

直升机抛射物体平衡及稳定性分析

汪焕悦¹, 彭 飞², 曹义华¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;
2. 中国人民解放军 63983 部队, 江苏 无锡 214035)

摘 要: 基于部件级建模理论建立了建立直升机-外挂装置系统六自由度飞行动力学模型。对所建模型进行了配平计算,与参考数据进行了对比。计算分析了不同速度下采用不同方式抛射物体时直升机的稳定性。结果表明,单侧抛射由于反冲力不对称,抛射物体对于直升机的滚转角和横向周期变距有显著的影响;随飞行速度增大,抛射物体对于直升机横向荷兰滚模态稳定性影响增大,当前飞速度达到 50 m/s 以上时,荷兰滚模态演变为两个发散的非周期模态,稳定性明显变差,直升机应在较低速度下抛射物体。

关 键 词: 直升机; 抛射; 抛射方式; 抛射反冲力; 飞行稳定性

中图分类号: V212.4 **文献标志码:** A

Analysis on trim and stability of helicopter casting objects

WANG Huanyue¹, PENG Fei², CAO Yihua¹

(1. School of Aeronautic Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Unit 63983, the Chinese People's Liberation Army, Wuxi Jiangsu 214035, China)

Abstract: A six freedoms flight dynamics model for a helicopter with pylons was built based on the theory of component-level. Trim calculation was conducted, and the result compared with the existing conclusion. Stability was analyzed for the helicopter casting objects with different patterns at different flight velocities. The result indicated that there was great effect on rolling angle and lateral control-stick when the helicopter cast objects by one-side due to the asymmetry of the recoil force. With the increase of the forward-flight velocity, casting objects had a greater effect on Dutch mode. Dutch mode evolved into two divergent a-periodic modes as the helicopter cast objects at a velocity higher than 50m/s, flight stability became worse obviously. The helicopter should cast objects at a lower velocity.

Key words: helicopter; cast; casting pattern; recoil force of casting objects; flight stability

在现代战争中,地雷这种简单的装置依然发挥中重要的作用。在布设地雷的多种方式中,直升机布雷相对于地面布雷具有其独特的优势。直升机利用其飞行特点,增大了布雷范围,提高了布雷效率和安全系数,使布雷更加灵活机动,可实现

纵深布雷。

近几十年来为了满足高性能武装直升机的发展,国外相关研究机构对直升机飞行动力学建模做了较为系统的研究,发展了多种直升机飞行动力学模型,其中最具代表性的就是由美国

NASA/Ames 研究中心开发的 ARMCOP 模型^[1-3]和由美国西斯科斯基公司开发的 GENHEL 模型^[4-7]。国内学者在相关领域也进行了许多研究,曹义华、李国知和苏媛等^[8-13],以涡流理论和动量理论为基础,建立直升机六自由度、非线性耦合全量动力学模型;孙传伟^[14]建立了用于飞行品质评估的飞行动力学模型;李攀^[15]基于旋翼自由尾迹模型研究建立了飞行动力学模型。

本文基于动量理论和叶素理论计算旋翼气动力,根据动量理论确定尾桨气动载荷,结合 CFD 计算,建立了直升机-布雷装置系统动力学模型,对直升机布雷过程中的平衡和稳定性进行了计算分析。

1 直升机-布雷装置系统飞行动力学模型

在直升机进行布雷时,机身两侧的布雷箱内的布雷筒在弹射装置的作用下以一定的初速度相对于直升机机身向下抛出。在抛出的过程中,布雷筒会给机身一个垂直方向的反作用力,同时直升机-布雷装置系统的总质量也会减小,直升机布雷飞行状态如图 1 所示。在直升机加上布雷装置之后直升机的重力会有增加,因为布雷装置在满载时重心跟直升机的重心重合,所以不会改变系统的重心位置。另外,增加布雷装置后会对直升机系统的气动力和气动力矩有所改变。所以在布雷装置建模过程中主要考虑布雷装置的气动力以及抛雷反冲力的影响。将布雷装置加入后,将构成直升机-布雷装置系统。



图 1 直升机布雷飞行

Fig. 1 Flight with mine-casting of helicopter

1.1 布雷装置建模

直升机在抛撒布雷的过程中,布雷筒对机身产生一个垂直向上的反作用力,将此反作用力以及力矩转换至全机体轴系内(x 轴为前飞速度方向, y 轴在水平面内指向机身右侧, z 轴方向由右

手定则确定),利用式(1)和式(2)对抛射单个布雷筒时所产生的反冲力和力矩进行计算。式中 X_{c_x} 、 Y_{c_x} 、 Z_{c_x} 为单个布雷筒反冲力在体轴系内分量, F 为反冲力, d_{c_x} 、 l_{c_x} 为布雷箱在机身纵向和横向的位置, L_{c_x} 、 M_{c_x} 、 N_{c_x} 为单个布雷筒反冲力所引起的力矩在体轴系内的分量。

$$\begin{pmatrix} X_{c_x} \\ Y_{c_x} \\ Z_{c_x} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -F \end{pmatrix} \tag{1}$$

$$\begin{pmatrix} L_{c_x} \\ M_{c_x} \\ N_{c_x} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -Fd_{c_x} \\ Fl_{c_x} \\ 0 \end{pmatrix} \tag{2}$$

根据抛撒布雷筒的数量,抛撒多个布雷筒产生的反作用力以及力矩根据式(3)和式(4)确定。式中 X_c 、 Y_c 、 Z_c 为多个布雷筒反冲力在体轴系内合力分量, L_c 、 M_c 、 N_c 为多个布雷筒反冲力所引起的力矩在体轴系内合力矩的分量。

$$\begin{pmatrix} X_c \\ Y_c \\ Z_c \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum X_{c_x} \\ \sum Y_{c_x} \\ \sum Z_{c_x} \end{pmatrix} \tag{3}$$

$$\begin{pmatrix} L_c \\ M_c \\ N_c \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum L_{c_x} \\ \sum M_{c_x} \\ 0 \end{pmatrix} \tag{4}$$

在直升机进行布雷过程中,当单侧布雷箱内的布雷筒抛出,而另一侧的布雷筒还没有开始投掷时,单侧布雷箱的重力变化以及反作用力会增加直升机系统的不平衡性,对直升机的配平和稳定性都会带来很大的影响。当两侧的布雷筒同时抛撒,此时布雷筒给直升机的垂直方向反作用力最大。

在直升机机身两侧各加上 3 个布雷箱,布雷箱的质心在其几何中心位置,单个布雷箱满载箱质量为 270 kg,内有地雷 24 枚,两侧总共 6 个布雷箱。单管布雷弹抛出物总质量为 7.2 kg,抛射反冲力为 5 000 N。

1.2 飞行动力学模型

本文采用部件级建模思想,同时不考虑非气动部件的影响,将单旋翼带尾桨直升机的主要气动部件分为旋翼部件、尾桨部件、机身部件,以 CFD 数值模拟计算数据为基础来考虑建模过程中各部件间的气动干扰问题。在此基础上建立直升机-布雷装置系统六自由度飞行动力学模型。

基于文献[16-17]中的相关理论,使用动量理论和叶素理论结合迭代的方法确定诱导速度,计算旋翼气动力;根据动量理论确定尾桨气动载荷。在机身部件建模时,将机身、平尾、垂尾以及布雷装置视为一体,如图 2 所示,采用 CFD 数值模拟计算方法求解机身部件气动载荷。

综上,旋翼、尾桨和机身部件气动载荷、抛撒布雷所产生的反作用力和力矩构成了本文直升机-布雷装置飞行动力学模型。



图 2 直升机机身部件

Fig. 2 Fuselage parts of helicopter

2 直升机布雷平衡和稳定性计算分析

2.1 直升机布雷平衡计算分析

利用上文所建立的直升机-布雷装置系统飞行动力学模型,进行配平计算。计算中使用梯度法迭代求解计算初值,在此基础上使用牛顿迭代法求解配平结果。本文选用算例直升机为某典型单主旋翼带尾桨直升机,飞行速度为 0~80 m/s,直升机部分参数为,机身长度为 18.424 m,高度为 4.756 m,主旋翼直径为 21.3 m,5 片桨叶,桨叶弦长为 0.52 m,旋翼轴前倾角为 4.5°,尾桨直径为 3.908 m,3 片桨叶,弦长为 0.27 m。直升机左右两侧各 3 个布雷箱,布雷时采用两侧对称布雷,即同时使用最外侧布雷箱布雷、同时使用中间 2 个布雷箱布雷以及最内侧布雷箱布雷,在布雷过程中可能会发生故障导致某一侧布雷箱无法工作只能使用单侧布雷箱布雷。在布雷过程中,使用最外侧布雷箱布雷时反冲力所引起的力矩最大,也就是对于飞行安全的影响最大,因此本文对于布雷计算所采用的布雷箱为最外侧布雷箱。对以下 4 种工况进行配平计算:①直升机带布雷箱飞行但不行布雷;②直升机使用最外侧布雷箱进行双侧同时抛撒布雷;③直升机使用最外侧布雷箱进行左侧抛撒布雷;④直升机使用最外侧布雷箱

进行右侧抛撒布雷。将以上 4 种工况的配平结果与直升机不带布雷装置飞行配平结果进行对比分析,如图 3~图 8 所示。

由图 3~图 8 可以发现,直升机本体配平结果变化趋势与文献[16]相吻合,布雷时的配平结果趋势也与此一致。从图 3~图 4 中可以发现,在低速情况下,布雷箱对直升机俯仰角影响不大。

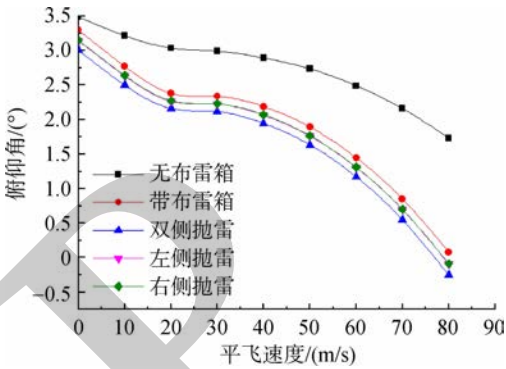


图 3 俯仰角配平结果

Fig. 3 Trim curve of pitching attitude angle

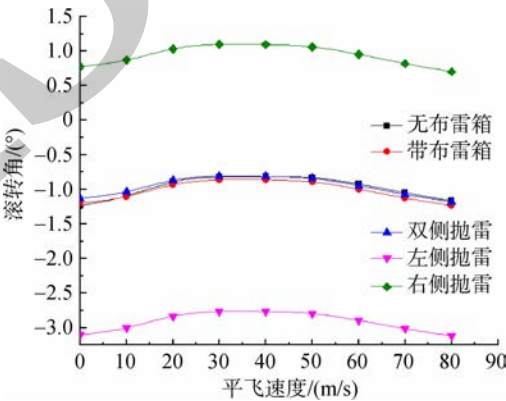


图 4 滚转角配平结果

Fig. 4 Trim curve of rolling attitude angle

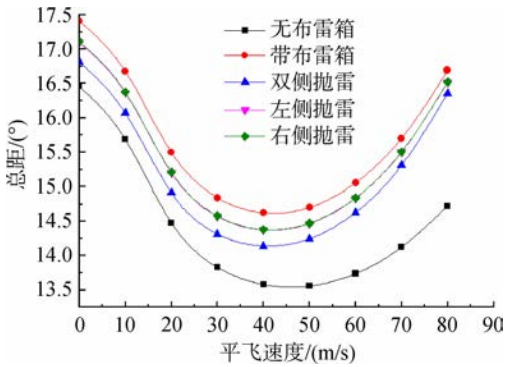


图 5 总距配平结果

Fig. 5 Trim curve of collective control-stick

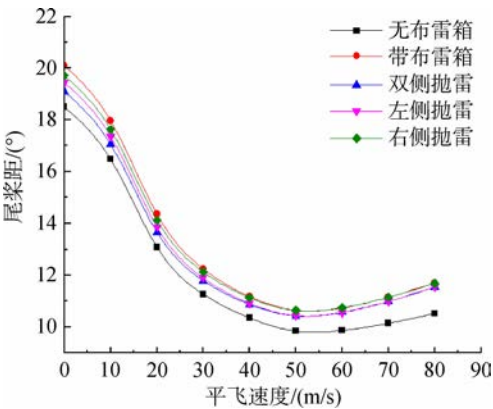


图 6 尾桨距配平结果

Fig. 6 Trim curve of directional control-stick

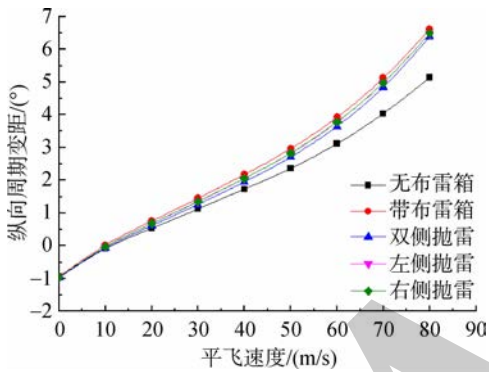


图 7 纵向周期变距配平结果

Fig. 7 Trim curve of longitudinal control-stick

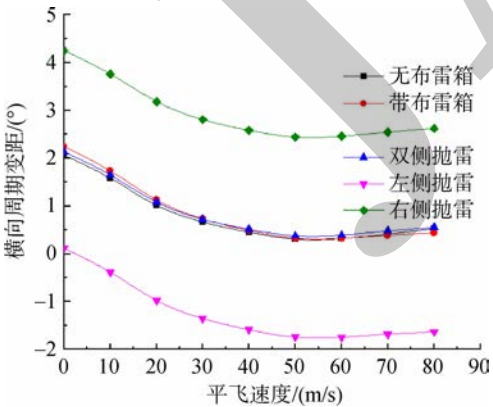


图 8 横向周期变距配平结果

Fig. 8 Trim curve of lateral control-stick

随着直升机的飞行速度的加快,由于布雷箱的存在,使得直升机的质量增加,惯性矩也相应地增大,在以较高速度平飞时直升机的滚转角和俯仰角小于无布雷箱的直升机。在抛撒布雷过程中,由于抛雷产生的反作用力对直升机产生低头力矩,导致在布雷过程中,直升机的低头趋势加大,

双侧抛雷反冲力最大,由此引起的低头趋势也最大;左右两侧布雷产生的反作用力引起的低头力矩相同,因此对俯仰角的影响趋势基本一致。由于双侧抛雷产生的反作用力引起的滚转力矩变化为零,因此在双侧抛雷的情况下滚转角的变化不明显;单侧抛雷引起较大的滚转力矩,因此可以看出滚转角的明显增大,左侧和右侧抛雷引起的滚转力矩方向相反,可以发现对应的滚转角变化基本对称于双侧抛雷上下两侧。

由图 5~图 8 可以发现,由于加入布雷箱后直升机的质量增大,需要更大的旋翼拉力来平衡重力,因此带布雷箱的直升机旋翼总距明显大于无布雷箱的情况。直升机尾桨是克服主旋翼产生的反扭矩,所以带布雷箱的直升机尾桨桨距也大于无布雷箱的直升机。在抛撒布雷的过程中,由于反作用力的存在,使得布雷过程中所需总距明显减小,左侧和右侧布雷总距的变化基本一致,由于总距的变化,在布雷过程中所需尾桨距变化与总距变化一致。由于布雷对俯仰角产生了一定影响,可以看到在平飞速度较大的情况下,布雷过程中的纵向周期变距明显增大。由于双侧布雷反作用力对称,因此其横向周期变距变化与不布雷的情况基本一致;左侧和右侧布雷滚转角变化很大,可以看出对应的横向周期变距变化较大,基本对称于双侧布雷横向周期变距变化趋势上下两侧。

2.2 直升机布雷稳定性计算分析

基于线性小扰动理论建立直升机-布雷装置系统状态方程,由状态矩阵求解直升机布雷时的复数形式稳定根,与直升机本体稳定根进行对比分析,如表 1 和表 2 所示,直升机布雷稳定根轨迹如图 9 和图 10 所示。表 1 中复根为纵向短周期模态稳定根,两个实根为纵向长周期模态稳定根;表 2 中复根为横向荷兰滚模态稳定根,大实根为横向滚转模态稳定根,小实根为横向螺旋模态稳定根,零根表示直升机在任何航向上的平飞都没有区别。

由表 1 和图 9 可以看出,由于布雷箱对称于机身两侧存在,故而对纵向稳定性的影响很小;在在飞行过程中进行抛撒布雷对于直升机的纵向稳定性有轻微影响,纵向稳定性略有下降。由表 2 和图 10 可以发现,在悬停情况下,由于布雷箱的存在,直升机横向的荷兰滚模态稳定性略有提升,横向滚转稳定性有明显降低,布雷箱对横向螺旋模态稳定性的影响可忽略不计;在进行双侧抛雷

情况下,由于抛雷产生的反作用力横向对称于机身两侧,相对于不布雷的情况横向稳定性变化不大;在左侧和右侧抛雷的情况下,由于直升机为左旋旋翼,右侧抛雷对于直升机横向稳定性的影响相对小于左侧抛雷对于横向稳定性的影响。在速度低于 50 m/s 的情况下,布雷箱对直升机横向稳定性影响主要在于荷兰滚模态和滚转模态,由于布雷箱的存在,直升机荷兰滚模态的稳定性明显下降,滚转模态稳定性有轻微下降,对于螺旋模态

的稳定性的影响轻微可以忽略不计。但当直升机速度达到 60m/s,相对不带布雷箱直升机,带布雷箱直升机的荷兰滚模态演变为迅速发散的两个非周期模态,横向稳定性明显变差;当速度超过 50 m/s,在布雷过程时,横向荷兰滚模态演变为迅速发散的两个非周期模态,稳定性明显变差。可以发现,在抛撒布雷的过程中,右侧布雷过程中的直升机横向稳定性最佳,双侧同时布雷次之,左侧布雷最差。

表 1 直升机纵向稳定根计算结果
Table 1 Longitudinal stability roots of helicopter

工况	平飞速度/(m/s)			
	0	40	50	60
无布雷箱	0.19855±0.44031i	0.10582±0.26758i	0.11371±0.26072i	0.12775±0.27311i
	−0.59430,−0.29386	−0.76760,−0.36793	−0.85838,−0.33184	−0.91421,−0.33664
有布雷箱	0.19802±0.44770i	0.11963±0.28989i	0.12948±0.28360i	0.14136±0.29362i
	−0.61259,−0.26276	−0.73061,−0.36756	−0.81322,−0.33976	−0.85158,−0.35352
双侧布雷	0.20005±0.44636i	0.11381±0.27845i	0.12103±0.27311i	0.12930±0.28578i
	−0.60466,−0.26007	−0.69992,−0.36867	−0.77066,−0.34616	−0.78449,−0.37620
左侧布雷	0.19911±0.44756i	0.11658±0.28405i	0.12508±0.27822i	0.13511±0.28955i
	−0.60965,−0.26133	−0.71482,−0.36839	−0.79153,−0.34301	−0.81819,−0.36414
右侧布雷	0.19883±0.44611i	0.11687±0.28431i	0.12540±0.27845i	0.13548±0.28976i
	−0.60696,−0.26136	−0.71512,−0.36814	−0.79213,−0.34270	−0.81933,−0.36362

表 2 直升机横向稳定根计算结果
Table 2 Lateral stability roots of helicopter

工况	平飞速度/(m/s)			
	0	40	50	60
无布雷箱	0.14276±0.81624i	1.21966±0.28803i	1.30713±0.30338i	1.37664±0.31465i
	−2.24277,−0.07212	−1.40354,0.01592	−1.57957,0.011802	−1.74389,0.01907
有布雷箱	0	0	0	0
	0.17772±0.71407i	0.82785±0.24051i	0.90451±0.16418i	1.08326,0.85002
	−1.47486,−0.07102	−1.30136,0.02600	−1.47277,0.02746	−1.63062,0.02862
双侧布雷	0	0	0	0
	0.18245±0.71764i	0.81414±0.26214i	0.88741±0.18064i	1.06195,0.83097
	−1.44693,−0.06639	−1.30949,0.01880	−1.48134,0.02189	−1.64030,0.02428
左侧布雷	0	0	0	0
	0.16089±0.72248i	0.79499±0.20357i	0.86868±0.06032i	1.13475,0.72305
	−1.44081,−0.06611	−1.27003,0.02506	−1.43966,0.02801	−1.59818,0.03001
右侧布雷	0	0	0	0
	0.19886±0.70794i	0.84338±0.26353i	0.92036±0.20332i	0.98166±0.03436i
	−1.47912,−0.07124	−1.33413,0.02669	−1.50827,0.02766	−1.66650,0.02879
	0	0	0	0

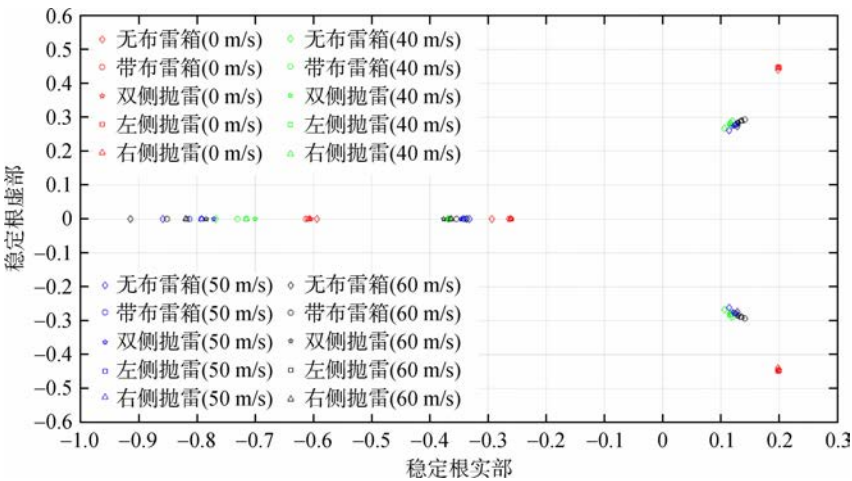


图 9 直升机纵向稳定根轨迹

Fig. 9 Longitudinal stability roots locus of helicopter

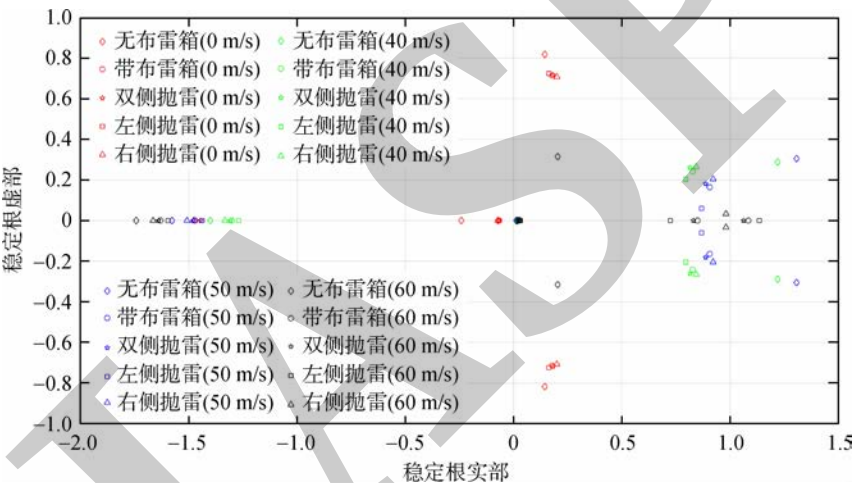


图 10 直升机横向稳定根轨迹

Fig. 10 Lateral stability roots locus of helicopter

3 结 论

本文针对直升机带布雷装置进行布雷飞行的情况,对不同速度下三种不同布雷方式对直升机飞行平衡及稳定性的影响进行了计算分析。由上述计算结果可知,布雷对于直升机纵向稳定性影响可忽略,对于横向荷兰滚模态的稳定性影响最大,当飞行速度较高时,横向荷兰滚模态明显不稳定,在布雷时,应注意采用较低飞行速度。

参考文献:

[1] TALBOT P D. A mathematical model of a single main rotor helicopter for piloted simulation[R]. NASA TM84281,1982.
[2] CHEN R T N. A simplified rotor system mathematical model for piloted flight dynamics simulation[R]. NASA TM78575,1979.

[3] CHEN R T N. Effects of primary rotor parameters on flapping dynamics[R]. NASA TP1431,1980.
[4] HOWLETT J J. UH-60A Black Hawk engineering simulation program: Volume I mathematical model[R]. NASA CR166309,1981.
[5] BALLIN M G. Validation of a real-time engineering simulation of the UH-60A helicopter[R]. NASA TM88359, 1987.
[6] HILBERT K B. A mathematical model of UH-60 helicopter[R]. NASA TM85890,1984.
[7] CALLAHAN C, BASSETT D. Application of a comprehensive analytical model of rotor aerodynamics and dynamics (CAMRAD) to the McDonnell Douglas AH-64A helicopter[R]. NASA CR177455,1988.
[8] 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.

[9] 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 determining trim,stability and control ability of tandem helicopter [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2009,35(1):74-77. (in Chinese)

[10] CAO Yihua,CAO Long,WAN Shaofeng. Trim calculation of the CH-53 helicopter using numerical continuation method[J]. Journal of Guidance,Control and Dynamics, 2014,37(4):1343-1349.

[11] SU Yuan,CAO Yihua. Studies of helicopter dynamic stability and control laws[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology,2001,73(2):132-137.

[12] 苏媛,曹义华,方振平. 直升机近地飞行时的配平和机动操纵分析[J]. 航空动力学报,2010,25(2):348-353.
SU Yuan,CAO Yihua,FANG Zhenping. Trimming and maneuvering control of a helicopter flight near the ground [J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(2):348-353. (in Chinese)

[13] 吕少杰,魏靖彪,刘宁,等. 旋翼气动特性分析及直升机配平计算[J]. 航空动力学报,2017,32(10):2484-2490.
LÜ Shaojie,WEI Jingbiao,LIU Ning,et al. Rotor aerodynamic characteristics analysis and helicopter trimming[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(10):2484-2490. (in Chinese)

[14] 孙传伟. 直升机飞行动力学模型与飞行品质评估[D]. 南京:南京航空航天大学,2001.
SUN Chuanwei. Flight dynamics modeling for rotorcraft flying quality evaluation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2001. (in Chinese)

[15] 李攀. 旋翼非定常自由尾迹及高置信度直升机飞行动力学建模研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2010.
LI Pan. Rotor unsteady free-vortex wake model and investigation on high-fidelity modeling of helicopter flight dynamic[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2010. (in Chinese)

[16] 高正,陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京:科学出版社,2003.

[17] PADFIELD G D. Helicopter flight dynamics; the theory and application of flying qualities and modelling[M]. 2nd ed. Oxford:Blackwell Publishing,2007.

(编辑:李岩梅)