

纵列式双旋翼重型直升机操纵系统及飞控系统方案研究

Tandem Heavy Lift Helicopter Flight Control Methods and Architecture Research

徐尤松 方丽颖 彭军 邓海侠 / 中航工业直升机所

摘要:通过对纵列式双旋翼重型直升机的静稳定性和动稳定性进行理论分析,找出了影响纵列式双旋翼重型直升机最关键的迎角静不稳定和速度静不稳定问题,针对上述问题提出了相应的操纵模式,并制定了操纵系统及飞控系统的初步技术方案。。

关键词:纵列式双旋翼;重型直升机;操纵系统;飞控系统;方案研究

Keywords: tandem rotor; heavy lift helicopter; primary flight control system; automatic flight control system; technical architecture

0 引言

重型运输直升机是指起飞重量大于20t的运输直升机。与固定翼飞机相比,这种直升机具有起降不受地面条件限制、能够快速完成战场任务、载重量大、运输效率高以及运输方式隐蔽等特点。目前世界上已经装备或在研的重型运输直升机主要有米-26系列、CH-47系列、S-80系列、V-22倾转旋翼机系列四种,涉及单旋翼带尾桨式、双旋翼纵列式和倾转旋翼式等三种构型。

其中,倾转旋翼机在飞行性能方面比单旋翼带尾桨的直升机和双旋翼纵列式直升机具有更大的优势,但在有效载荷、座舱容积等方面却有不足,且旋翼倾转过渡状态下的操纵和控制技术比较复杂。

与单旋翼带尾桨直升机相比,纵列式双旋翼直升机具有以下优势^[1]:

- 相同升力时旋翼尺寸小,重量效率较高;
- 折叠后飞机尺寸小,更适合舰上使用;

使用;

- 桨盘载荷较小;
- 悬停需用功率较低;
- 抗侧风能力较强;
- 重心变化范围较大(对重型直升机更为重要)。

但纵列式直升机也存在经济速度下需用功率较高,以及操纵性、稳定性、振动问题较复杂等缺点。

1 纵列式双旋翼重型直升机稳定性分析^[2-3]

纵列式双旋翼直升机的稳定性问题主要表现在俯仰轴上,俯仰轴的静稳定性和动稳定性问题基本上都是由两幅旋翼之间的气动干扰所引起的,即前旋翼下洗流对后旋翼拉力的改变总是带来对静稳定性不利的影响。

前飞时迎角静不稳定是最严重的问题。如图1所示,正的迎角引起前旋翼的拉力增加。伴随着拉力的增加,诱导速度也增加,从而引起后旋翼上的下洗流增加。如果没有下洗流

的影响,后旋翼的升力增加将与前旋翼的升力增加完全相同,因为直升机的重心大约位于两副旋翼对称点的位置上,从而导致俯仰力矩变化几乎为零。然而,由于下洗速度的增加,减小了后旋翼迎角的改变,从而导致后旋翼的升力增加量小于前旋翼的升力增加量。因此,直升机俯仰力矩在上仰方向上发生改变,即上仰方向是不稳定的。另外,机身也是迎角静不稳定的来源之一。

单旋翼带尾桨构型的直升机前飞时也存在迎角静不稳定问题。为此,通常在直升机尾部设置负安装角的水平安定面,前飞时产生向下的气动

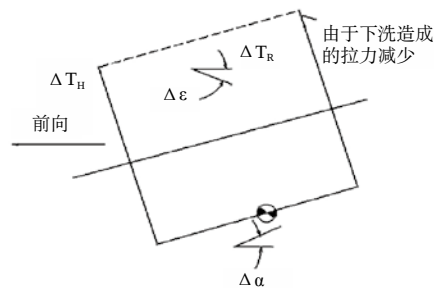


图1 迎角静不稳定量

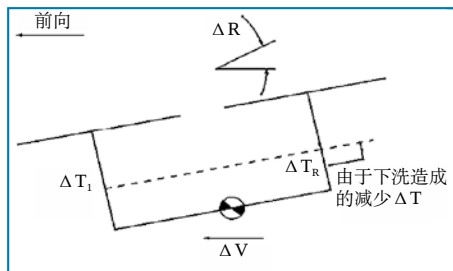


图2 前飞时速度静不稳定

力以改善直升机的迎角静不稳定。但是,对于纵列式直升机而言,使用水平安定面来减小迎角静不稳定性并不适用,主要是因为重量的原因以及很难找到一个对于整个飞行包线都合适的水平安定面的安装位置。另一个原因,是因为纵列式直升机的尾部长度相对较短(直升机重心基本在中心位置),因而需要的尾部面积很大。

单旋翼带尾桨构型直升机,随着飞行速度的增加,旋翼、平尾及机身都产生正的俯仰力矩,具有速度的静稳定性。但是,纵列式双旋翼重型直升机飞行速度增加引起的前旋翼来流改变导致其升力减小,因而也导致了前旋翼的下洗流减小,从而引起后旋翼迎角增加以至其升力减小量比前旋翼的升力减少量小(来流改变导致的后旋翼升力减小量被后旋翼迎角增加导致的升力增大部分抵消),从而产生低头力矩,使直升机速度进一步增大,导致速度静不稳定,如图2所示。另外,机身的低头姿态也是速度静不稳定的另一个原因之一。

纵列式双旋翼重型直升机在悬停和低速飞行时,由于后旋翼是逐步进入前旋翼的下洗流中,所以是速度静稳定的,只有轻微的迎角静不稳定。

综上所述,纵列式双旋翼重型直升机前飞时存在严重的迎角静不稳定和速度静不稳定,悬停和低速飞行时情况略好,这是纵列式双旋翼重型直

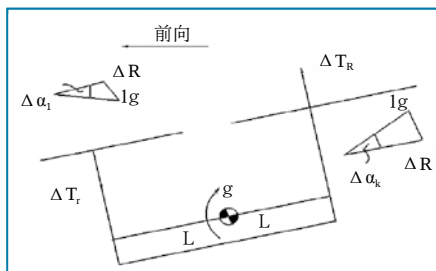


图3 俯仰阻尼

升机非常不利的气动特征。但是,无论是在悬停和低速飞行,还是在前飞状态下,纵列式双旋翼重型直升机具有较大的俯仰阻尼,这是一个非常有利的气动特征。图3所示为由绕直升机重心的角速率引起的来流变化造成后旋翼升力的增加和前旋翼升力的减小,从而产生正的俯仰阻尼。

2 纵列式双旋翼重型直升机操纵模式研究^[4-5]

与单旋翼带尾桨构型直升机相同,纵列式双旋翼重型直升机主要考虑俯仰轴、横滚轴、偏航轴和高度轴的操纵模式。

1) 俯仰轴的操纵模式

通过差动改变前后旋翼的总距,产生前后旋翼的差动升力来实现俯仰轴的操纵,如图4所示。

另外,为了在一定的速度范围内保持纵列式直升机具有相对水平的机身姿态以及减小旋翼轴上的应力,可通过前后旋翼的附加同向纵向变距进行补偿控制。

2) 横滚轴的操纵模式

通过同向改变前后旋翼的横向周期桨

距,产生横滚力矩来实现横滚轴的操纵,如图5所示。

3) 偏航轴的操纵模式

通过反向改变前后旋翼的横向周期桨距,产生偏航力矩来实现偏航轴的操纵。仅操纵脚蹬时,前后旋翼桨盘向左右相反倾斜,直升机绕机身中心轴线旋转;若同时操纵脚蹬和周期变距杆横向时,则直升机可能绕前后旋翼中心轴线旋转,如图6所示。

4) 高度轴的操纵模式

通过同向改变前后旋翼的总距,得以同时改变前后旋翼的升力来实现高度轴的操纵,如图7所示。

综上所述,纵列式双旋翼直升机前飞时存在严重的速度静不稳定。为了改善速度静稳定性以保持正的纵向杆位/空速梯度,在后旋翼的操纵系统中串联接入了两台速度静稳定舵机。通过飞行控制律的解算,飞控系统能够根据空速的变化自动改变后旋翼的总距值,以获得正的纵向杆位/空速梯度。

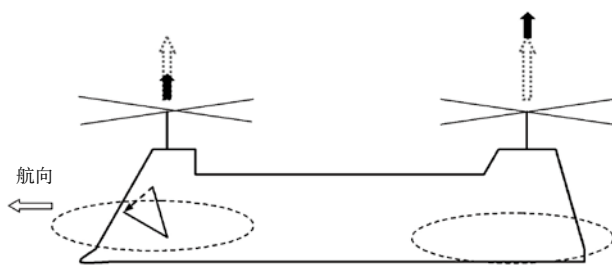


图4 俯仰轴操纵原理图

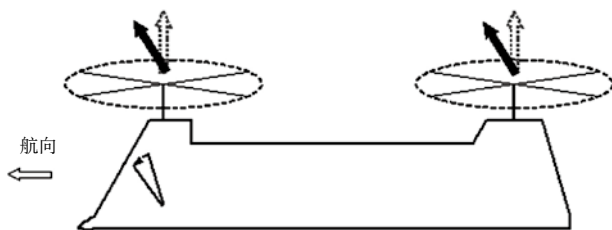


图5 横滚轴操纵原理图

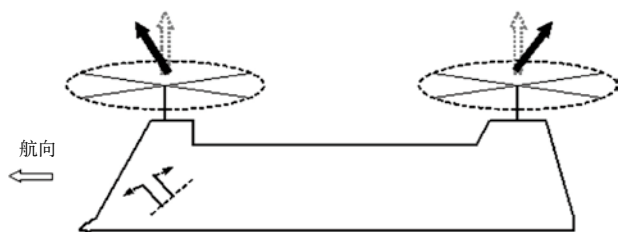


图6 偏航轴操纵原理图

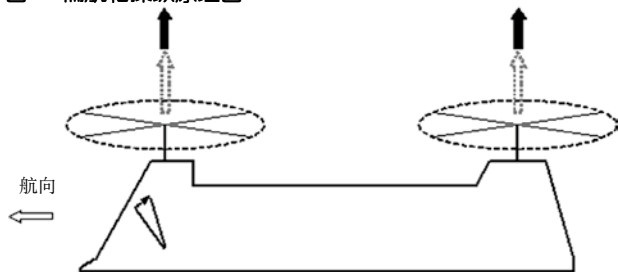


图7 高度轴操纵原理图

3 纵列式双旋翼重型直升机操纵系统及飞控系统方案研究

3.1 纵列式双旋翼协调操纵

通过在机械操纵系统中设置机械信号的叠加联动装置来实现两副旋翼的协调控制。每副旋翼均接收来自自动倾斜器的总距变距和横向变距运动以及附加纵向变距运动；每副自动倾斜器的总距变距运动由驾驶员纵向操纵信号和总距操纵信号复合叠加而成；每副自动倾斜器的横向变距运动由驾驶员横向操纵信号和航向操纵信号复合叠加而成；每副自动倾斜器的附加纵向变距运动由自动飞行控制系统进行控制。

3.2 操纵系统初步构型方案

在操纵系统初步构型设计中，主要考虑了操纵信号综合的实现方式、启动力控制、助力器配置、自动倾斜器方案等关键技术问题，确定了如图8所示的初步构型方案。通过两级机械混合装置实现操纵信号的综合；通过串联前置液压舵机以降低启动力（前置液压舵机也是飞控系统的串联执行机构）；每副自动倾斜器配置两台助力器；自动倾斜器具有轴向移动和沿两个轴倾转的能力；通过两台助力器的输出运

动实现自动倾斜器的轴向移动和横向倾转，从而实现桨叶的总距变距和横向变距；通过纵向补偿配平舵机的输出运动实现自动倾斜器的纵向倾转，从而实现桨叶的附加纵向变距。

3.3 飞控系统初步构型方案

在飞控系统初步构型设计中，主要考虑了飞控计算机配置、飞控基本作动器配置、改善速度静稳性以保持正的纵向杆位/空速梯度、旋翼纵向补偿变距的实现等关键技术问题，确定了如图9所示的初步构型方案。

1) 飞控计算机采用数字式双余度方案，各余度自身具有自监控能力。其中，正常情况下飞控计算机1处于工作状态，飞控计算机2处于热备份状态，一旦飞控计算机1故障，飞控计算机2能够立即工作，并且无不良的转换瞬态。

2) 飞控系统采用串联前置液压舵机和电动并联舵机，以实现人工操纵下的控制增稳功能和自动控制下的姿态和航向

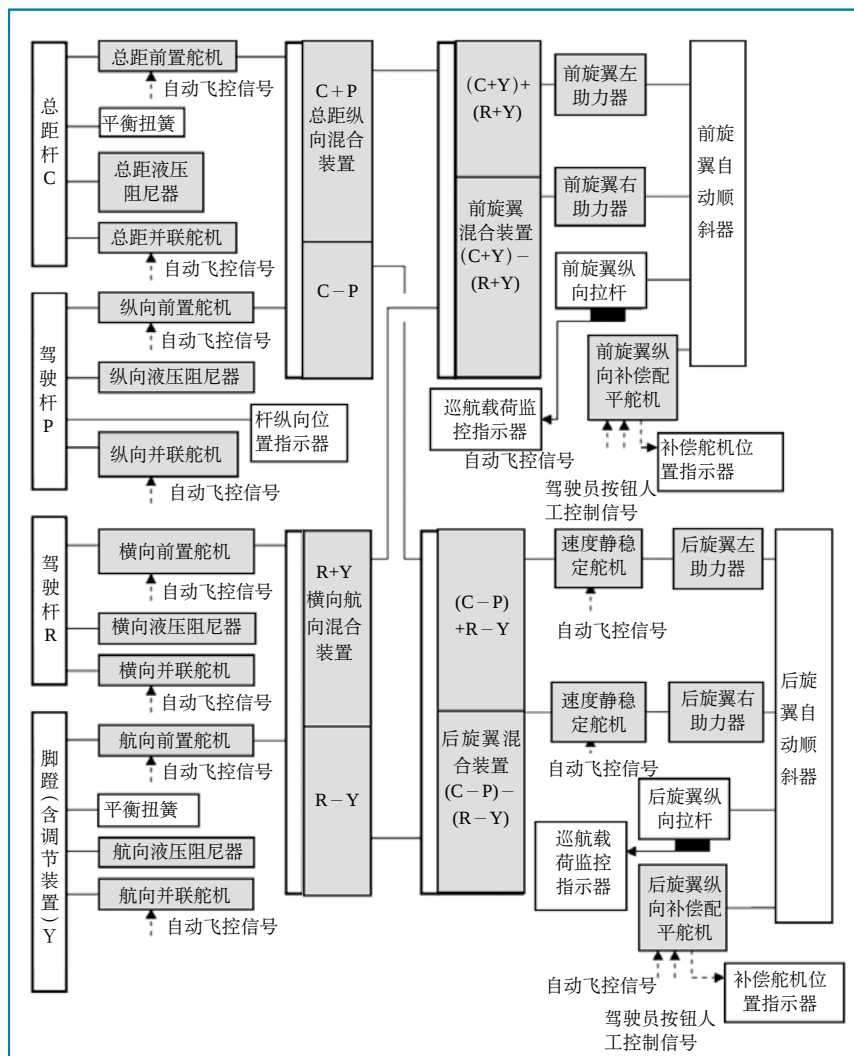


图8 操纵系统初步构型方案

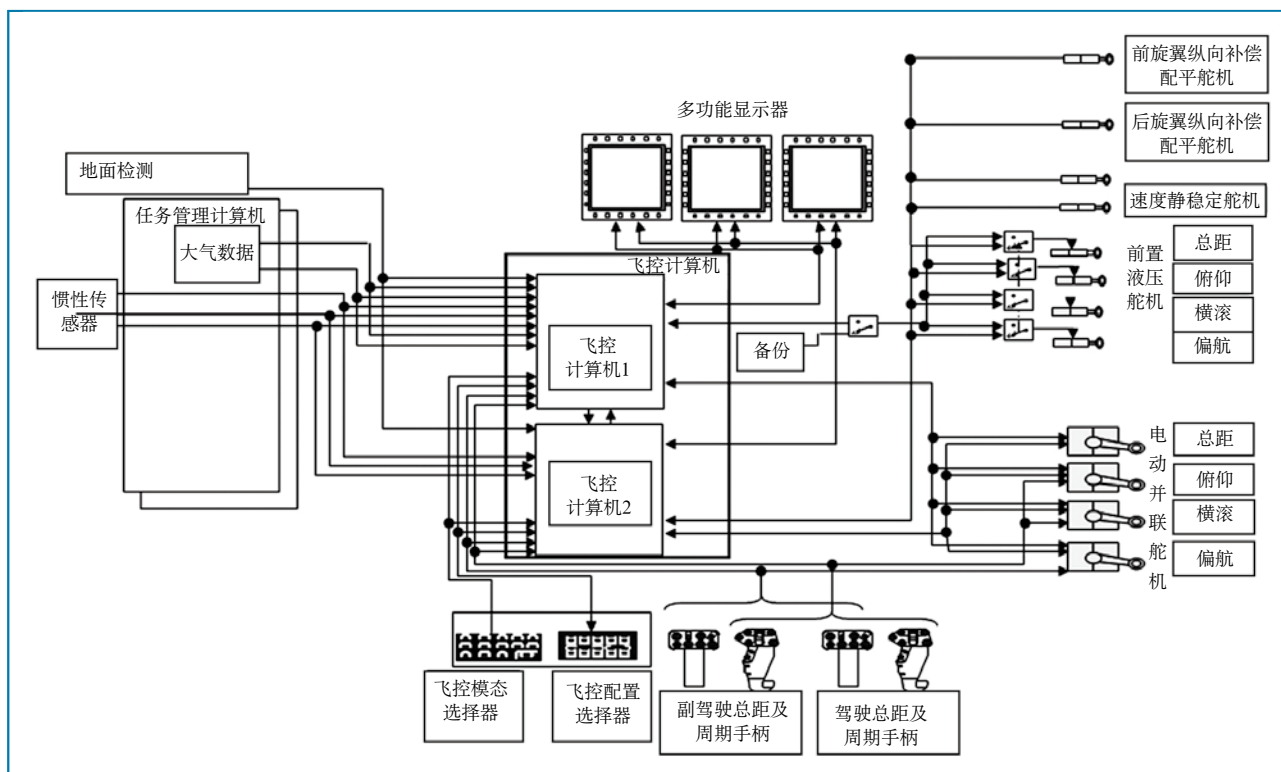


图9 飞控系统初步构型方案

保持及各种上部模态等功能。其中，杆位移信号通过电动并联舵机内的角位移传感器（RVDT）提供给飞控计算机。

3) 由于纵列式直升机在前飞时前旋翼的下洗诱导气流对后旋翼产生较大的干扰影响，导致纵列式直升机前飞时出现明显的速度静不稳定。为了改善速度静稳定性以保持正的纵向杆位/空速梯度，在后旋翼的操纵系统中串联接入了两台速度静稳定舵机。通过飞行控制律的解算，飞控计算机能够根据空速的变化给出速度静稳定舵机的不同控制信号，从而自动改变后旋翼的总距值，实现了正的纵向杆位/空速梯度。

4) 为了在一定的速度范围内保持纵列式直升机具有相对水平的机身姿态以及减小旋翼轴上的应力，前后旋翼分别采用了一台纵向补偿配平舵

机，该舵机直接与自动倾斜器相连，实现了桨叶的附加纵向变距。

4 结论

本文通过对纵列式双旋翼重型直升机的静稳定性和动稳定性的定性理论分析，找出了影响纵列式双旋翼重型直升机最关键的问题，即迎角静不稳定和速度静不稳定，并针对这些问题提出了相应的操纵模式，制定了操纵系统及飞控系统的初步技术方案，为操纵系统及飞控系统的进一步研究奠定了良好的基础。基于目前确定的技术方案，可以开展飞行控制律，特别是纵向补偿舵机及速度静稳定舵机控制规律的研究。

AST

参考文献

[1] 高正，陈仁良．直升机飞行动力学[M]．北京：科学出版社，

2003.

[2] 吕春雷．重型运输直升机构型对比分析[J]．直升机技术，2006(1).

[3] Blake B, Clidfford J M, Kaczynski R, et al. Recent advances in flying qualities of tandem helicopters[C]. American Helicopter Society 14th, 1958.

[4] Weber J M, Liu T Y, Chung W. A mathematical simulation model of a CH-47B helicopter[R]. Technical report TM-84351-Vol-1, Moffett Field, CA: NASA, 1984.

[5] Boeing. CH-47 theory of operations [Z].

作者简介

徐允松，研究员，研究方向为直升机飞行操纵与控制系统。