基于飞行动力学特性的运输直升机外吊挂点设计研究

徐明*，苏小恒，李黔，黄利，张威

中国直升机设计研究所，江西 景德镇 333001

摘　要：首先参考国内外直升机外吊挂点的设计经验，初步确立了某型运输直升机外吊挂点的两种布置方案；然后根据直升机吊挂飞行时的飞行动力学特性，建立了涵盖吊挂物特性的直升机外吊挂飞行动力学模型，计算了某型运输直升机两个外吊挂点设计方案的配平特性、飞行品质；最后在参考国军标的基础上，对两种外吊挂点设计方案进行了对比分析，确定了机身腹部设置外吊挂点的设计方案，为直升机设计提供参考。

关键词：直升机；吊挂；飞行动力学；飞行品质

中图分类号：V212.4　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.04.027

外吊挂飞行是运输直升机的一种重要工作模式，不仅可以突破客货舱内部空间限制，扩展运输直升机的使用范围，吊挂运输大尺寸货物，还可以缩短装载时间，提高运输效率。美国在海湾战争、科索沃战争期间大量使用 CH-47“支奴干”、UH-60“黑鹰”直升机进行外吊挂运输，执行地面武器装备转运、舰船物资补给等任务，取得了非常理想的效果。在救灾抢险、大型工程设备调运等民用领域，直升机外吊挂运输也在发挥重大作用，如我国返回式卫星回收的重要方式之一就是利用直升机吊挂运输[1]。外吊挂运输具有反应迅速、装载简单、运输高效等优势，未来还将在军民领域发挥重要作用。

由于吊挂物在直升机外部，飞行时吊挂物将会产生额外的气动载荷与惯性载荷，而这些载荷又会与直升机的运动耦合，使得直升机的飞行动力学特性发生变化[2~5]。因此，在开展某型运输直升机外吊挂点设计时，有必要建立直升机外吊挂飞行动力学模型，进行外吊挂飞行时飞行动力学分析，为工程设计决策提供理论指导。

1 方案设计

本文参考国内外运输直升机外吊挂点的布置方式，提出了某型运输直升机外吊挂点布置的两种初步方案，方案 1 是将外吊挂点布置在机身腹部，如图 1（a）所示，方案 2 是布置在主减速器下方，如图 1（b）所示。

（a）机身腹部　　（b）主减速器下方

图 1　直升机典型外吊挂方式

Fig.1　Typical slung-load schemes of helicopter

基于外吊挂点设计方案，本文确定了某型运输直升机的外吊挂点位置坐标，以及吊挂物（标准集装箱）的参数，见表 1。

表 1　吊挂物参数及吊挂点坐标

Table 1　Parameters and coordinates of slung-load

方案编号	吊挂点坐标			吊挂物参数	
	X/mm	*Y*/mm	*Z*/mm	重量 /kg	面积 /m^2
1	6440	0	-300	5000	4.16
2	6440	0	1800	5000	4.16

收稿日期：2018-01-10；　退修日期：2018-02-05；　录用日期：2018-03-25

* 通信作者 .Tel.：0798-8465501　E-mail：xuming18237@126.com

引用格式：Xu Ming, Su Xiaoheng, Li Qian, et al. Design of slung-load layout schemes for transport helicopter based on flight dynamics [J].Aeronautical Science & Technology，2018，29（04）：27-31. 徐明，苏小恒，李黔，等．基于飞行动力学特性的运输直升机外吊挂点设计研究 [J]. 航空科学技术，2018，29（04）：27-31.

2 数值模型

2.1 吊挂物模型

本文基于参考文献 [6]、参考文献 [7] 中的刚性吊挂物模型，建立某运输直升机外吊挂模型，吊挂对象为标准集装箱，该吊挂物通过起重钢索与直升机机体连接，在计算建模过程中假定外吊挂物为六自由度刚体，示意图如图 2 所示。

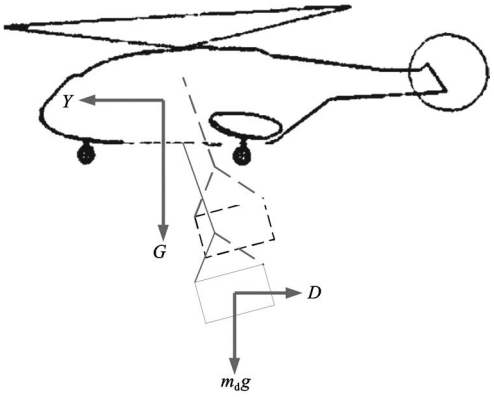

图 2 直升机吊挂飞行示意图

Fig.2 Diagram of helicopter slung-load flight

在建模过程中，外吊挂物产生的作用力包括重力 $m_d g$、惯性力 $m_d \alpha_d$ 与气动力，其中气动力仅考虑来流方向上的气动阻力 D，外吊挂物的气动阻力计算公式为：

$$D=\frac{1}{2}\rho C_d S V^2 \tag{1}$$

式中：ρ 为空气密度，S 为迎风面积，V 为外吊挂物飞行速度，C_d 为气动阻力。

因此，吊挂物的广义力计算公式为：

$$F_d=m_d\alpha_d+D+m_d g \tag{2}$$

式中：m_d 为外吊挂物重量，α_d 为外吊挂物惯性加速度，F_d 为起重钢索传至机体上的作用力。

2.2 全机数学模型

2006 年，Gassaway 等 [8] 以 Flightlab 软件为平台，计算了 UH-60 “黑鹰” 直升机的吊挂飞行动力学特性，计算结果与试飞数据较为吻合，验证了该方法的可靠性，因此，本文利用 Flightlab 飞行动力学软件进行某型运输直升机的飞行动力学建模。采用叶素理论计算旋翼与尾桨的气动力，以 Peter-Pitt 模型计算旋翼入流，通过求解挥舞运动方程计算挥舞角；采用某型运输直升机风洞试验数据计算机身、平尾、垂尾气动力；同时引入发动机特性仿真模型和飞行控制系统模型，形成直升机外吊挂飞行的全机飞行动力学方程组：

$$f(\ddot{x},\dot{x},x,u,t)=0 \tag{3}$$

式中：x 是包含机体、旋翼、尾桨、外吊挂物、发动机、飞控系统等几个部分的状态变量。

3 平衡特性研究

配平时将运动微分方程组转化为非线性代数方程组，然后通过求解方程，得到定常状态下的直升机操纵量与姿态角，图 3~ 图 8 给出了某运输直升机外吊挂 5000kg 标准集装箱飞行时的配平量。

从图中 3~ 图 8 可以看出，外吊挂方案 1 与方案 2 的旋翼总距、尾桨距在速度 0~180km/h 范围内基本一致，外吊挂点位置变化影响较大的主要是周期变距操纵量、俯仰角和滚

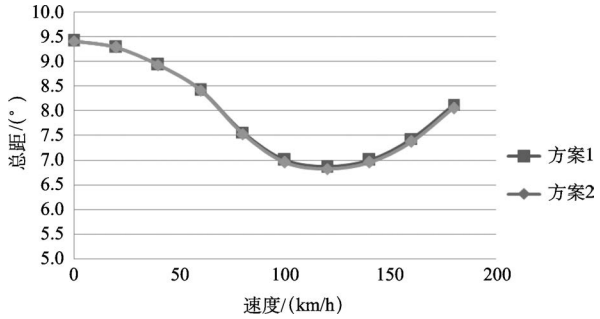

图 3 总距随速度变化曲线

Fig.3 Collective pitch variation with airspeed

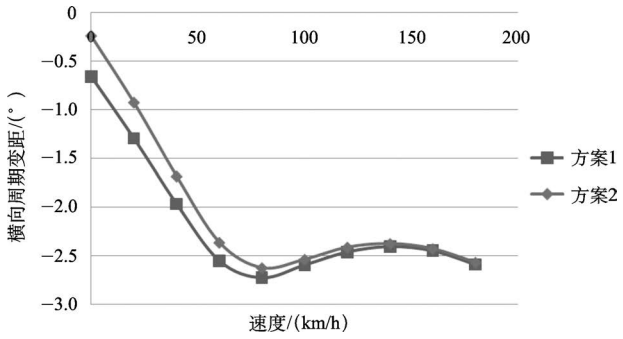

图 4 横向周期变距随速度变化曲线

Fig.4 Lateral cyclic pitch variation with airspeed

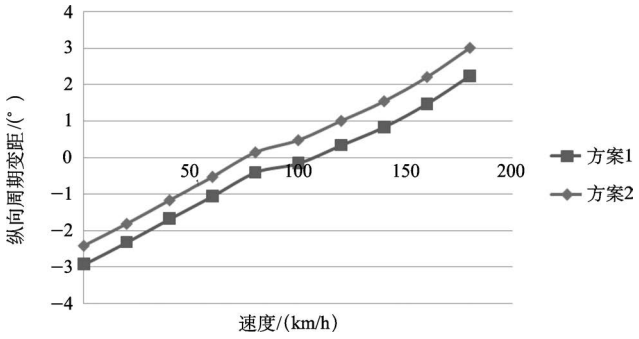

图 5 纵向周期变距随速度变化曲线

Fig.5 Longitudinal cyclic pitch variation with airspeed

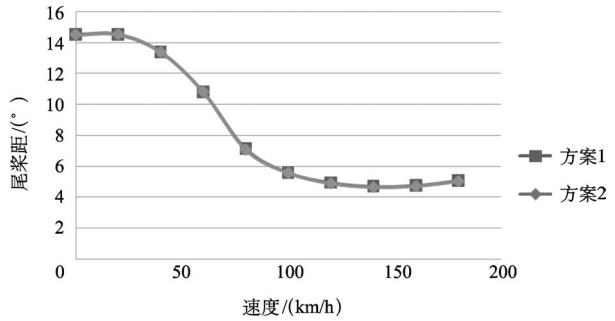

图 6 尾桨距随速度变化曲线
Fig.6 Tail collective pitch variation with airspeed

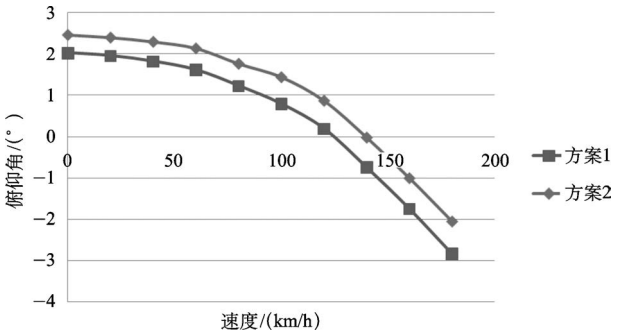

图 7 俯仰角随速度变化曲线
Fig.7 Pitch angle variation with airspeed

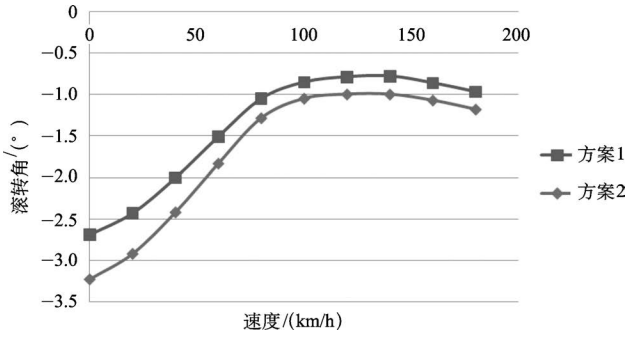

图 8 滚转角随速度变化曲线
Fig.8 Roll angle variation with airspeed

转角。在飞行过程中，由于方案 1 的吊挂点在机身腹部，远离旋翼桨毂中心，相比于方案 2，方案 1 的吊挂方式将会对机体产生较大抬头力矩，因此，方案 1 的纵向周期变距要大于方案 2，俯仰角姿态角（低头）要小于方案 2；而通过旋翼的纵横向耦合，较大的纵向周期变距输入会影响旋翼的横向周期变距配平，因此，方案 1 的横向周期变距也会大于方案 2，但随着前飞速度的增加，旋翼两侧非对称气流的影响逐渐产生主导作用，方案 1 与方案 2 的横向周期变距配平量差异越来越小；另外，机腹外吊挂 5000kg，增大了机身的惯性力，抑制了直升机的滚转姿态，因此，滚转姿态角要小于方案 2。

参考《军用直升机飞行品质规范》（GJB902—1990），某运输直升机外吊挂方案 1 和方案 2 均符合“纵向操纵余量满足 4.3.1.1 条定常前飞纵向操纵余量前后大于 10%”的要求；另外方案 1 的最大低头角度为 2.83°，不超过方案 2 最大低头角度 1°，在合理范围内，不会引起飞行员不适。

4 稳定性研究

按照国军标《军用直升机飞行品质规范》（GJB902-90）评定两种吊挂方案时的飞行品质（分接通飞控系统和断开飞控两种情况），评定结果如图 9~ 图 11 所示。

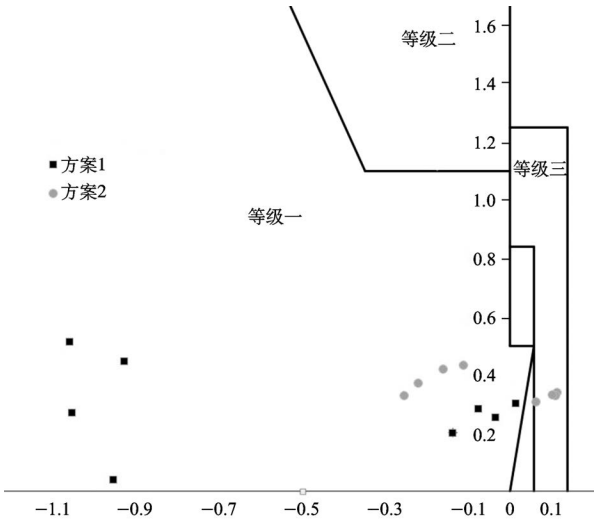

图 9 悬停动稳定性
Fig.9 Stability in hover

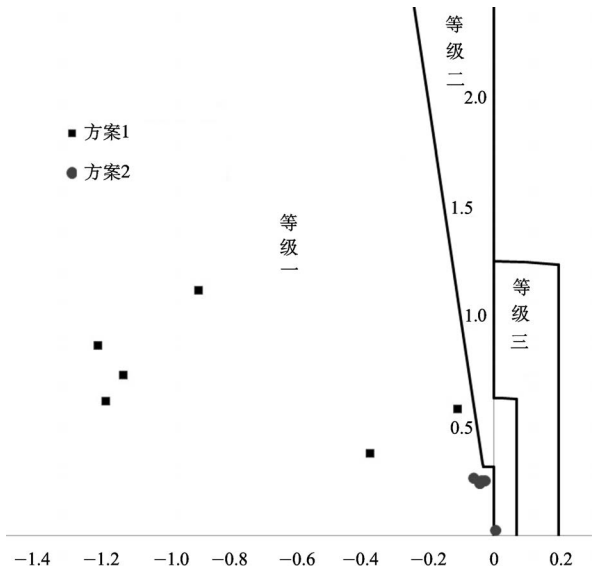

图 10 前飞纵向动稳定性
Fig.10 Longitudinal stability in forward

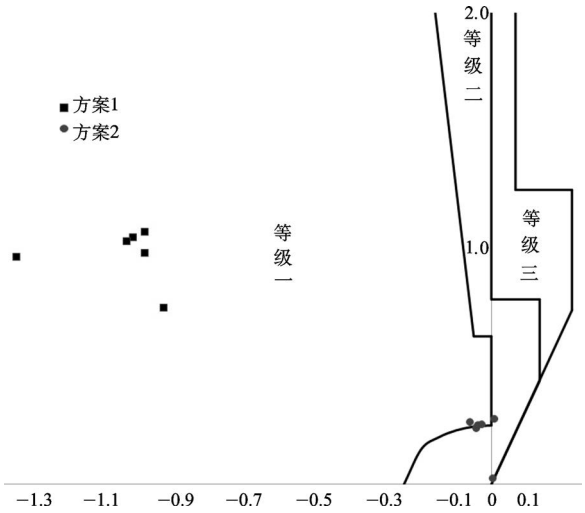

图 11 前飞横－航向动稳定性

Fig.11 Lateral-directional stability in forward

由图 9~ 图 11 可以看出，某运输直升机吊挂集装箱飞行时，按方案 1 布置外吊挂点时，悬停稳定性在飞控接通时为等级 1，飞控断开时为等级 1 和等级 2；前飞纵向动稳定性在飞控接通时为等级 1，飞控断开时为等级 1 和等级 3；前飞横航向动稳定性在飞控接通和断开时均为等级 1。而方案 2 时的悬停动稳定性在飞控接通时为等级 1 和等级 3；前飞纵向动稳定性在飞控接通时为等级 1 和等级 2；前飞横航向动稳定性在飞控接通时为等级 1 和等级 2。因此，方案 1 状态下吊挂集装箱比方案 2 状态下的悬停动稳定性和前飞纵向动稳定性好。

5 结束语

通过以上仿真对比分析得到如下结论：

（1）本文通过建立飞行动力学模型，对比了两种外吊挂布置方式（主减下方、机身腹部）对某型运输直升机配平特性与飞行品质的影响，从对比结果可以看出，机身腹部布置外吊挂对直升机的配平特性影响在可接受范围内，且飞行品质要优于主减下方布置外吊挂点方案。

（2）由于本文中的某型运输直升机保留了中机身（客货舱），如果采用主减下方布置外吊挂点，需要在机身腹部结构上预留吊挂口盖舱，保证起重钢索能从主减下方顺延至机身外部，但这会存在外吊挂系统飞行中吊索锥摆角小、易碰伤吊挂口盖舱等问题。

因此，需要综合考虑两种外吊挂点布置方式对飞行动力学特性，以及机体结构的影响，确定某运输直升机在机身腹部布置外吊挂点进行外吊挂飞行。

参考文献

[1] 崔瑛，高正．直升机吊挂运输中的安全稳定分析 [J]．航空科学技术，2005（3）：40–42.
Cui Ying，Gao Zheng. Safety and stability analysis of a helicopter with an external slung load[J].Aeronautical Science & Technology，2005（3）：40–42.（in Chinese）

[2] 郭广利，高正，孙传伟．直升机前飞吊挂飞行动力学响应分析 [J]．北京航空航天大学学报，2005，31（10）：1087–1091.
Guo Guangli，Gao Zheng，Sun Chuanwei. Control response character of the rotorcraft with slung load in forward glight[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2005，31（10）：1087–1091.（in Chinese）

[3] 孙传伟，罗根新．直升机吊挂及吊挂物抛放过程建模与分析 [J]．南京航空航天大学学报，2004，36（4）：438–443.
Sun Chuanwei，Luo Genxin. Modeling and analyzing of rotorcraft with a partially releasable slung-load[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics，2004，36（4）：438–443.（in Chinese）

[4] 齐万涛，陈仁良．直升机吊挂飞行稳定性和操纵性分析 [J]．南京航空航天大学学报，2011，43（3）：406–412.
Qi Wantao，Chen Renliang. Stability and control charateristic analysis for flight of helicopter with slung-load[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics，2011，43（3）：406–412.（in Chinese）

[5] 孙传伟，徐进．带大载荷吊挂直升机悬停纵向操纵性分析 [J]．南京航空航天大学学报，2005，37（4）：421–426.
Sun Chuanwei，Xu Jin. Longitudinal control charateristic analysis of heavy slung-load helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics，2005，37（4）：421–426.（in Chinese）

[6] 崔利，曹义华，李国知．直升机吊挂飞行平衡、稳定性与操纵性研究 [J]．航空动力学报，2010，25（10）：2307–2311.
Cui Li，Cao Yihua，Li Guozhi. Study on trims，stability and controllability of helicopter with slung-load[J]. Journal of Aerospace Power，2010，25（10）：2307–2311.（in Chinese）

[7] Pavel M D. Mathematical modeling of tandem helicopters with external sling loads for piloted simulation [R]. AIAA 2007–6617，2007.

[8] Gassaway B，Strope K，Cicolani L. Predictive capabilities of a UH–60 FLGHTLAB model with an external sling load [C] // American

Helicopter Society 62nd Annual Forum. Phoenix：American Helicopter Society，2006.

作者简介

徐明（1986— ） 男，博士，工程师。主要研究方向：直升机总体设计。

Tel：0798-8465501

E-mail：xuming18237@126.com

苏小恒（1988— ） 男，工程师。主要研究方向：直升机飞行力学。

李黔（1977— ） 男，高级工程师。主要研究方向：直升机总体设计。

Design of Slung-Load Layout Schemes for Transport Helicopter Based on Flight Dynamics

Xu Ming*，Su Xiaoheng，Li Qian，Huang Li，Zhang Wei

China Helicopter Research and Development Institute，*Jingdezhen 333001*，*China*

Abstract: Firstly，based on the case studies of foreign successful references，the two types of slung-load schemes were preliminary determined for a transport helicopter. Then，a helicopter mathematical model with a slung load was described，according to the characteristic of helicopter slung-load flight，and the trim character and flight quality were calculated for the different slung-load schemes by the model. Finally，the two types of slung-load schemes were compared by reference to the National Military class，and the schemes which slung load were fixed on belly has been established，and it provided guidance for helicopter design.

Key Words: helicopter；slung-load；flight dynamics；flight quality

Received: 2018-01-10； **Revised:** 2018-02-05； **Accepted:** 2018-03-25

***Corresponding author.Tel.:** 0798-8465501 **E-mail:** xuming18237@126.com