气动布局参数对直升机飞行品质的影响

吕少杰 曹义华 李国知

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 以 UH-60A 直升机为例,建立了适合于飞行品质评价的直升机非线性飞行动力学模型,对算例机模型进行配平验证,并计算了稳定性、操纵性导数. 计算结果与参考数据吻合较好,证明模型可用. 根据军用直升机飞行品质规范(GJB902—90),选取的典型气动布局参数,计算了不同参数下的直升机的动态响应特性和操纵特性,分析了飞行品质对设计参数的敏感性. 结果表明,旋翼高度对各项飞行品质指标都有明显的影响,降低尾桨高度能显著提升滚转操纵功效的品质等级,尾桨纵向位置是影响偏航操纵功效和偏航操纵灵敏度的主要因素.

关 键 词: 飞行品质; 直升机; 敏感性; 气动布局

中图分类号: V 212 4

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2014)01-0054-05

Influences of aerodynamic configuration parameters on helicopter flying qualities

Lü Shaojie Cao Yihua Li Guozhi

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The UH-60A helicopter nonlinear flight dynamic model suited to evaluate the flying qualities was built. Trim calculation of the model was conducted, stability and controllability derivatives were calculated, and the agreement between the computational results and the referenced data indicated that the model is feasible and effective. The open-loop flying qualities of the UH-60A helicopter were studied by using flying qualities specification of military helicopter (GJB902—90). According to the requirements, the change of the UH-60A dynamic response characteristics and the control characteristics were computed and compared when the selected aerodynamic configuration parameters were adjusted, the flying qualities sensitivities with respect to the parameters were analyzed. The results show that, changing the rotor height has a significant impact on each quality, the decrement of tail rotor height can improve roll attitude change level, and the tail rotor longitudinal position is a major factor affecting yaw attitude change and yaw attitude response.

Key words: flying qualities; helicopter; sensitivity; aerodynamic configuration

直升机飞行品质,是直升机在执行任务中对驾驶员的适应性,或者说是直升机按照驾驶员的需要而完成任务的适宜程度. 美国在直升机飞行品质研究与发展方面一直处于世界领先地位,由美国出台的一系列飞行品质规范,一直以来都是世界各国进行直升机飞行品质研究的主要依据.

国内外已经对直升机飞行品质的研究做了很多深入系统的工作,主要包括飞行控制系统的设计研究和设计参数的设计研究. 文献[1-2]根据军用旋翼飞行器驾驶品质要求(ADS-33E-PRF),选择部分直升机设计参数,分析参数对飞行品质的影响规律,提出了一种直升机飞行品质对设计参数敏感性的分析方法. 文献[3]分析了与飞行品质有关的飞控增稳系统设计,文献[4]分别运用有人驾驶垂直/短距起落飞机军用品质规范(MIL-F-83300)与 ADS-33E-PRF 对纵列式直升机

收稿日期: 2013-02-28; **网络出版时间**:2013-06-24 14:34

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20130624.1434.003.html

作者简介: 吕少杰(1983-),男,山西朔州人,博士生,aili-008@163.com.

飞行品质进行了研究.

我国的军用直升机的飞行品质规范尚未引入 ADS-33E-PRF,鉴于此,本文在前人研究成果的基础上,以 UH-60A 直升机为算例,建立了适合于飞行品质评价的直升机飞行动力学模型[5-6],将模型配平计算结果与国外飞行试验数据[5]以及国外模型配平计算数据[7]进行对比,将稳定性导数与国外模型结果[5]进行对比,验证了模型的精确度.根据军用直升机的飞行品质规范(GJB902—90)对直升机开环状态下的飞行品质进行计算分析.通过选择直升机几个典型的气动布局参数,分析了其对直升机的动态响应特性、操纵功效与操纵灵敏度的影响,并研究了飞行品质对所选气动布局参数的敏感性.其中飞行力学模型计算程序由 Fortran 语言编制,飞行品质的计算以 Matlab 为平台,由飞行力学计算程序调用,方便考察气动布局参数变化对飞行品质的影响和敏感性导数计算.

1　适合品质评价的飞行力学模型

1.1　直升机飞行动力学模型

本文建立的直升机飞行动力学模型,主要由旋翼、尾桨、平尾、垂尾气动载荷模型以及机身六自由度运动模型等部分组成的飞行动力学模型.根据涡流理论计算旋翼诱导速度,其诱导速度可写成如下傅里叶级数形式:

$$v = v_0 + v_{1c}\cos\psi + v_{1s}\sin\psi \tag{1}$$

式中,v_0 为零阶环量激起的诱导速度;v_{1c},v_{1s} 分别为一阶环量在 0°和 90°桨叶方位角处激起的诱导速度;ψ 为旋翼桨叶方位角.

根据动量理论建立尾桨气动载荷模型.机身对平尾、垂尾气动载荷由机身风洞实验的测量数据得到[8].为方便考察气动布局变化对飞行品质的影响,旋翼对机身的下洗系数按下式计算[9]:

$$k_{z,F} = 1.299 + 0.671\chi - 1.772\chi^2 + 0.351\chi^3 \tag{2}$$

式中 χ 为旋翼尾迹倾斜角.旋翼对平尾、垂尾的下洗系数取 1.0,对尾桨取 1.8.

1.2　配平计算与验证

图 1 ~ 图 6 为算例机 UH-60A 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图.图中,X 为直升机惯性坐标系下的前飞速度.可见,本模型的配平计算结果与参考数据相比吻合程度较好,趋势相同,模型配平计算精度较高.

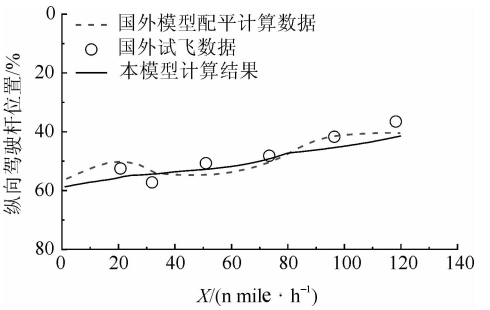


图 1　定直平飞纵向驾驶杆位置配平曲线

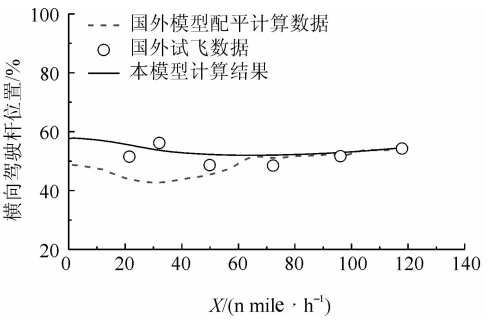


图 2　定直平飞横向驾驶杆位置配平曲线

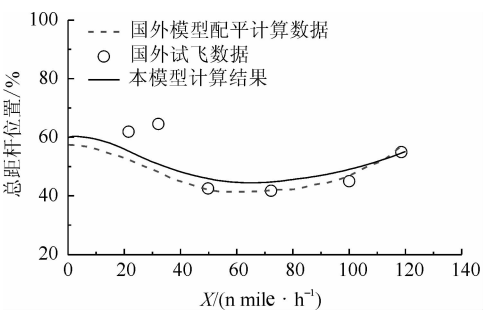


图 3　定直平飞总距杆位置配平曲线

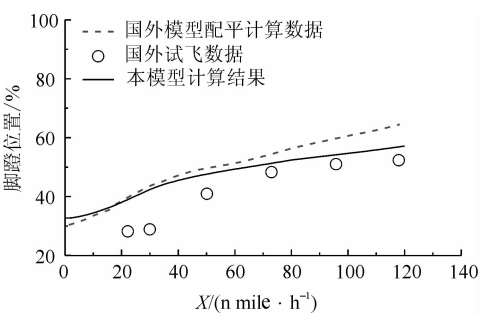


图 4　定直平飞脚蹬位置配平曲线

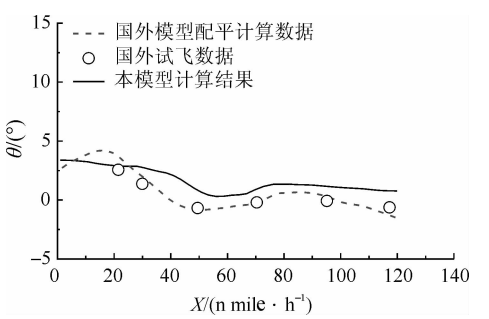


图 5　定直平飞俯仰角 θ 配平曲线

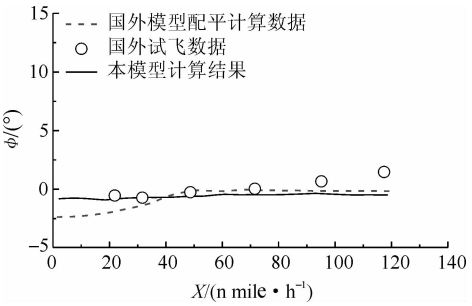


图 6 定直平飞滚转角 ϕ 配平曲线

1.3 稳定性、操纵性导数计算

稳定性、操纵性导数 $\boldsymbol{S}$ 矩阵可定义为

$$\boldsymbol{S} = \frac{\partial \boldsymbol{Y}(\xi)}{\partial \xi} \tag{3}$$

在文献[9]基础上发展了七点中心差分算法，$\boldsymbol{S}$ 可写为

$$\boldsymbol{S} = \frac{32\boldsymbol{Y}_1 - 5\boldsymbol{Y}_2 - \boldsymbol{Y}_3/8}{45} \tag{4}$$

其中 $$\boldsymbol{Y}_1 = \frac{\boldsymbol{Y}(\xi + \Delta\xi) - \boldsymbol{Y}(\xi - \Delta\xi)}{\Delta\xi}$$

$$\boldsymbol{Y}_2 = \frac{\boldsymbol{Y}(\xi + 2\Delta\xi) - \boldsymbol{Y}(\xi - 2\Delta\xi)}{\Delta\xi}$$

$$\boldsymbol{Y}_3 = \frac{\boldsymbol{Y}(\xi + 4\Delta\xi) - \boldsymbol{Y}(\xi - 4\Delta\xi)}{\Delta\xi}$$

式中，$\boldsymbol{Y} = [X, Y, Z, L, M, N]^{\mathrm{T}}$ 为机体合力与合力矩；$\boldsymbol{\xi} = [u, v, w, p, q, r, \delta_{\mathrm{B}}, \delta_{\mathrm{C}}, \delta_{\mathrm{S}}, \delta_{\mathrm{R}}]^{\mathrm{T}}$ 为机体速度、角速度和操纵量；$\Delta\xi$ 为平衡位置处的小扰动化向量.

采用上述方法，计算得到 UH-60A 的稳定性导数，并与参考数据[5]进行对比，见表 1.

表 1 UH-60A 稳定性导数

操纵性导数	空速/(n mile·h⁻¹)			
	40		100	
	计算	参考	计算	参考
X_u	−0.018	−0.027	−0.029	−0.042
X_{δ_B}	−1.437	−1.304	−1.258	−0.725 6
Y_v	−0.029	−0.069	−0.094	−0.095
Y_{δ_S}	0.865	0.942	0.862	0.915
Z_w	−0.512	−0.540	−0.722	−0.766
Z_{δ_R}	1.616	1.723	3.915	4.394
M_p	0.266	0.257	0.270	0.180
L_q	−2.179	−1.549	−2.042	−1.399
N_r	−0.335	−0.514	−0.552	−0.838

由配平结果和操纵性、稳定性导数计算结果可见，模型精度较高，能够以此为基础进行样例直升机飞行品质的初步研究.

2 气动布局参数对飞行品质的影响

按照 GJB902—90 的要求，选取旋翼高度（H_{R}）、平尾纵向位置（L_{HT}）、尾桨纵向位置（L_{TR}）、垂尾纵向位置（L_{VT}）和尾桨高度（H_{TR}）5 个气动布局参数，变化范围从 $0.8P_0 \sim 1.2P_0$（P_0 为原始设计参数），在前飞速度为 20 n mile/h 的情况下，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

算例机在初始设计参数下的前飞纵、横向非耦合运动状态下的稳定根，计算结果见表 2.

表 2 前飞非耦合状态下的稳定根

参数	纵向稳定根	横向稳定根
非周期模态	−0.815 3	−3.613 1
	−0.267 6	−0.115 1
周期模态	0.121 4 ± 0.396 8i	−0.077 6 ± 0.995 8i

可见，初始参数下纵、横向非周期模态收敛，纵向周期模态发散. 按照品质规范，俯仰动态响应品质为等级 3 的水平，滚转动态响应品质为等级 1 水平.

选取的气动布局参数在范围内对纵向稳定根影响很小，俯仰动态响应品质等级未有变化. 参数变化时横向非周期模态稳定，可将周期模态特征根绘制成目视飞行等级评价图，见图 7. 可明显看出参数变化对动态响应特性评价等级的影响.

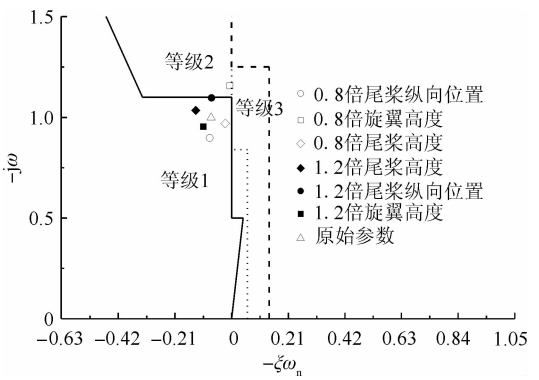


图 7 参数变化对滚转动态响应等级的影响

可见，降低旋翼高度会降低滚转响应等级，由等级 1 向等级 3 方向发展；增大尾桨高度和尾桨纵向距离虽然不会降低品质等级，但由等级 1 向等级 2 方向发展，裕度变差. 剩余两参数的影响很小，可忽略.

2.2 操纵特性

2.2.1 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. 算例机（UH-60A）最小机动操纵功效，俯仰、偏航通道可达到等级 1 水平，滚转通道达到等级 3 水平（接近等级 2 水平）. 表 3 为前飞状态极限操纵输入 1 s 内姿态角变化.

表 3　前飞状态极限操纵输入 1 s 内姿态角变化　(°)

参数	俯仰	滚转	偏航
数值	3.01	2.419	6.134

操纵功效随气动布局参数变化的情况如图 8 ~ 图 10所示.

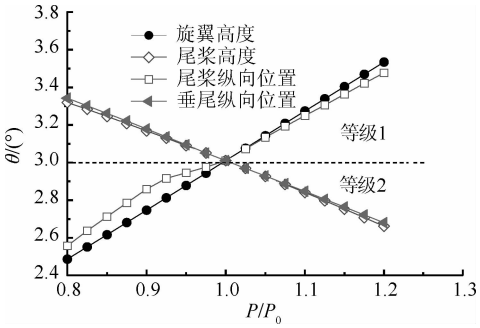


图 8　气动布局参数变化对俯仰姿态角的影响

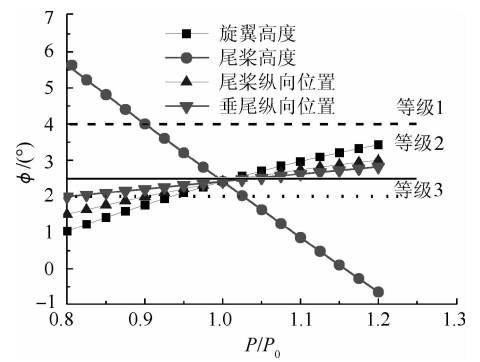


图 9　气动布局参数变化对滚转姿态角的影响

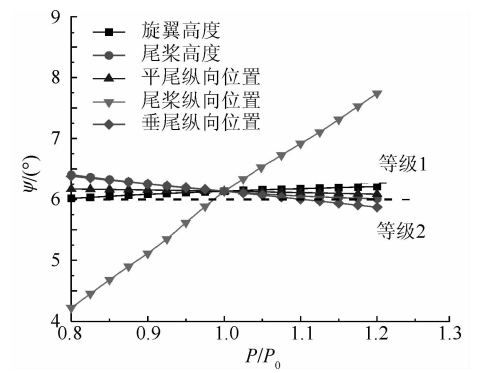


图 10　气动布局参数变化对偏航姿态角的影响

减小旋翼高度和尾桨纵向距离或增大垂尾纵向距离和尾桨高度都降低俯仰通道操纵功效等级,且 4 个气动布局参数的影响程度大致相当;减小尾桨高度能显著提高滚转操纵功效等级,增大其余参数也能增大滚转姿态角,但程度较小;增大尾桨纵向距离能显著增大偏航姿态角和偏航通道品质等级,其余参数影响程度较低.

2.2.2　操纵灵敏度

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. 依据品质规范,算例机俯仰、滚转与偏航操纵灵敏度在等级 1 范围. 表 4 为前飞状态单位操纵输入 1 s 内姿态响应.

表 4　前飞状态单位操纵输入 1 s 内姿态响应　(°)/cm

参数	俯仰	滚转	偏航
数值	3.33	7.215	5.827

增大旋翼高度会使俯仰姿态响应增大,但幅度未使品质等级发生变化. 其余参数影响很小,几乎可忽略不计;对于滚转姿态响应,如图 11 所示,旋翼高度是影响滚转姿态响应的主要参数,增大旋翼高度会显著增大俯仰姿态响应并降低品质等级,与旋翼高度相比,其余参数的影响小到可忽略.

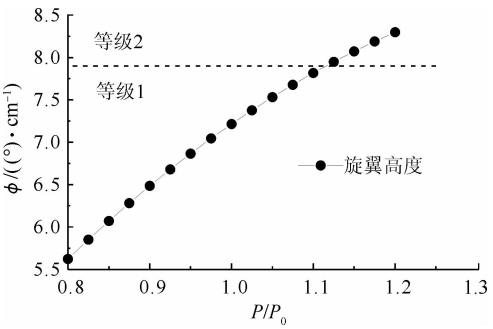


图 11　气动布局参数变化对滚转姿态响应的影响

气动布局参数对偏航滚转响应的影响如图 12 所示,主要是尾桨和垂尾的纵向位置,但在范围未对飞行品质等级产生影响,其余参数的影响非常小.

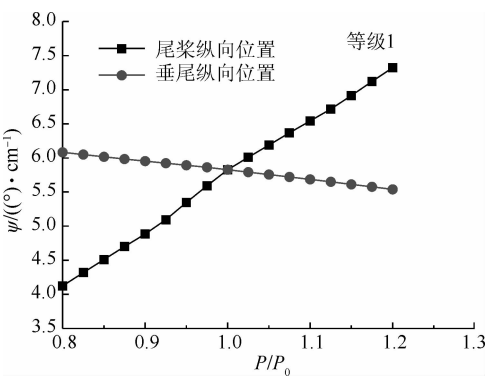


图 12　气动布局参数变化对偏航姿态响应的影响

2.3　飞行品质对气动布局参数的敏感性分析

文献[1]针对两种不同布局的直升机:BO-105 和 UH-60A,选取直升机气动、结构、控制等主要设计参数,分别采用半解析法和有限差分法计算了设计参数对飞行品质指标的敏感性导数.

有限差分法又分为两种:一种在配平的基础上直接施加扰动、进行差分,即直接差分法;另一种在每次施加扰动后都要进行配平,这意味着进行敏感性分析时,在每次输入设计参数的扰动量后,都要对直升机模型进行重新配平,最后

将初始结果和扰动后的结果进行差分,求得敏感性导数.

计算结果显示[2],半解析法和直接差分法结果吻合较好,且直接差分法对所取扰动量大小并不敏感,多次配平的有限差分结果则随扰动量不同变化很大.显然,使用半解析法或直接差分计算敏感性导数更为精确,直接差分法计算敏感性导数流程如图 13 所示.文献[1]的计算结果表明,飞行品质指标和设计参数之间的非线性关系并不强.

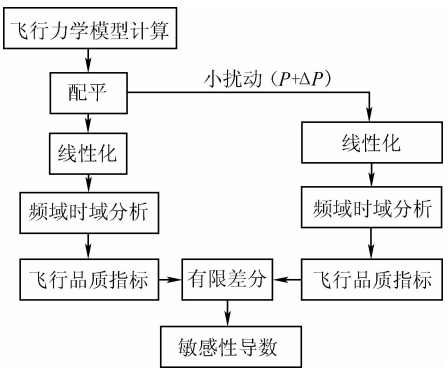


图 13 飞行品质对设计参数的敏感性导数计算流程图

设 $\boldsymbol{C}=[\theta_{\mathrm{T}},\phi_{\mathrm{T}},\psi_{\mathrm{T}},\theta,\phi,\psi]^{\mathrm{T}}$ 为操纵特性指标向量,依次为俯仰、滚转、操纵功效和俯仰、滚转、偏航操纵灵敏度.在配平基础上,按照直接有限差分方法,计算得到操纵特性对典型气动布局参数的敏感性导数如表 5 所示.

表 5 操纵特性对气动布局参数的敏感性导数

指标	$\frac{\partial \boldsymbol{C}}{\partial H_{\mathrm{R}}}$	$\frac{\partial \boldsymbol{C}}{\partial L_{\mathrm{HT}}}$	$\frac{\partial \boldsymbol{C}}{\partial L_{\mathrm{VT}}}$	$\frac{\partial \boldsymbol{C}}{\partial H_{\mathrm{TR}}}$	$\frac{\partial \boldsymbol{C}}{\partial L_{\mathrm{TR}}}$
θ_{T}	0.128	−0.002	−0.031	−0.057	0.056
ϕ_{T}	0.502	0	0.036	−1.052	0.090
ψ_{T}	0.027	−0.003	−0.020	−0.055	0.187
θ	0.216	−0.001	0	−0.001	0.001
ϕ	0.500	−0.003	−0.002	−0.023	0.006
ψ	0.010	−0.002	−0.021	−0.002	0.177

综合比较,可见旋翼高度对操纵特性指标的影响最大,且敏感性导数均为正值;平尾纵向位置对操纵特性指标的影响均很小;垂尾纵向位置和尾桨纵向位置对滚转姿态响应的影响较大;尾桨高度和尾桨纵向位置分别对滚转姿态角和偏航姿态角的影响占主导地位.

3 结 论

本文在所建立的直升机飞行动力学模型基础上,以 UH-60A 为算例机,运用 GJB902—90,对样例直升机的飞行品质进行了研究,给出了相应的飞行品质等级.而后针对选取的气动布局参数,研究了所选气动布局参数对直升机动态响应特性和操纵特性的影响趋势与程度,找出了影响各品质指标的主要影响参数,分析了操纵特性对所选参数的敏感性.结论如下:①旋翼高度是影响动态响应和操纵特性的主要因素,各项操纵特性指标对其敏感度均较高;②尾桨布局参数对动态响应有明显影响,对操纵特性的某些指标占主导地位;③平尾纵向位置对飞行品质指标影响很小.

所述方法和结论可作为直升机飞行品质设计的可选方法和参考依据.

参考文献(References)

[1] Celi R. Design sensitivity analysis and optimization for helicopter handling qualities improvement[D]. Maryland: Univ of Maryland, 2002

[2] Fusato D, Celi R. Design sensitivity analysis for helicopter flight dynamic and aeromechanic stability [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(6): 918 – 923

[3] Kumar M V, Sampath P, Suresh S, et al. Design of a stability augmentation system for a helicopter using LQR control and ADS-33 handling qualities specifications[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2008, 80(2): 111 – 123

[4] Cao Yihua, Li Guozhi, Yang Qian. Studies of trims, stability, controllability, and some flying qualities of a tandem rotor helicopter [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2009, 223 (G2): 171 – 177

[5] Hilbert K B. A mathematical model of UH-60 helicopter[R]. NASATM85890, 1984

[6] Padfield G D. Helicopter flight dynamics [M]. New York: Wiley-Blackwell, 2007

[7] BallinM G. Validation of a real-time engineering simulation of the UH-60A helicopter [R]. NASA TM88359, 1987

[8] Howlett J J. UH-60A black hawk engineering simulation program: volume I-mathematical model [R]. NASA CR166309, 1981

[9] Cao Yihua. Principles of helicopter flight dynamics [M]. Oxford shire: Coxmoor Publishing Company, 2009

[10] 李国知,曹义华,杨倩. 纵列式直升机配平计算及稳定性、操纵性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(1): 74 – 77
Li Guozhi, Cao Yihua, Yang Qian. Analysis for determiningtrim, stabilityand controllability of tandem helicopter [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(1): 74 – 77(in Chinese)