

直升机重装空投状态下的动态特性

崔振新, 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: 为了研究直升机在重装空投过程中货物的运动对直升机姿态角的影响,首先建立了直升机CH-53D的动力学模型,并通过模型仿真结果和直升机飞行实验数据的对比验证了直升机的动力学模型的合理性。然后在直升机动力学模型的基础上,采用分离法建立了直升机重装空投两个阶段的动力学模型,并进行了直升机在悬停和前飞两种空投状态下的配平仿真。结果表明:相较于悬停状态空投,前飞状态空投具有更好姿态保持能力,主要表现在前飞状态下空投只会对直升机的纵向姿态角产生影响,而在悬停状态下空投对直升机的纵横向姿态角都会产生较大的影响。

关 键 词: 直升机; 直升机动力学建模; 重装空投; 分离法; 配平仿真

中图分类号: V212.4

文献标志码: A

Dynamic characteristics of helicopter under heavy cargo airdrop condition

CUI Zhenxin, CAO Yihua

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

Abstract: In order to study the effect of cargo movement on the helicopter attitude angle during helicopter heavy cargo airdrop, the helicopter CH-53D dynamic model was established. And the rationality of the helicopter dynamics model was validated by comparison of the simulation results of the model with the flight experiment data of the helicopter. Then based on the helicopter dynamic model, the dynamic model of the helicopter heavy cargo airdrop process was established by the separation method, and the trim simulation of the helicopter in these two airdrop states of hovering and forward flight was carried out. The results show that compared with the hovering airdrop, the forward flight airdrop has a better attitude maintaining ability. This is mainly reflected in the fact that the airdrop only affects the helicopter's longitudinal attitude angle in the forward flight, but has a great influence on both longitudinal attitude angle and lateral attitude angles in the hovering state.

Key words: helicopter; helicopter dynamic modeling; heavy cargo airdrop; the separation method; trim and simulation

目前,国内外对于重装空投技术的研究基本都是以固定翼运输机为空投平台进行研究的^[1-9]。而对于直升机重装空投的研究基本没有。但是直

升机具有超强的起飞场地适应能力,随着其运载能力的不断提升,直升机在空投任务的执行方面将越来越具有优势。所以对直升机的重装空投过

收稿日期: 2018-05-23

作者简介: 崔振新(1992—),男,硕士生,主要从事飞行器设计和飞行力学。

引用格式: 崔振新,曹义华. 直升机重装空投状态下的动态特性[J]. 航空动力学报,2019,34(2):451-459. CUI Zhenxin, CAO Yihua. Dynamic characteristics of helicopter under heavy cargo airdrop condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2): 451-459.

程中的运动特性的研究是非常必要的。本文作为某预研项目的一部分,将以直升机为空投平台,研究直升机在空投过程中的动态特性。在文献[10]中给出了重装空投的理论研究应着重研究的内容,其中对于空投件离机前的研究内容主要包括空投件离机前与飞机的相互运动以及空投件离机前和离机瞬间对飞机姿态角的影响。本文的研究内容即为空投件离机前和离机瞬间对直升机姿态角和旋翼控制变量的影响。在可查的文献中,对于重装空投的研究,多将空投件视作质点进行研究^[2-9,11]。而文献[1,12]虽然将空投件视作刚体考虑,但是前者研究的对象是空投过程中直升机所受的空投物的作用力和力矩的变化,后者的研究对象是空投件离机后的空投件的姿态角的变化,对于运输机在空投过程中的姿态角所受到的影响并没有进行研究和分析。空投件在舱内运动过程中,由于其本身的受力特点,可以将其视作质点进行研究,但是当空投件运动到货舱舱门边缘处时,空投件将旋转着离开机舱,此时需要将其视作刚体考虑。本文对于重装空投的研究,是以直升机为空投平台的,将空投分为两个阶段:空投件从开始运动到空投件的重心处于舱门边缘正上方处为第一阶段,该阶段空投件的视作质点研究;空投件从舱门边缘处旋转着离开机舱为第二阶段,此时空投件视作刚体研究。通过两阶段的动力学建模和仿真研究直升机在重装空投过程中姿态角所受的影响。

重装空投系统是一个复杂的多体动力学过程,对于该过程的动力学建模主要采用分析力学法^[7]和矢量力学两种方法。前者是以功和能为着眼点进行研究的,思维方式较为抽象,不易理解和接受,后者则是以矢量为着眼点,比较形象直观,被许多研究者所采用。矢量力学法又由于参考点的不同分为以飞机-空投件系统的瞬时质心为参考点的整体法^[2,13]和以空机的质心为参考点的分离法^[3-6]。整体法的动力学方程较为简单,但是由于参考点的不断变化,解算较为复杂。分离法由于参考点固定,同时对空投件与机体的相互作用力的解算较为明确,便于研究在重装空投过程中的机体的动力学特性,故本文采用分离法对直升机的重装空投过程进行了动力学建模。本文将CH-53D型直升机作为研究平台,通过动力学建模和MATLAB程序仿真研究直升机重装空投过程中空投件对直升机姿态角的影响。

1 直升机动力学建模与配平仿真

参考NASS报告^[14]和文献[15]中关于CH-53型直升机的建模推导,本文首先进行了CH-53D型直升机的建模工作。由于本文研究对象是直升机在重装空投过程中受空投物运动的影响,对于直升机的具体的操纵变量的舵杆操纵行程的大小并不关注。所以在建模过程中,直升机系统的操纵变量采用直升机的旋翼机构的执行量来代替,包括主旋翼的总距 θ'_{0m} 、横向周期变距 A'_1 、纵向周期变距 B'_1 、尾桨总距 θ'_{0t} ,故在建模过程中不包含NASS报告中的控制系统模型。而用于表示直升机的当前状态的状态变量分别为直升机的机体速度 $\mathbf{V}=(u,v,w)^T$ 、姿态角 $\boldsymbol{\theta}=(\phi,\theta,\psi)^T$ 和机体角速度 $\boldsymbol{\omega}=(p,q,r)^T$ 。直升机的动力学建模采用分部建模法进行建模,主要包括主旋翼模型、尾桨模型和机身模型。其中,机身的气动模型包括平尾和垂尾,利用风洞试验数据进行建模。旋翼的气动模型采用经典的叶素理论进行建模,考虑尾桨的偏置铰。直升机动力学方程由力平衡方程(1)、力矩平衡方程(2)以及Euler运动学方程(3)组成,如下:

$$m_{\text{plane}} \cdot \mathbf{g} + \mathbf{F}_{\text{aero}} = m_{\text{plane}} \cdot \mathbf{a}_{\text{plane}} \quad (1)$$

式(1)中 m_{plane} 为直升机的质量, $\mathbf{g}$ 为重力加速度, $\mathbf{F}_{\text{aero}}$ 为机体的气动合力, $\mathbf{a}_{\text{plane}}$ 为直升机的机体加速度。

$$\mathbf{M}_{\text{aero}} = \mathbf{I} \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\omega}) \quad (2)$$

其中 $\mathbf{M}_{\text{aero}}$ 为机体的气动合力矩, $\mathbf{I}$ 为机体惯性张量。

$$\boldsymbol{\omega} = \mathbf{C}_{\text{Euler}} \cdot \dot{\boldsymbol{\theta}} \quad (3)$$

其中 $\mathbf{C}_{\text{Euler}}$ 为Euler转换矩阵。

图1~图7为该模型的MATLAB程序仿真结果同飞行试验数据的对比结果。

图1~图7中的试验数据均来自于报告NASA CR-3144^[16]中的CH-53D的飞行试验数据。对比试验数据和动力学模型的MATLAB程序仿真结果可知,除了纵向周期变距的配平结果相较试验数据存在 $2^\circ \sim 3^\circ$ 的差距外,动力学模型的其他变量(包括状态变量和操纵变量)同飞行试验结果的吻合性都较好。纵向周期变距的差距主要来源于对于在机身平尾的建模中,由风洞试验数据所得到的机体模型中并未包含主旋翼下洗的影响。但是存在的误差较小,用该模型来进行直升机重装空投的定性研究是完全可以的。所以,可以以该数学模型为基础,建立直升机重装空投

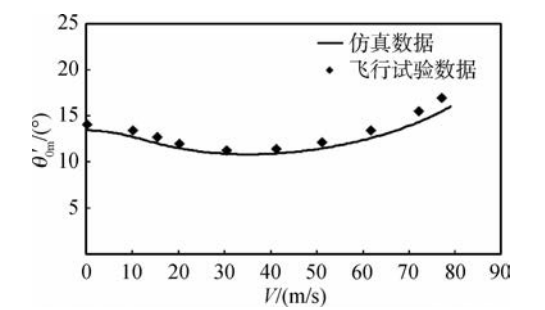


图 1 直升机前飞状态主旋翼总距配平结果
Fig. 1 Trim result of the collective pitch to the main rotor in the forward flight state of the helicopter

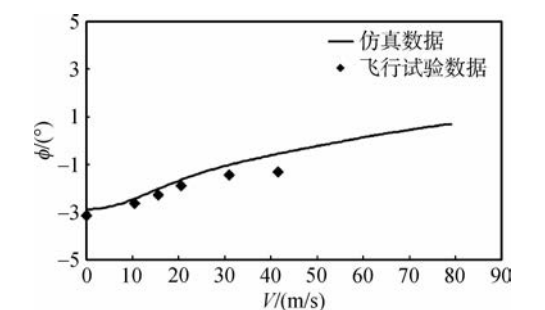


图 5 直升机前飞状态滚转角配平结果
Fig. 5 Trim result of the roll angle in the forward flight state of the helicopter

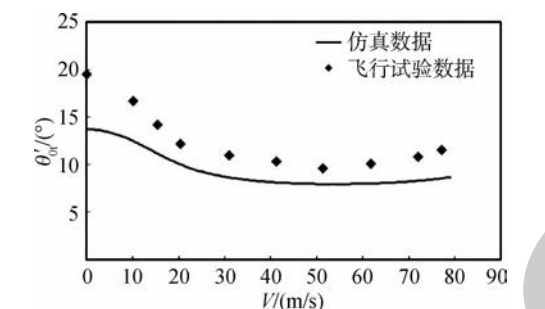


图 2 直升机前飞状态尾桨总距配平结果
Fig. 2 Trim result of the collective pitch to the tail rotor in the forward flight state of the helicopter

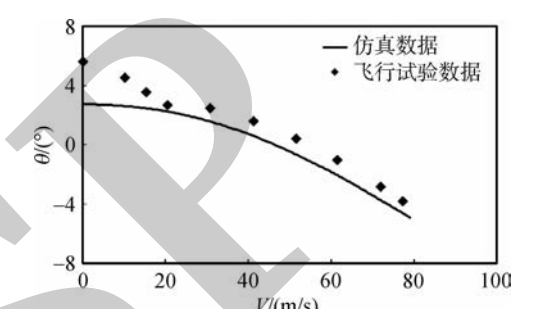


图 6 直升机前飞状态俯仰角配平结果
Fig. 6 Trim result of the pitchl angel in the forward flight state of the helicopter

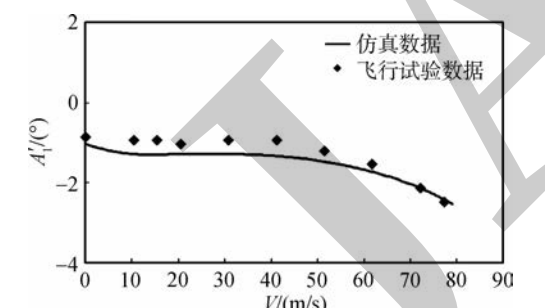


图 3 直升机前飞状态横向周期变距配平结果
Fig. 3 Trim result of lateral cyclic control in the forward flight state of the helicopter

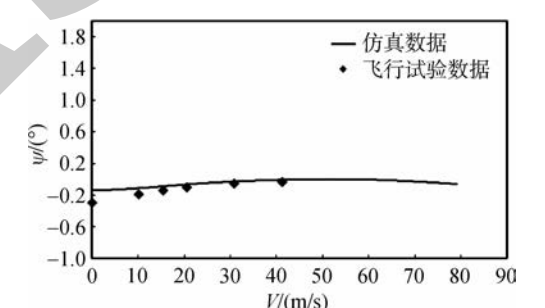


图 7 直升机前飞状态偏航角配平结果
Fig. 7 Trim result of the yaw angle in the forward flight state of the helicopter

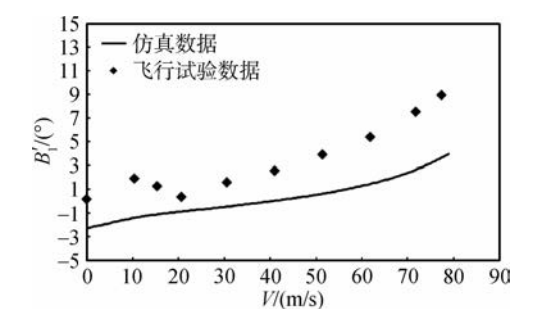


图 4 直升机前飞状态纵向周期变距配平结果
Fig. 4 Trim result of longitudinal cyclic control in the forward flight state of the helicopter

状态下的动力学模型,研究直升机在重装空投过程中机体的动态响应所受到的影响。

2 重装空投过程动力学建模

2.1 重装空投过程受力分析

一般运输机在进行重装空投时都是由牵引伞牵引拉出空投件的^[17]。但是不同于固定翼运输机,直升机机舱尾部会受到来自主旋翼的较强的下洗流的影响,同时直升机的飞行速度相对较低,在这样的条件下牵引伞难以从尾部顺利打开,故本文参考 CH-47 直升机空投时的方式,不使用牵

引伞,而是由人力或者其他传送设备将空投件运送出机舱。空投件的尺寸参考直升机 436L 型托盘的尺寸,选择 $2.6\text{ m} \times 2\text{ m} \times 1.4\text{ m}$ 的矩形集装箱作为空投件,假设空投件的质量均匀分布,质量为 $m_{\text{load}} = 3000\text{ kg}$,且假设空投件在机舱内的运动只在直升机的对称面内,无横向运动。

本文将空投件在机舱内运动的过程分为两个阶段:第一阶段为空投件从开始运动到空投件的质心运动到舱门边缘正上方处为止,由于无牵引伞牵引,所以假设空投件在该阶段以相对于机体 $V_{r_load} = 1\text{ m/s}$ 的速度匀速运动,考虑空投件对机体的作用力的特点将空投件视作质点;第二阶段为从空投件从舱门处旋转离开机舱的过程,空投件的运动为刚体变速运动,将空投件视作刚体进行受力分析。下面分别为空投运动两个阶段的受力分析。

2.1.1 空投第一阶段的受力分析

如图 8 所示,该阶段为空投件的质心从 A 点运动到 A' 点的过程。对这一阶段的动力学分析在直升机的机体坐标系下进行。该阶段假设空投件相对于机体做匀速直线运动,通过对空投件的力学分析求解空投件与直升机之间的相互作用力。考虑空投件与滑轨之间的摩擦力,摩擦因数参考文献[12],取摩擦因数 $\mu = 0.08$,机体的加速度为 a_{plane} ,空投件的加速度为 a_{load} 。直升机与空投件之间的相互作用只有弹性力、摩擦力以及由这些力引起的力矩。其中弹性力只在 z 轴方向存在分量,摩擦力只在 x 轴方向存在分量。集装箱质心在机舱底板上的投影点为 C 点。由牛顿运动定理可知

$$N_{l_z} + G_{\text{load}_z} + F_{a_z} = 0 \quad (4)$$

$$a_{\text{load}} = a_{\text{plane}} + 2\omega \times V_{r_load} \quad (5)$$

$$F_{a_z} = m_{\text{load}} \cdot a_{\text{load}_z} \quad (6)$$

$$F_{f_x} = \mu \cdot N_{l_z} \quad (7)$$

上式中带“ $_z$ ”下标的为该矢量的在机体轴 z 轴方向的分量。 N_l 、 G_{load} 、 F_a 和 F_f 依次为集装箱所受的弹性力、重力和惯性力和摩擦力。

$$F_{f_plane} = -F_f \quad (8)$$

$$N_{\text{plane}} = -N_l \quad (9)$$

$$M_{f_plane} = BC \times F_{f_plane} \quad (10)$$

$$M_{\text{plane}} = BA \times N_{\text{plane}} \quad (11)$$

式(8)~式(11)中的 F_{f_plane} 和 N_{plane} 为直升机在第一阶段所受到集装箱作用到机身上的力, M_{f_plane} 、 M_{plane} 为上述两个力对飞机质心的力矩。

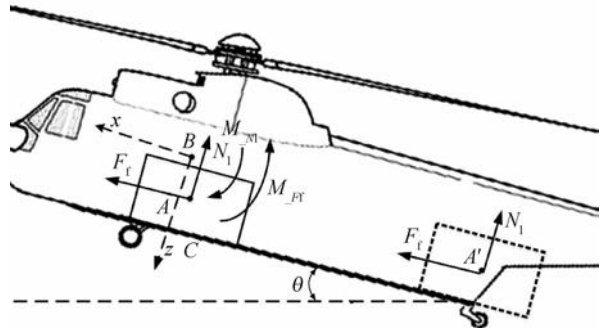


图 8 直升机空投第一阶段受力分析
Fig. 8 Force analysis on the first stage of helicopter airdrop

2.1.2 空投第二阶段的受力分析

如图 9 所示,从空投物质心位于 A' 点开始,到集装箱完全脱离机舱为第二阶段。假设该阶段直升机在每个瞬间都处于稳定状态,即不考虑在该瞬间直升机的加速度和角加速度引起的空投件的惯性力。空投件脱离机身的力学标志为机体对空投物的支撑力 $N_l = 0\text{ N}$ 。假设在某一时刻,空投件运动到其质心位于 A'' 位置时的,此时空投件的角加速度为 α_{load} ,相对于位于舱门边缘处 D 点所受的力矩为 M_l 。对其进行受力分析得

$$(-x - L) \cdot \cos \theta +$$

$$\left[\frac{l}{2 \cdot \cos \theta} + (x + L) \cdot \tan \theta_1 \right] \cdot \sin \theta = L' \quad (12)$$

$$M_l = L' \cdot G_{\text{load}} \quad (13)$$

$$\alpha_{\text{load}} = \frac{M_l}{I_{\text{load}_D}} \quad (14)$$

$$\theta_2 = \arctan \left(\frac{\frac{l}{2 \cdot \cos \theta} + (x + L) \cdot \tan \theta_1}{-x - L} \right) \quad (15)$$

其中 x 为空投件质心在体轴系中的 x 轴的坐标值, l 为空投件的体轴 z 向尺寸值。

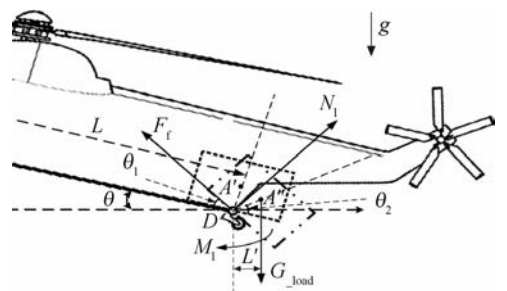


图 9 直升机空投第二阶段受力分析
Fig. 9 Force analysis on the second stage of helicopter airdrop

在该阶段空投件的质心相对于机身在 DA'' 方向的加速度恒为 0。由于假设机身处于稳定状态,故空投件质心在 DA'' 方向的绝对加速度为 0,由此可得到空投件所受的支撑力 N_1 与空投件的重力 G_{load} 之间的关系

$$N_1 = \frac{\sin(\theta_2 - \theta)}{\sin(\theta_1 + \theta_2) - \mu \cdot \cos(\theta_1 + \theta_2)} \cdot G_{load} \quad (16)$$

$$F_f = \mu \cdot N_1 \quad (17)$$

$$a_{load_x} = \frac{N_1 \cdot \sin(\theta_1) + G_{load} \cdot \sin\theta - F_f \cdot \cos\theta_1}{m_{load}} \quad (18)$$

式(18)中 a_{load_x} 表示空投物质心在体轴 x 向的加速度。由式(16)和式(17)可求得空投件与直升机在该阶段的相互作用力 N_1 和 F_f 。将其投影到体轴系下,即可得到其体轴系下的矢量表示 N_1 和 F_f ,再将其代入式(8)和式(9)即可求得机体所受的空投件的作用力 F_{f_plane} 和 N_{plane} 。它们对机体质心的力矩分别为 M_{f_plane} 和 M_{plane} 。

当 $N_1=0\text{ N}$ 时,空投件完全离开机舱,此时 $\theta_2-\theta=0^\circ$,将此作为 MATLAB 程序判别空投件完全离开机舱的标志。对于第二阶段的空投过程的仿真将随着 θ_1 和 x 的增加而进行。其中 θ_1 可由时间 t 和角加速度 α_{load} 表示,取足够小的时间段 $\Delta t=0.01\text{ s}$,在这个时间段内可将空投物的运动简化为转动角加速度不变的运动,进行 MATLAB 程序仿真,即可得到在整个空投过程中的 θ_1 随时间 t 的变化过程。同样的, x 可由时间 t 和加速度 a_{load_x} 表示,同样地取足够小的时间段 $\Delta t=0.01\text{ s}$,在这个时间段内可将空投物的运动简化为 x 向加速度不变的运动,进行 MATLAB 程序仿真,即可得到在整个空投过程中的 x 随时间 t 的变化过程。

2.2 重装空投状态下的直升机动力学模型

在 2.1.1 小节和 2.1.2 小节中给出了直升机重装空投过程中,空投物对机身的作用力以及相对于机体质心的力矩,在后面的推导中皆以合力 F_{load} 和合力矩 M_{load} 来表示空投物的作用力和作用力矩。结合之前所得到的直升机动力学模型即可到重装空投状态下的直升机动力学模型如式(19)

$$\begin{cases} m_{plane} \cdot g + F_{aero} + F_{load} = m_{plane} \cdot a_{plane} \\ M_{aero} + M_{load} = I \times \dot{\omega} + \omega \times (I \times \omega) \\ \omega = C_{Euler} \times \dot{q} \end{cases} \quad (19)$$

3 直升机重装空投动力学仿真

为了研究直升机在空投过程中,对直升机的控制变量和姿态角的影响,从而分析直升机空投过程对直升机稳定性的影响,本文在直升机空投模型的基础上利用 MATLAB 程序进行了直升机空投过程的配平仿真。其中,空投方式选择了直升机悬停空投和 4 种前飞速度下的空投方式,对比不同的空投方式下空投过程对直升机的影响。

3.1 直升机载重前飞的配平

首先,进行直升机运载空投件在飞行速度在 $0\sim 80\text{ m/s}$ 的配平仿真,然后再以该配平结果作为直升机空投时的状态初值进行直升机空投仿真。下面为直升机载空投件前飞的配平结果同空载前飞配平结果的对比图,见图 10~图 16。

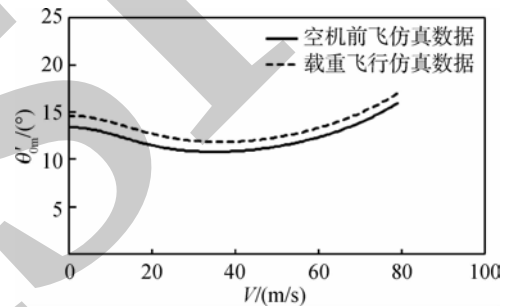


图 10 载重状态下的主旋翼总距配平结果
Fig. 10 Trim result of the collective pitch to the main rotor in the load state

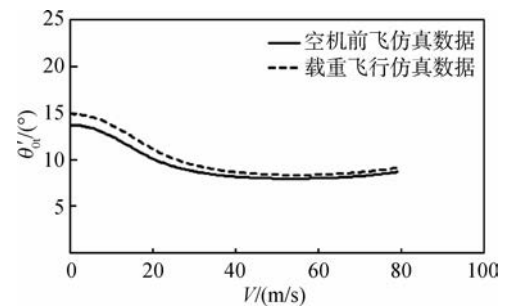


图 11 载重状态下的尾桨总距配平结果
Fig. 11 Trim result of the collective pitch to the tail rotor in the load state

对比上图 10~图 16 中的直升机载重飞行和空机飞行的配平结果,发现直升机载重飞行时的主旋翼总距 θ'_{om} 和尾桨总距 θ'_{ot} 均分别比空机飞行时的主旋翼总距和尾桨总距大一些,而其他的姿态角和周期变距基本差不多。这主要是由于空投件的重力导致直升机的主旋翼总距 θ'_{om} 增加,尾桨

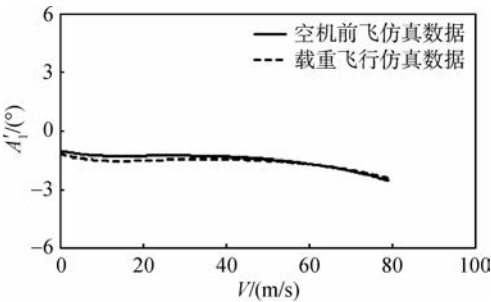


图 12 载重状态下横向周期变距配平结果
Fig. 12 Trim result of the lateral cyclic control in the load state

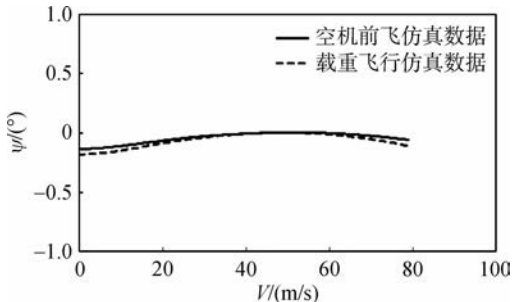


图 16 载重状态下偏航角配平结果
Fig. 16 Trim result of the yaw angle in the load state

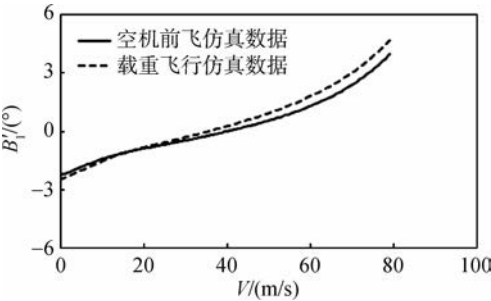


图 13 载重状态下纵向周期变距配平结果
Fig. 13 Trim result of the longitudinal cyclic control in the load state

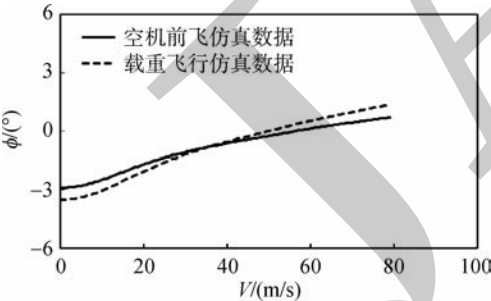


图 14 载重状态下滚转角配平结果
Fig. 14 Trim result of the roll angle in the load state

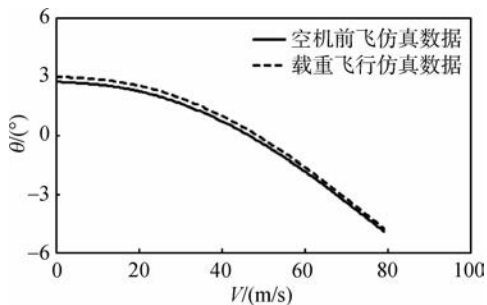


图 15 载重状态下俯仰角配平结果
Fig. 15 Trim result of the pitch angle in the load state

总距 θ'_r 的增加主要是为了平衡由于主旋翼总距增加而导致的主旋翼增加的反扭矩。又由于空投件放置的位置在直升机的质心附近, 所以对于直升机的周期变距和姿态角的影响不大。

3.2 直升机空投过程仿真

考虑直升机本身的飞行特点, 研究直升机悬停空投和前飞空投这两种空投方式下直升机动态响应受到的影响。对直升机空投状态的动力学模型进行 MATLAB 程序仿真, 观察直升机在空投过程中各控制变量和姿态角的变化趋势, 分析重装空投过程对直升机的动态响应的影响。另外, 为了研究飞行速度对直升机前飞空投的影响, 前飞空投形式选择四种起飞速度进行空投配平仿真, 4 种前飞速度依次选择: 10、20、30 m/s 和 40 m/s。图 17~图 23 为直升机重装空投的仿真结果(其中悬停空投以飞行速度为 0 m/s 来表示)。

由于空投第一阶段空投件相对于直升机机身是匀速移动, 所以空投第一阶段结束都在 10 s 位置, 后续为第二阶段, 仿真结果显示空投件会在 10.7 s 左右完全离机。观察仿真结果, 可以看出悬停状态下的空投所导致的直升机的控制变量和姿态角的变化趋势与前飞状态下的空投所导致的直升机的控制变量和姿态角的变化趋势并不一

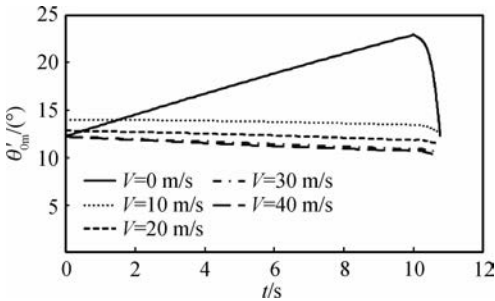


图 17 空投状态下的主旋翼总距仿真结果
Fig. 17 Simulation result of the collective pitch to the main rotor in the airdrop state

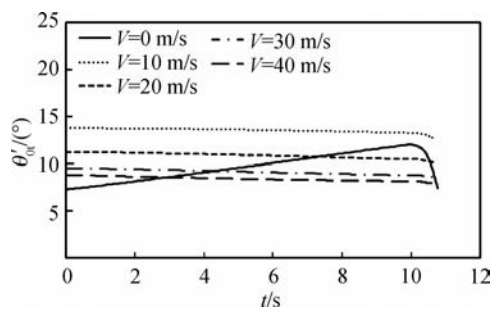


图 18 空投状态下的尾桨总距仿真结果

Fig. 18 Simulation result of the collective pitch to the tail rotor in the airdrop state

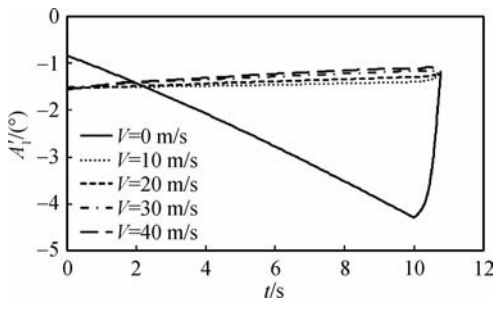


图 19 空投状态下的横向周期变距仿真结果

Fig. 19 Simulation result of the lateral cyclic control in the airdrop state

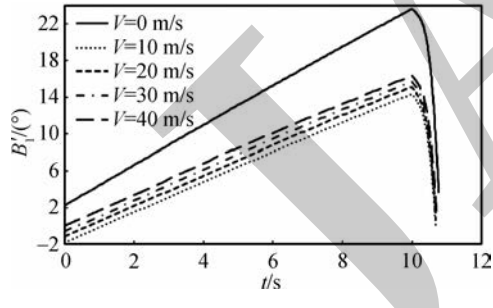


图 20 空投状态下的纵向周期变距仿真结果

Fig. 20 Simulation result of the longitudinal cyclic control in the airdrop state

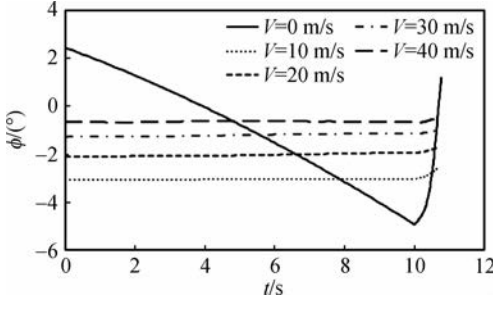


图 21 空投状态下的滚转角仿真结果

Fig. 21 Simulation result of the roll angle in the airdrop state

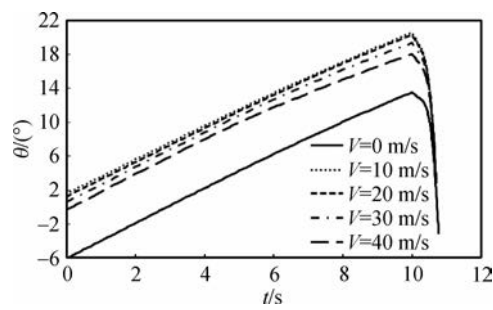


图 22 空投状态下的俯仰角仿真结果

Fig. 22 Simulation result of the pitch angle in the airdrop state

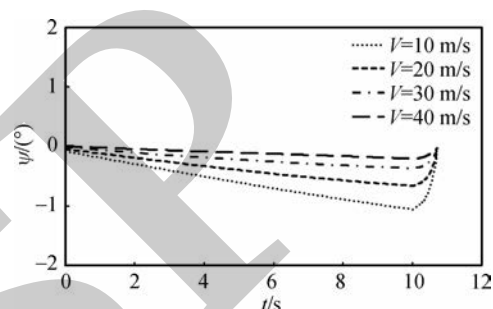


图 23 空投状态下的偏航角仿真结果

Fig. 23 Simulation result of the yaw angle in the airdrop state

样,主要表现在主旋翼总距、尾桨总距以及横向周期变距和滚转角。纵向周期变距和俯仰角的变化趋势是一样的,而悬停时的相对机身的来流速度为 0,故并未讨论该状态下的偏航角的变化。

3.3 直升机空投仿真结果分析

由仿真结果知,悬停状态下空投会导致直升机的主旋翼总距和尾桨总距发生极大的变化,在第一阶段会随着空投件的后移而增大,第二阶段会迅速减小。而在 4 种前飞速度下的空投对直升机主旋翼总距和尾桨总距的影响很小。分析其物理原因,这主要是由于悬停状态下机身(包括直升机的平尾和垂尾)的气动力矩很小,而在空投过程中随着空投件向后运动会对直升机产生纵向的俯仰力矩。直升机要维持平衡状态,只能通过增加总距和纵向周期变距,利用主旋翼产生的纵向气动力矩来平衡机身。而主旋翼总距的增加,会导致机身反扭矩的增加,为了平衡反扭矩尾桨总距增加。同时,尾桨总距增加会导致尾桨气动力对机体产生的滚转力矩增加,此时横向周期变距负向增加使主旋翼产生平衡尾桨滚转力矩的横向气动力矩,机体绕体轴反向产生微小滚转。

而在直升机前飞状态下进行空投时,空投件

运动所产生的俯仰干扰力矩不会导致主旋翼总距的较大变化。这是因为在前飞状态下,直升机的机身部分(包括平尾和垂尾)会产生较大的气动力矩。所以平衡空投状态下的俯仰力矩主要由两部分组成:一部分是直升机主旋翼的纵向周期变距增加所产生的低头力矩;另一方面是机体俯仰角的增加会使机体产生抑制姿态角变化的反向俯仰力矩。因此前飞状态下的空投对直升机动态响应的影响远小于悬停状态下空投对直升机动态响应产生的影响。

分析仿真结果,可以得到以下 4 点:

1) 直升机空投对机体的纵向姿态角和纵向控制变量影响极大。

2) 悬停状态下空投对直升机的姿态角和旋翼控制变量所产生的影响比前飞状态下空投大许多,主要表现在主旋翼和尾桨的总距以及横向周期变距和滚转角。

3) 相较于第一阶段,空投状态的第二阶段只持续 0.7 s 左右,空投件对机体的作用力变化极快,对机体的动态响应的影响将比第一阶段更为剧烈。

4) 4 种前飞速度下,空投件的运动对于直升机的动态响应的影响趋势相同。

4 结 论

本文通过对重装空投状态下的 CH-53D 型直升机进行动力学建模和 MATLAB 程序仿真,研究了悬停和前飞两种空投状态下空投对直升机的姿态角的影响以及旋翼操纵变量为维持机体平衡所发生的变化。通过对仿真结果的分析可知,由于悬停状态下机身(尤其是平尾)产生的气动力矩极小的原因,直升机的姿态角在悬停状态下空投所受到的影响会比前飞状态下空投受到的影响大很多。对比两种空投状态下直升机姿态角和旋翼操纵变量受到的影响,就直升机的控制而言前飞状态下的空投方式明显是优于悬停状态下的空投方式的。此外,在空投第二阶段中,由于空投件对机体的作用力和力矩急速变化,对机体的姿态角的影响比第一阶段更为剧烈,对直升机的操纵的影响也会更大。而在对直升机的空投过程进行动力学研究和控制律设计时,将空投过程分为两个阶段进行考虑是有必要的。

参考文献:

- [1] 张恒铭,王丹,张永吉.超低空重装空投中货物运动对飞机的影响分析[J].航空科学技术,2014,25(12):39-43.
- [2] ZHANG Hengming, WANG Dan, ZHANG Yongji. Cargo movement influences analysis on the airplane during low altitude heavy equipment airdrop[J]. Aeronautical Science and Technology, 2014, 25(12): 39-43. (in Chinese)
- [3] CHEN Jie, SHI Zhongke. Aircraft modeling and simulation with cargo moving inside[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(2): 191-197.
- [4] 欧阳绍修,丁重舜.货物在货舱内移动时飞机动态特性的研究[J].飞行力学,1992,10(1):77-86.
- [5] OUYANG Shaoxiu, DING Chongshun. The study on the dynamic characteristics of aircraft with cargos moving in its cargo cabin[J]. Flight Dynamics, 1992, 10(1): 77-86. (in Chinese)
- [6] 傅百先. Y-8 飞机连续空投纵向动态分析[J]. 飞行力学, 1993, 11(1): 80-87.
- [7] FU Baixian. The longitudinal dynamic annlysis of Y-8 airplane in continuous air-drop[J]. Flight Dynamics, 1993, 11(1): 80-87. (in Chinese)
- [8] 李大东,孙秀霞,董文瀚,等.考虑多种影响因素下的改进重装空投系统建模[J].系统工程与电子技术,2013,35(2):447-451.
- [9] LI Dadong, SUN Xiuxia, DONG Wenhan, et al. Improved heavy-weight airdrop model considering many influence factors[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(2): 447-451. (in Chinese)
- [10] 柯鹏,杨春信,杨雪松,等.重型货物空投系统过程仿真及特性分析[J].航空学报,2006,27(5):856-860.
- [11] KE Peng, YANG Chunxin, YANG Xuesong, et al. System simulation and analysis of heavy cargo airdrop system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(5): 856-860. (in Chinese)
- [12] 张煜,肖晓晖.重装空投系统分析与建模[J].舰船电子工程,2017,37(7):66-69.
- [13] ZHANG Yu, XIAO Xiaohui. Modeling and analysis of heavy-load airdrop system[J]. Ship Electronic Engineering, 2017, 37(7): 66-69. (in Chinese)
- [14] JANN T, GEISBAUER S, BIER N, et al. Multi-fidelity simulation of cargo airdrop: from the payload bay to the ground[R]. Dallas, Texas, USA: AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2015.
- [15] CHEN Jie, SHI Zhongke. Flight controller design of transport airdrop[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(5): 600-606.
- [16] 郝广庆.国内外重装空投技术的现状和发展[C]//中国航空学会全国第十届安全救生学术交流会文集.杭州 浙江:中国航空学会,2006:109-112.
- [17] 杨晓科,杨凌宇,张晶,等.变重量/重心飞机建模及姿态控制律设计[J].北京航空航天大学学报,2011,37(1):54-57.
- [18] YANG Xiaoke, YANG Lingyu, ZHANG Jing, et al. Modeling and attitude control of aircraft with variations in mass or center of gravity[J]. Journal of Beijing University

of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(1): 54-57. (in Chinese)

[12] 张恒铭,程德峰. 重装空投中货物重心位置对离机姿态角的影响分析[J]. 航空科学技术, 2013, 24(5): 27-29.
ZHANG Hengming, CHENG Defeng. Influences of the barycenter position on pose angle during airdrop[J]. Aeronautical Science and Technology, 2013, 24(5): 27-29. (in Chinese)

[13] 王晖,唐硕,张久星,等. 重装空投多刚体系统动力学建模与仿真[J]. 飞行力学, 2014, 32(5): 398-402.
WANG Hui, TANG Shuo, ZHANG Jiuxing, et al. Dynamics modeling and simulation of heavy-equipment airdrop multi-body system[J]. Flight Dynamics, 2014, 32(5): 398-402. (in Chinese)

[14] STURGEON W R, PHILLIPS J D. A mathematical model of the CH-53 helicopter[R]. NASA-TM-81238 1980.

[15] 曹龙. 直升机外吊挂动力学建模与飞行性能分析[D]. 北京:北京航空航天大学, 2014.
CAO Long. Dynamics modeling and flying performance analysis of helicopter with slung-load[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)

[16] HEFFLEY R K, JEWELL W F, LEHMAN J M, et al. A compilation and analysis of helicopter handling qualities data, volume one: data compilation[R]. NASA-CR-3144, 1980.

[17] 黑文静,林皓. 重装空投出舱过程对飞机动态响应的影响[J]. 系统仿真学报, 2009, 20(增刊): 345-347.
HEI Wenjing, LIN Hao. The effects of extraction phase of heavy cargo airdrop on dynamic responses of aircraft[J]. Journal of System Simulation, 2009, 20(suppl.): 345-347. (in Chinese)

(编辑:李岩梅)