰动输入模型.

纵列式直升机 9 自由度耦合运动状态方程为

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx\end{aligned}\tag{2}$$

式中 $x = [u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi]^T$.

在研究横向突风扰动影响时,可令控制矩阵 $u=0$,取横向突风扰动量为 Δv ,则

$$v = v + \Delta v\tag{3}$$

式中 v 可理解为不计横向突风扰动影响时 v 的变化量. 综合式(2)、(3)及 $u=0$,可以得到横向突风扰动输入模型

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax - B_1\Delta v \\ y = Cx \end{cases}\tag{4}$$

式中 B_1 为状态矩阵 A 的第 2 列. 运用该模型,经过计算判断,悬停状态下算例机(CH-47B)机身左侧与右侧的突风扰动影响危害程度相当(计算指标 $r_{pk}/V_g = 3.0643((^{\circ}\cdot s^{-1}/m\cdot s^{-1}))$,根据品质规范 3.3.7.1 节的要求,在等级 2 范围,这充分体现了纵列式直升机双旋翼布局的优势.

4 结 论

本文在所建立的纵列式直升机飞行动力学模型基础上,以 CH-47B 为算例,运用 MIL-F-83300 与 ADS-33E-PRF 对纵列式直升机悬停飞行品质进行了研究,并得到了一些有意义的结论:

1) 按照 MIL-F-83300 的要求,在动态响应特性和操纵特性上评价了纵列式直升机悬停开环状态的飞行品质. 评价结果显示,算例机 CH-47B 悬停开环状态下的动态响应特性较差,仅满足目视飞行等级 3 的要求;操纵特性较好,操纵功效和操纵灵敏度两个指标都能达到较好的飞行品质

要求.

2) 运用品质规范 ADS-33E-PRF,对纵列式直升机悬停状态下的带宽、姿态敏捷性、轴间耦合以及横向突风扰动影响进行了研究. 评价结果表明,对于算例机 CH-47B,带宽较小,俯仰、滚转通道相位滞后较大;姿态敏捷性较好,能够顺利完成一切任务基本动作;其轴间耦合影响略小;机身左、右侧横向突风扰动影响危害程度相当.

3) 新的品质规范 ADS-33E-PRF 涵盖了 MIL-F-83300 的研究领域. 从对 CH-47B 悬停飞行品质的研究可以看出,带宽分析涵盖了 MIL-F-83300 中所要求的动态响应特性分析;姿态敏捷性涵盖了 MIL-F-83300 中所要求的两个操纵特性指标(操纵功效与操纵灵敏度). 而且,从品质评价过程中不难发现,两种品质规范关于这些方面的评价所得到的结论是一致的.

4) CH-47B 是大型运输型直升机,以该机作为算例研究纵列式直升机的飞行品质,对我国自行研究和设计大型运输型直升机有一定参考价值.

参考文献:

- [1] Amer KB. Some flying qualities studies of a tandem helicopter[R]. NASA RM L51H20a, 1951.
- [2] Amer KB, Tapscott R J. Studies of the lateral-directional flying qualities of a tandem helicopter in forward flight[R]. NACA TN 2984, 1953.
- [3] Tapscott R J, Amer KB. Studies of the speed stability of a tandem helicopter in forward flight[R]. NACA Research Memorandum L53F15a, 1953.
- [4] Chalk C R, Key D L, Kroll J Jr, et al. Background information and user guide for MIL-F-83300-military specification flying qualities of piloted V/STOL aircraft [R]. AF-FDL-TR-70-88, 1971.
- [5] Kelly J R, Winston M M. Stability characteristics of a tandem rotor transport helicopter as determined by flight test [R]. NASA TN D-2847.
- [6] United States Army Aviation and Missile Command. ADS-33E-PRE Aeronautical design standard performance specification handling qualities requirements for military rotorcraft [S]. Redstone Arsenal Alabama: Aviation Engineering Directorate, 2000.
- [7] Davis J M. Stability and control analysis[R]. No. 114-AD-603, 1966.
- [8] Ostroff A J, Downing D R, Rood W J. A technique using a nonlinear helicopter model for determining trims and derivatives[R]. NASA TN D 8159, 1976.
- [9] Weber J M, Liu T Y, Chung W. A mathematical simulation model of a CH-47B helicopter [R]. NASA Technical Memorandum 84351, 1984.
- [10] 童自力, 孙茂. 纵列式及横列式双旋翼流动的 N-S 方程模拟及气动特性的研究[J]. 航空学报, 1999, 20(6): 489-492.
- TONG Zili, SUN Mao. Study of the aerodynamics properties of tandem and side by side twin rotor configurations by N-S simulation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(6): 489-492. (in Chinese)
- [11] 陈国平, 仲唯贵, 王华明. 纵列式双旋翼直升机悬停气动特性分析[C]//中国航空学会直升机专业分会第十九届全国直升机年会论文集. 北京: 中国航空学会, 2003: 640-645.
- CHEN Guoping, ZHONG Weigui, WANG Huaming. Analysis of tandem rotor helicopter's hovering aerodynamic characteristics [C]// Proceedings of 19th Annual National Forum of the Chinese Helicopter Society. Beijing: China Aviation Society, 2003: 640-645. (in Chinese)
- [12] 王永震, 朱纪洪, 孙增圻. 无人纵列式直升机建模与仿真[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2003, 43(1): 83-85, 93.
- WANG Yongzhen, ZHU Jihong, SUN Zengqi. Modelling and exact linearization for an unmanned tandem helicopter [J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2003, 43(1): 83-85, 93. (in Chinese)
- [13] 胡春华, 朱纪洪, 孙增圻. 纵列式无人直升机建模及其精确线性化方法研究[J]. 控制与决策, 2004, 19(9): 1074-1077.
- HU Chunhua, ZHU Jihong, SUN Zengqi. Modeling and exact linearization for an unmanned tandem helicopter [J]. Control and Decision, 2004, 19(9): 1074-1077. (in Chinese)
- [14] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- GAO Zheng, CHEN Renliang. Helicopter flight dynamics [M]. Beijing: The Science Press, 2003. (in Chinese)