# 直升机尾桨/尾梁耦合稳定性优化 设计与试验验证



陈新华\*,陈浩,王国胜,刘忠超 中国直升机设计研究所,江西景德镇 333001

**摘 要:**针对某型直升机尾桨/尾梁耦合稳定性进行分析,并根据分析结果进行动力学特性修改。通过灵敏度分析确定结构 参数修改变量,并利用正交边界交叉法,以全机垂向一阶弯曲模态频率调整至需求值的同时付出最小重量代价为目标进行 结构参数优化,最后进行了地面试验验证与地面开车验证。结果表明,在将尾梁蒙皮及过渡段底部长梁重量增加35.82kg的 情况下,该模态频率调整至5.85Hz,基本满足直升机动力学工程设计要求。

关键词:直升机,尾桨/尾梁耦合,优化设计,试验验证

## 中图分类号:V275.1 文献标识码:A

直升机由于其特殊构型,其振动环境比固定翼飞机严格,因此,直升机机体振动水平是衡量直升机先进性的一个 重要指标,它直接影响直升机的安全性、舒适性、结构疲劳 寿命及设备可靠性<sup>[1]</sup>。为了控制和降低直升机的振动,国 内外直升机科研机构和公司都投入了大量的人力和物力, 开展了直升机动力学设计相关技术研究。其中,根据动力 学要求对全机结构动特性进行设计和修改在直升机设计中 具有关键作用和地位。由于直升机全机结构复杂,影响全 机结构动力学特性的参数较多,全机结构动特性分析和修 改均存在较大的难度。

一般情况下,平面内摆振刚硬旋翼的直升机不发生"地 面共振",只有平面内摆振柔软旋翼的直升机存在"地面共 振"问题<sup>[2~4]</sup>。那么,当尾桨设计成摆振柔软的旋翼后,它与 尾梁低阶模态耦合也存在"地面共振"问题,即尾桨摆振后 退型模态与尾梁模态(全机整体垂向一阶弯曲)耦合动稳定 性问题<sup>[5]</sup>。本文中直升机尾桨采用球柔性桨毂构型设计, 摆振频率低于尾桨转速,尾梁模态与尾桨摆振后退模态存 在动力耦合稳定性问题,这就要求不仅要考虑尾梁(全机) 一阶模态频率,还要考虑尾梁(全机)二阶,以及尾梁其他模 态甚至局部模态频率与尾桨共振转速区配置。在该型直升

#### DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.04.008

机研制初期,按设计重量12899kg计算分析尾桨/尾梁耦合 稳定性,发现全机一阶弯曲模态频率约为5.22Hz,与尾桨摆 振后退频率耦合共振转速离额定转速很近,不满足动力学 设计要求。

本文在对该直升机全机结构动力学建模和分析的基础 上,在考虑全机振动的同时对其动力学特性进行了修改和 结构参数优化,较好地解决了该直升机尾梁模态与尾桨摆 振后退模态动力耦合稳定性问题。

## 1 尾桨/尾梁耦合稳定性分析

运用有限元分析软件建立全机有限元动力学模型,通 过动特性计算分析可以得到关于该型直升机的关心模态频 率,见表1。

全机动特性分析显示全机侧向一阶弯曲模态频率为 5.50Hz,垂向一阶弯曲模态频率约为5.22Hz(见图1),其中 与尾桨发生耦合动稳定性问题的为全机整体垂向一阶弯曲 模态,其频率与尾桨摆振后退频率耦合共振转速离额定转 速很近。与此同时,为保证与二阶模态耦合的稳定性,不允 许整体刚度下降较多,因此,须采取提高尾梁结构刚度从使 该模态频率提高的方法。

收稿日期:2019-01-22, 退修日期:2019-02-18, 录用日期:2019-03-15 \*通信作者.Tel.:022-59800349 E-mail:569547610@qq.com

引用格式: Chen Xinhua, Chen Hao, Wang Guosheng, et al. Optimization design and experimental verification of coupling stability of helicopter tail rotor/beam[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(04):43-49. 陈新华,陈浩,王国胜,等.直升机尾桨/尾梁 耦合稳定性优化设计与试验验证[J].航空科学技术, 2019, 30(04):43-49.

序号	频率值/Hz	模态			
1~6	0	刚体模态			
7	5.22	全机整体垂向一阶弯曲			
8	5.50 全机整体侧向一阶弯曲				
9	17.23	全机整体侧向二阶弯曲			
10	19.23	全机整体垂向二阶弯曲			

表1 全机主要模态 Table 1 Main modes of the whole helicopter



图1 全机整体垂向一阶弯曲 Fig. 1 Total vertical first-order bending of the whole helicopter

通过建立尾桨/尾梁耦合动力学模型并对该模型进行 稳定性分析,可得到在不同的尾梁频率下的不稳定转速区, 如图2所示。从图2可看到,初始状态下尾桨与尾梁耦合产 生的共振转速中心刚好在额定转速(1013r/min)附近,虽然 有一定的阻尼,但是显然不希望共振区落在额定转速上。 如果提高尾梁频率到7.5Hz,共振转速区右移,但出现不稳 定转速区,其下界转速约为1075r/min,转速裕度只有6%, 如果继续提高尾梁频率9Hz,不稳定转速区变得更宽,其下 界转速约为1160r/min,转速裕度为14.5%。分析其原因在 于,尾梁频率的提高,在模态阻尼不变的情况下,使共振转 速区随之变宽,不稳定下界转速并没有明显提高,因此,考 虑尾梁频率提高的可行性和付出的代价,尾梁频率(全机整 体垂向一阶弯曲)设置在5.8~6.0Hz为宜。

## 2 直升机结构动力学特性修改

针对上节中直升机尾桨/尾梁耦合稳定性分析,本节考 虑在直升机增重代价较小的情况下,对直升机结构进行动 力学特性修改。

# 2.1 直升机结构动力学特性修改原理

作用在机体结构上的外载荷是随时间变化的,结构的 动力方程可写成:

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku = F(t) \tag{1}$$

式中:C主要影响振动响应幅值;而M,K直接决定各阶模态频率和振型,直升机结构动力学修改的主要原理是通过修



#### 图2 耦合稳定性随尾梁(全机整体垂向一阶弯曲)频率提高的变化

Fig. 2 The change of coupling stability with the increase of tail beam frequency (total vertical first-order bending of the whole helicopter)

改M,K达到改变各阶模态频率的目的。

针对模型修改已有人做了大量的研究工作,形成了许多 成熟可用的方法,修改的方法按修改对象大体可以分为两大 类:矩阵型修正方法,修改质量矩阵和刚度矩阵的元素;设计参 数型修正方法,直接修改结构的几何参数和物理参数<sup>60</sup>。

设计参数型法认为真实结构的刚度阵、质量阵可表示 为理论刚度阵、质量阵的一阶摄动<sup>(7)</sup>即:

式中:M, K为实际结构的质量和刚度; $M_A, K_A$ 为理论结构的质量和刚度; $\Delta M, \Delta K$ 为一种摄动量。 $\Delta M, \Delta K$ 可表示为如下形式:

$$\begin{cases} \Delta M = \sum_{i} \sum_{m} \frac{\partial M_{Ai}}{\partial p_{m}} \Delta p_{m} \\ \Delta K = \sum_{i} \sum_{m} \frac{\partial K_{Ai}}{\partial p_{m}} \Delta p_{m} \end{cases}$$
(3)  
$$\overline{m} M_{Ai} \pi \begin{cases} \Delta M = P \tilde{M} P^{\mathrm{T}} \\ \Delta K = P \tilde{K} P^{\mathrm{T}} \end{cases} \mathcal{E} \Re i \, \dot{\mu} \, \vec{\pi} \, \dot{b} \, \underline{\mu} \, \vec{\mu} \, \vec$$

组内具有相同的设计参数pm,把式(3)代入式(2)得:

$$\begin{cases}
M = M_A + \sum_i \sum_m \frac{\partial M_{Ai}}{\partial p_m} \Delta p_m \\
K = K_A + \sum_i \sum_m \frac{\partial K_{Ai}}{\partial p_m} \Delta p_m \\
\text{把式(4) 代入式(5):} \\
\{\phi_i^T M \phi_i = I \\
\phi_i^T K \phi_i = \Lambda_i \\
\hline 可得出[8]:
\end{cases}$$
(4)

$$\begin{cases} \sum_{m} \phi_{t}^{\mathrm{T}} \left( \sum_{i} \frac{\partial M_{Ai}}{\partial p_{m}} \right) \phi_{t} \Delta p_{m} = I - m_{A} \\ \sum_{m} \phi_{t}^{\mathrm{T}} \left( \sum_{i} \frac{\partial K_{Ai}}{\partial p_{m}} \right) \phi_{t} \Delta p_{m} = \Lambda_{t} - k_{A} \end{cases}$$
(6)

式中: $m_A$ , $k_A$ 为对角阵。通过求解上面两式可分别求出参数  $\Delta p_m$ ,从而得出须修正的参数修正值。本文采用设计参数型 修正方法,直接修改结构的几何参数,并结合结构参数灵敏 度分析,得出各结构参数对结构模态频率修改的影响程度。

要对全机动力学有限元模型进行修改,前提是全机动 力学有限元模型比较真实地反映结构物理特性、几何特性、 动力特性,因此,全机动力学建模与分析是动力学修改的基 础<sup>[8,9]</sup>。由于全机结构复杂,并且影响全机结构动力学特性 的参数较多,因此,修改变量的选取必须综合考虑工程实际 和敏感度,合理的参数选择是全机动力学有限元模型进行 动力学修改和优化设计的关键之一。一般来说,全机动力 学修改和优化遵循以下基本步骤。

(1)首先根据动力学建模要求对全机结构进行建模, 包括刚度模型建模、质量模型建模、难建模部件建模以及局 部细节建模。

(2) 全机动特性分析并确定修改目标。

(3)根据动特性分析结果和工程经验确定影响目标函数的各参数变量,并对全机动力学有限元模型进行参数化 建模。

(4)根据动力学有限元模型对各变量进行初步敏感度 分析,优选参数变量。

(5) 根据工程可行性确定各参数的约束。

(6) 计算各修改参数的具体修改量。

## 2.2 结构参数敏感度分析和修改参数确定

灵敏度反映了结构某一个特定响应随设计变量变化而 改变的变化率,即:

$$S = \frac{\Delta F(p)}{\Delta p_{\rm i}} \tag{7}$$

式中:S为参数灵敏度, $\Delta p_{j}$ 为参数变化值, $\Delta F(p)$ 为频率变化值。

要对直升机模型进行修改,必须对模型各阶模态进行 深入分析。而全机结构动力学特性设计修改可归结为全机 刚度模型设计、质量模型设计和修改。

通过对全机该模态频率的灵敏度分析,认为尾梁段、尾 斜梁段及过渡段底部梁对该模态频率较为敏感,其中过渡 段底部梁及尾梁敏感程度最高,因此,将这两部分进一步进 行有限单元细分,如图3所示。



图3 过渡段底部梁及尾梁有限元细分 Fig. 3 Finite element subdivision of the bottom beam and tail beam of the transition section

由过渡段底部梁及尾梁蒙皮及尾梁上部梁和下部梁进 行结构参数灵敏度分析可知,对于梁结构,应考虑其高度、 宽度及厚度等参数;对于复合材料蒙皮,主要考虑各个复合 材料铺层的厚度。在提高该模态频率的时候要考虑重量代 价,因此,在灵敏度分析时要相应考虑重量的影响,将求出 各个参数的灵敏度要与重量灵敏度进行比较。

由图4结果可知,对于梁结构,梁高度和梁厚度参数是影 响该模态频率的两个较为敏感的参数。同样,对于复合材料 蒙皮,由图5分析可知,T3、T4两个复合材料铺层厚度是灵敏 度较高的结构参数。因此,将基于这几类参数进行结构上的 优化分析,修改这些位置的结构特性能取得较好的效果。



Fig. 4 Beam structure parameter sensitivity

### (frequency / weight)

# 2.3 基于正交边界交叉(NBI)法的尾梁结构参数优化

NBI法可以在目标空间中找出均匀分布的帕累托最优 解,进而对帕累托曲面进行精确拟合<sup>[10,11]</sup>。

2.3.1 结构参数优化目标

为了将模态频率调整至5.9Hz,同时付出最少的重量代价,可以设置两个优化目标。设优化目标1为最小化直升机重量,优化目标2为最大化直升机全机一阶垂向模态频率,则该双目标优化模型可表示为:



#### 图5 复合材料蒙皮结构参数灵敏度(频率/重量)



 $\begin{cases} \min(f_1 = \max) \\ \max(f_2 = \text{modeValue}) \end{cases}$ (8)

式中:mass表示直升机重量;modeValue表示该模态频率。

## 2.3.2 结构参数优化约束条件

根据该有限元模型部位不同,将过渡段分为16段,尾 梁蒙皮部分分为20段,并分为上下左右4部分分别优化,具 体变量数值范围见表2,由上节灵敏度分析可知,对于复合 材料铺层,T3、T4铺层灵敏度一致,为了简化分析,便于计 算,加快优化计算速度,选择T3铺层作为优化变量。

表2 优化模型约束变量

f optimize model
)

变量名称	变量数量	参数下限/mm	参数上限/mm
蒙皮左边T3铺层	20	0	5
蒙皮右边T3铺层	20	0	5
蒙皮上边T3铺层	20	0	5
蒙皮下边T3铺层	20	0	5
过渡段开口梁高度	16	20	40
过渡段开口梁宽度	16	20	40

由表2可见,优化约束变量共有112个,对于该频率— 重量优化模型,最优解不是唯一的,它会随着优化目标之间 相对重要性的变化而变化。

2.3.3 模型修改后结果分析

经正交边界交叉法对结构参数进行优化计算,可得一 组满足目标要求的优化结果,如图6所示。

由结果可以看出,将模态频率调整至6.17Hz时,直升 机总重为12985.25kg,增重86.25kg,将模态频率调整至 5.85Hz时,直升机总重为12934.82kg,增重35.82kg。见表 3,两者相比较,前者重量代价过大,且转速稳定性裕度相较 于后者并不够明显,因此,选取后者优化后的结构参数作为 最终方案执行,具体结构变化量如图7所示。

对于全机垂向一阶弯曲模态频率的调整,尾梁段的上侧



图 6 满足目标要求的频率与重量分布 Fig. 6 Frequency and weight distribution to meet target requirements

蒙皮和下侧蒙皮起到关键作用,其中左侧蒙皮和右侧蒙皮的 尾梁根部单元作用也较明显。对于过渡段底部的开口梁部 分,靠近尾梁根部的单元作用较明显。因此,无论是从设计角 度出发,还是在工程应用中,均参照此结果,将过渡段底部的开 口梁截面高度按计算结果增加,并在直升机尾梁蒙皮相应部 位,按照计算结果,定义不同的T3铺层厚度。这样一来,就能 在付出最小重量代价的同时,将模态频率调整至设定值。

表3 模型修改后该直升机主要模态频率计算结果 Table 3 The main modal frequency of the helicopter after

the model is modified

序号	模态频率/Hz	主要振型名称
1	5.85	全机整体垂向一阶弯曲
2	5.94	全机整体侧向一阶弯曲
3	17.29	全机整体垂向二阶弯曲
4	19.72	全机整体侧向二阶弯曲

优化后全机一阶垂向弯曲模态频率提高至5.85Hz,接 近目标值5.9Hz,同时全机重量增加35.82kg。

# 3 试验验证与结果分析

#### 3.1 尾桨毂中心动力特性试验

为了验证尾梁设计是否满足频率设计要求,并为稳定 性计算分析提供尾梁模态参数,进行了尾桨毂中心动力特 性试验,经数据处理得到的模态参数,见表4。

基于尾桨毂中心动力特性试验结果进行的耦合稳定性 计算表明:不稳定中心转速在1128r/min时,相较于额定转 速裕度为11.16%,满足动力学设计要求。

#### 表4 直升机尾梁模态参数试验结果

Table 4 Test results of helicopter tail beam modal parameter

直升机模态	侧向模态参数	垂向模态参数
频率值	$\omega_x = 5.90 \text{Hz}$	$\omega_z = 5.87 \text{Hz}$



图7 优化前后结构参数变化 Fig.7 Changes in structural parameters before and after optimization

#### 3.2 尾桨/尾梁耦合稳定性试验

随后,在尾桨穀中心动特性试验的基础上,进行了尾桨/ 尾梁耦合稳定性试验。通过纵向操纵驾驶杆激励。连续完 成以下操作程序,同时监控并记录测点振动响应时间历程。

(1) 不加激励,进行尾桨与尾梁耦合稳定性开车检查。

(2)纵向快速推动驾驶杆,并迅速将驾驶杆回到原位 置。驾驶杆纵向激励位移幅值由小到大逐步增加,驾驶杆 纵向的最大试验位移量为34mm。驾驶杆纵向激励时间历 程示意图如图8所示。

(3)根据现场试验结果,判断该型机有无尾桨与尾梁耦 合动不稳定性。

(4) 重复(2)、(3)两步两次。如果不存在尾桨与尾梁





Fig.8 Longitudinal excitation time course of steering column

耦合动不稳定性(即监测数据呈收敛趋势),则进行下一状态下的试验。

各测点位置反映各状态振动的敏感程度不同,同一激励 下,尾减速器垂向振幅最大,因此,给出尾减速器垂向的时域 图,如图9和图10所示。其中图9表示T/G=0下主旋翼转速为 212r/min(对应尾桨转速1013r/min)时尾减处垂向振动响应时 间历程;图10表示T/G=80%下主旋翼转速为212r/min(对应 尾桨转速1013r/min)时尾减处垂向振动响应时间历程。 由图9和图10可以看出:通过驾驶杆施加纵向扰动时, 机体的振动迅速增大,而当驾驶杆回到中立位置,停止干扰 后,机体的振动呈衰减趋势,表明该型机在该状态下不会发 生尾桨与尾梁耦合不稳定性问题。



图 10 尾减垂向振动响应时间历程(G=13000kg,T/G=80%) Fig.10 Tail reduction vertical vibration response time history(G=13000kg,T/G=80%)

**^AST** 

试验数据采用移动窗方法进行分析处理。两次试验状态的模态阻尼比分别为7.91%和8.80%。说明T/G=80%状态下系统的阻尼稳定裕度比T/G=0%状态下系统的阻尼稳定裕度高,这应是气动力提供了一定的阻尼,因此,尾桨推力较大时阻尼稳定裕度更高,尾桨与尾梁耦合更稳定。

# 4 结论

尾梁与尾桨耦合不稳定性问题在直升机研制阶段具有 重大意义。本文通过稳定性分析,找出了目标频率范围,并 通过动力学修改及结构参数优化计算得到了付出重量代价 最小情况下,能够满足转速稳定性裕度的模态频率及结构 参数,并通过全机尾梁频率、稳定性检查试验以及地面开车 试验,较好地验证了该直升机全机模态分析、尾桨/尾梁耦 合稳定性分析和全机动力学特性修改优化方法的正确性。

#### 参考文献

张晓谷. 直升机动力学设计[M]. 北京: 航空工业出版社,1995.
 Zhang Xiaogu. Design of helicopter dynamics[M]. Beijing:

Aviation Industry Press, 1995. (in Chinese)

 [2] 许宁,凌爱民.直升机尾桨尾梁耦合稳定性分析研究[J].直 升机技术,2007(1):16-20.
 Xu Ning,Ling Aimin. Study of stability for coupled tail rotor and

beam[J]. Helicopter Technique, 2007(1):16-20.(in Chinese)

- [3] 雷卫东,胡国才,李文峰. 直升机尾桨尾梁耦合动稳定性分析
  [J].海军航空工程学院学报,2015,30(1):53-57.
  Lei Weidong, Hu Guocai, Li Wenfeng. Stability analysis of helicopter tail rotor / beam coupled dynamic[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2015, 30(1): 53-57.(in Chinese)
- [4] 张立新,杨智春,谷迎松. 悬停状态下直升机尾桨/尾梁耦合 动力稳定性分析[J]. 机械科学与技术,2009,28(5):678-681.
  Zhang Lixin, Yang Zhichun, Gu Yingsong. Dynamic stability of coupledtail rotor and beam of a helicopter in hovering[J].
  Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2009, 28(5): 678-681. (in Chinese)
- [5] 吴希明. 直升机动力学工程设计[M]. 北京:航空工业出版

社,2017.

Wu Ximing. Engineering design of helicopter dynamics engineering design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2017. (in Chinese)

- [6] 彭晓洪,丁锡洪,周建功.用模态参数识别结果对实际结构有限元动力模型的修正[J].振动与冲击,1984(3):8-15.
  Peng Xiaohong, Ding Xihong, Zhou Jiangong. Correction of finite element dynamic model of actual structure by modal parameter identification result[J]. Journal of Vibration and Shock, 1984(3): 8-15.(in Chinese)
- [7] 张德文, Wei F S, 李应明. 修正动力分析模型的最优元素型 摄动法[J]. 振动工程学报, 1988, 1(4):97-105.
  Zhang Dewen, Wei F S, Li Yingming. Modified elemental perturbation method for modified dynamic analysis model[J].
  Journal of Vibration Engineering, 1988, 1 (4): 97-105. (in Chinese)
- [8] Kabe A M. Stiffness matrix adjustment using mode data[J]. AIAA Journal, 1985, 23(9): 1431-1436.
- [9] Ibrahim S R. Computation of normal modes from identified complex modes [J]. AIAA Journal, 1983, 21 (3): 446-451.

[10] 熊宁,程浩忠,马则良,等.发电机出力成本与负荷裕度置换 度指标的NBI求解方法[J].电力系统自动化,2010,34(5): 34-37.

Xiong Ning, Cheng Haozhong, Ma Zeliang, et al. The determination of substitute degree between generation cost and loading margin based on NBI method[J]. Automation of Electric Power Systems, 2010, 4(5): 34-37.(in Chinese)

[11] 杨柳青,林舜江,刘明波,等.考虑风电接入的大型电力系统
 多目标动态优化调度[J].电工技术学报,2014,29(10):
 286-295.

Yang Liuqing, Lin Shunjiang, Liu Mingbo, et al. Multi-objective dynamic optimal dispatch for large-scale power systems considering wind power penetration[J]. Transactions of China Electrotechincal Society, 2014, 29(10): 286-295.(in Chinese)

## 作者简介

陈新华(1989-)男,硕士,工程师。主要研究方向:直升机 动力学与振动控制。 Tel:022-59800349 E-mail:569547610@qq.com

# Optimization Design and Experimental Verification of Coupling Stability of Helicopter Tail Rotor/Beam

Chen Xinhua\*, Chen Hao, Wang Guosheng, Liu Zhongchao China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

**Abstract:** The coupling stability of the tail rotor/beam of a helicopter was analyzed, and the dynamic characteristics were modified according to the analysis results. The modified variables of structural parameters were determined by sensitivity analysis, and the structural parameters were optimized with the objective of adjusting the whole helicopter vertical first-order bending mode frequency to the required value and paying the minimum weight cost by using the normal boundary intersection method. Finally, the ground test verification and ground start-up verification were carried out. The results show that the modal frequency is adjusted to 5.85Hz in the case of increasing the weight of the beam and the bottom of the transition beam to 35.82kg, which basically meets the design requirements of the helicopter dynamics engineering.

Key Words: helicopter; couple of tail rotor/beam; optimization design; experimental verification

 Received: 2019-01-22;
 Revised: 2019-02-18;
 Accepted: 2019-03-15

 \*Corresponding author.Tel.: 022-59800349
 E-mail: 569547610@qq.com