

无轴承旋翼直升机气动机械稳定性分析

凌爱民

(中国直升机设计研究所直升机旋翼动力学重点实验室, 景德镇, 333001)

摘要:采用模态综合技术建立了旋翼与机体耦合气动机械稳定性分析模型,并以采用无轴承旋翼的轻型直升机为研究对象,依据机体动力学特性试验数据和旋翼设计数据,进行了地面共振和空中共振分析。研究了一些设计因数对稳定性的影响,讨论了从设计上增大阻尼的方法和在分析方法上还应注重研究内容,研究结果表明,安装减摆器,并提高其阻尼效率,以及设计对阻尼有利的桨叶气弹耦合是消除无轴承旋翼地面共振和空中共振的重要设计措施。

关键词:无轴承旋翼;柔性梁;袖套;气动机械稳定性

中图分类号: V211.47

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2011)03-0413-06

Analysis of Aeromechanic Stability for Bearingless Rotor Helicopters

Ling Aimin

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

Abstract: The model of aeromechanic stability for bearingless rotor helicopters is built up by employing modal synthesis technology. The analysis of ground and air resonance for bearingless rotor helicopters is carried out by taking a bearingless rotor mounted to a light helicopter as study objective, and the modal test data of airframe and rotor design data as an example. The influence of some factors on stability is studied and ways of increase damping from design as well as the investigation are discussed. The results show that mounting dampers on rotor and increasing their damping efficiency as well as designing the aeroelastic coupling of blade to the benefit of damping are key measures to eliminate ground and air resonance of bearingless rotor helicopter.

Key words: bearingless rotor; flexible beam; sleeve; aeromechanic stability

无轴承旋翼是目前最先进的直升机旋翼结构形式,它使用复合材料柔性梁取代传统铰接式旋翼桨毂的水平铰、垂直铰和轴向铰。柔性梁可以在承受桨叶离心力载荷时,利用挥舞、摆振和扭转自由度的变形实现桨叶所需的挥舞、摆振和变距运动。但是,由于柔性梁变形复杂,桨叶挥舞、摆振和变距运动耦合较强,其旋翼与机体的气动机械耦合动力稳定性问题比较铰接式或球柔性桨毂旋翼更复杂、更突出,因此掌握这种先进旋翼直升机的动力学设计分析技术是使其走向应用的重要前提,也是旋翼设

计技术的关键之一。

20世纪70年代开始的无轴承旋翼建模分析技术研究^[1],从最初的简单模型(如当量铰,或者只考虑柔性梁弹性,桨叶仍当刚体,以及不考虑挥摆扭耦合的模态法),发展到中等变形的桨叶非线性模型^[2-3]。具有代表性的Hodges和Chopra等人的研究^[4-6],引导了高精度分析能力的直升机动力学设计分析软件开发,如UMAC, CAMRAD, ITR, 2GCHAS和RCAS等。文献[7]收集了多篇有关无轴承旋翼气动机械稳定性设计分析和试验验证的

文章,对影响稳定性的各种因素进行了分析,给出了大量分析与模型试验结果。尤其是西科斯基公司,已将无轴承旋翼直升机旋翼与机体耦合动稳定性分析技术成功应用于阿帕奇和科曼奇武装直升机的设计,还将自动飞行控制系统(Automatic flight control system, ACFS)与气动机械稳定性主动控制技术结合^[8-9],进行了飞行试验验证,结果显示稳定性裕度得到有效提高。

国内许多学者和研究机构也开展了理论方法研究,但由于没有型号研制需求,设计分析技术得不到试验验证,反过来又支持不了型号应用。近年来,与无轴承旋翼设计相关的动力学关键技术研究得到重视,无轴承旋翼直升机气动机械稳定性设计分析技术是其中之一。本文应用模态综合技术,建立旋翼与机体模态耦合动力学分析模型,针对采用无轴承旋翼的轻型直升机进行气动机械稳定性设计分析,以该型机机体动力学特性和配置旋翼参数为实例,研究了一些主要设计因数对稳定性的影响,为准确预测、避免或消除这种耦合动不稳定性,讨论了从设计上增大阻尼的方法和在分析方法上还应注重的研究内容。

1 分析模型

1.1 机体模型

通常直升机机体假设为刚体,仅考虑起落架对机体运动的约束,其约束刚度和阻尼假设在平衡位置的小幅范围内是线性的。起落架一般有不同布局和构型,如后三点和四点机轮-缓冲器式、滑橇式。机轮-缓冲器式起落架的缓冲器构型又有立柱式、纵向摇臂式或跪式、角锥式等。对于具体的设计布局和构型,需要将其静动特性按照几何布局,动态刚度串、并联关系折算成模型中对应的参数。本文算例为滑橇式起落架,机体在起落架上振动特性由试验测得。

考虑机体质心处的6个刚体运动自由度: X_f , Y_f , Z_f , Φ_{Xf} , Φ_{Yf} 和 Φ_{Zf} ,由机体模型计算或由试验测得机体在起落架上振动特性,如模态参数:模态质量、阻尼和刚度及振型,根据振型,把机体振动模态参数变换成桨毂中心处的有效量(有效质量、有效阻尼和有效刚度),也可将空间机体动力学模型变换成平面动力学模型,使其与桨毂中心动特性试验模型一致。

1.2 旋翼结构模型

为了考虑无轴承旋翼桨叶的挥舞、摆振和扭转

运动及其各种耦合,准确模拟桨毂与桨叶、减摆器和操纵线系连接及其质量、刚度分布等,采用有限元法建立旋翼桨叶动力学模型。桨毂坐标系原点在桨毂中心,考虑旋翼轴绕机体轴转角 γ_H (前倾角),用于模拟旋翼轴装于机体上的坐标及方向。桨毂中心的运动用 X_H , Y_H , Z_H , ϕ_{XH} , ϕ_{YH} , ϕ_{ZH} 描述,它是旋翼桨叶的牵连运动。桨叶以 Ω 的转速旋转,方位角为 ϕ_k ,桨叶相对旋转坐标系在展向任一位置考虑 u , v , w , ϕ 运动。

在描述无轴承旋翼桨叶运动的模型中,将桨毂、桨叶、柔性梁、袖套、操纵线系及其连接简化成有限个梁单元、杆单元以及减摆器(弹性、阻尼)单元。根据传力路线和协调关系处理各结构单元间的位移关系。桨叶上每个节点考虑6个自由度 $[u, v, w, \phi, w', v']$,每个梁单元除考虑其端点的6个自由度外,在中点 $L/2$ 处增加一扭转自由度,在 $L/3$ 和 $2L/3$ 处增加两个拉伸自由度,每个梁单元总共有15自由度。以柔性梁和桨叶展向的节点为独立节点,减摆器、袖套、操纵线系刚度阻尼特性通过静力凝聚方法,将其运动用与桨叶和柔性梁连接节点的运动线性表示。

桨叶与桨毂连接有各种边界条件,对于无轴承旋翼,连接点的6个自由度相对于桨毂是固支。变距拉杆与变距摇臂的连接点为桨距控制点,变距摇臂当作刚体,通过位移协调将变距线系的刚度加入到桨叶单元刚度阵中。

减摆器一端连接在桨毂上,另一端连接在桨叶伸出的支臂上,支臂考虑为刚体。减摆器作为轴向一维单元,通过与桨叶上的支臂连接点位移协调关系,将减摆器提供的刚度和阻尼加入到桨叶对应的单元阵中。

桨叶离散为 n 个梁单元,其单元节点划分考虑桨距控制和减摆器的连接位置,需要根据具体结构进行单元划分。

1.3 旋翼气动模型

桨叶气动力模型采用准定常升力线理论,其气动力作用点在 $1/4$ 弦长处,以 $3/4$ 弦长处的气流速度来计算翼型上的气动载荷,假设旋翼诱导流速度 v_i 均匀分布,本文算例没有考虑动力入流和翼型动态失速。

2 运动方程

根据机体、旋翼和气动模型,采用相应的力学

原理导出,如 Lagrange 方程,动力学普遍方程和 Hamilton 变分原理。

机体在起落架上的振动特性和在空中自由状态的运动,可以用其广义模态坐标下的模态参数表示,机体广义模态坐标与旋翼耦合模态振动方程可表示为以下形式

$$\mathbf{M}_{f_p} \ddot{\mathbf{X}}_{f_p} + \mathbf{C}_{f_p} \dot{\mathbf{X}}_{f_p} + \mathbf{K}_{f_p} \mathbf{X}_{f_p} = (\mathbf{X}_{m_p}^H)^T \sum_{k=1}^{N_b} (\mathbf{F}_I^f + \mathbf{F}_{aero}^f) \quad (1)$$

式中: \mathbf{M}_{f_p} , \mathbf{C}_{f_p} 和 \mathbf{K}_{f_p} 分别为机体模态质量、阻尼和刚度对角阵; \mathbf{X}_{f_p} 为机体广义模态坐标; $\mathbf{X}_{m_p}^H$ 为桨毂中心处对应机体模态的振型矩阵; \mathbf{F}_I^f 为由机体和桨叶运动引起旋翼系统作用于桨毂的惯性载荷; \mathbf{F}_{aero}^f 为作用于桨毂的气动载荷。 \mathbf{F}_I^f 和 \mathbf{F}_{aero}^f 为机体模态振动方程中与旋翼桨叶运动的耦合项,在旋翼桨叶与机体模态耦合方程中存在对应的耦合项。

采用 Hoge 和 Dowell 的非线性中等变形弹性梁,以变形量表示的非线性振动方程通过伽辽金有限元方法进行离散化处理,得到以节点运动量表示的桨叶振动方程。在求得桨叶振动固有模态特性后,通过模态变换 $\mathbf{q} = \mathbf{X}_{b_p}^b \mathbf{X}_{b_p}$, 其中, \mathbf{q} 为桨叶节点坐标; $\mathbf{X}_{b_p}^b$ 为桨叶模态振型; \mathbf{X}_{b_p} 为桨叶广义模态坐标。截取前几个低阶模态,通常选取桨叶摆振、挥舞和扭转耦合前二至三个低阶模态,再与机体模态进行综合。孤立桨叶的模态方程可表示为

$$\mathbf{M}_{b_p} \ddot{\mathbf{X}}_{b_p} + \mathbf{C}_{b_p} \dot{\mathbf{X}}_{b_p} + \mathbf{K}_{b_p} \mathbf{X}_{b_p} = 0 \quad (2)$$

桨叶展向任一剖面的位移可表示为

$$\begin{aligned} [u \quad v \quad w \quad \phi]^T = \mathbf{X}_b = \sum_{ie} \mathbf{H} \left(\frac{x}{L_{ie}} \right) \mathbf{q}_{ie} = \\ \sum_{ie} \mathbf{H} \left(\frac{x}{L_{ie}} \right) \mathbf{X}_{b_{mie}}^b \mathbf{X}_{b_p} = \mathbf{X}_{b_{mp}}(r) \mathbf{X}_{b_p} \end{aligned} \quad (3)$$

式中: \mathbf{q}_{ie} 为单元节点坐标; $\mathbf{X}_{b_{mp}}(r)$ 为沿桨叶展向剖面的模态振型函数。振型函数所表示的桨叶任一方向的运动都包括了所选低阶模态向量,即桨叶的每个模态都包括了桨叶运动耦合,这些耦合就是桨叶结构、几何和惯性引起的耦合。

第 k 片桨叶模态与机体模态耦合振动方程可表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_{b_p} \ddot{\mathbf{X}}_{b_p} + \mathbf{C}_{b_p} \dot{\mathbf{X}}_{b_p} + \mathbf{K}_{b_p} \mathbf{X}_{b_p} = \\ (\mathbf{X}_{b_{mp}}^b)^T \sum_{ie} (\mathbf{F}_I^{ie} + \mathbf{F}_{aero}^{ie}) \end{aligned} \quad (4)$$

式中: \mathbf{F}_I^{ie} 为由机体运动引起的作用于桨叶的惯性载荷; \mathbf{F}_{aero}^{ie} 为作用于桨叶的气动载荷。

惯性耦合项 \mathbf{F}_I^{ie} 和 \mathbf{F}_I^f 都与桨叶任一展向位置相对惯性坐标系的绝对加速度有关,需要根据定义的坐标系统导出桨叶任一展向位置的绝对加速度,这些加速度是机体桨毂中心的运动位移 $[X_H \quad Y_H \quad Z_H \quad \phi_{YH} \quad \phi_{YH} \quad \phi_{ZH}]^T$ 的一、二阶时间导数函数和桨叶任一展向位置位移 $[u \quad v \quad w \quad \phi]^T$ 及其一、二阶时间导数的函数。桨叶任一展向位置的绝对加速度乘以该处的质量线密度沿展向积分就得到桨叶的惯性载荷。桨毂中心运动位移的一、二阶时间导数在桨叶振动方程中出现的项就是惯性耦合项 \mathbf{F}_I^{ie} ; 将桨叶惯性载荷投影到机体坐标中,在机体振动方程中出现的桨叶任一展向位置位移 $[u \quad v \quad w \quad \phi]^T$ 及其一、二阶时间导数的项就是惯性耦合项 \mathbf{F}_I^f 。

将式(3)由桨叶广义模态坐标表示的桨叶位移代入方程(1)右端的 \mathbf{F}_I^f 中,按 \mathbf{X}_b 及其一、二阶时间导数展开其表达式

$$\begin{aligned} \sum_k \mathbf{F}_I^f = \sum_k \int_{E_H}^R (\mathbf{m}_{b_0}^f(r) + \cos\psi_k \mathbf{m}_{bc}^f(r) + \\ \sin\psi_k \mathbf{m}_{bs}^f(r)) \ddot{\mathbf{X}}_{b_p} dr + \sum_k \int_{E_H}^R (\mathbf{G}_{b_0}^f(r) + \\ \cos\psi_k \mathbf{G}_{bc}^f(r) + \sin\psi_k \mathbf{G}_{bs}^f(r)) \dot{\mathbf{X}}_{b_p} dr + \\ \sum_k \int_{E_H}^R (\cos\psi_k \mathbf{k}_{b_0}^f(r) + \sin\psi_k \mathbf{k}_{b_0}^f(r)) \mathbf{X}_{b_p} dr \end{aligned} \quad (5)$$

按划分的桨叶单元,将沿展向的积分变为对单元的积分和累加

$$\begin{aligned} \sum_{ie} \mathbf{F}_I^f = \sum_k \sum_{ie} \int_0^{L_{ie}} (\mathbf{m}_{b_0}^f(r_{ie}) + \cos\psi_k \mathbf{m}_{bc}^f(r_{ie}) + \\ \sin\psi_k \mathbf{m}_{bs}^f(r_{ie})) \mathbf{X}_{b_{mp}}(r_{ie}) \ddot{\mathbf{X}}_{b_p} dr + \\ \sum_k \sum_{ie} \int_0^{L_{ie}} (\mathbf{G}_{b_0}^f(r_{ie}) + \cos\psi_k \mathbf{G}_{bc}^f(r_{ie}) + \\ \sin\psi_k \mathbf{G}_{bs}^f(r_{ie})) \mathbf{X}_{b_{mp}}(r_{ie}) \dot{\mathbf{X}}_{b_p} dr + \\ \sum_k \sum_{ie} \int_0^{L_{ie}} (\cos\psi_k \mathbf{k}_{b_0}^f(r_{ie}) + \\ \sin\psi_k \mathbf{k}_{b_0}^f(r_{ie})) \mathbf{X}_{b_{mp}}(r_{ie}) \{ \mathbf{X}_{b_p} \} dr \end{aligned} \quad (6)$$

式中:各项分别为桨叶节点位移及其一阶、二阶时间导数的系数矩阵,它们是桨叶质量沿展向分布的函数; $r_{ie} = x_i + x/L_{ie}$ 为第 ie 个桨叶梁单元任意剖面在桨叶展向的位置, x_i 为单元左节点坐标, L_{ie} 为单元长度, x 为单元内任意剖面的位置。式(6)经多叶坐标变换,最后可得到如下形式

$$\sum_k \mathbf{F}_I^f = \mathbf{M}_{b_0}^f \ddot{\mathbf{X}}_{b_{p0}} + \mathbf{M}_{bc}^f \ddot{\mathbf{X}}_{b_{pc}} + \mathbf{M}_{bs}^f \ddot{\mathbf{X}}_{b_{ps}} + \mathbf{G}_{b_0}^f \dot{\mathbf{X}}_{b_{p0}} +$$

$$(G_{bc}^f + 2M_{bs}^f \Omega) \dot{X}_{bpc} + (G_{bs}^f - 2M_{bc}^f \Omega) \dot{X}_{bps} \quad (7)$$

根据惯性耦合项的对称性,将 $\{F_I^ie\}$ 展开、按桨叶单元积分,再变换到桨叶模态坐标下,并进行多叶坐标变换,得到的桨叶模态振动方程中的惯性耦合项必须与机体模态振动方程中的惯性耦合项相等,即

$$X_{mp}^{H^T} \sum_k^{N_b} F_I^f = (X_{bm}^b{}^T \sum_k^{N_b} \sum_{ic} F_I^{ie})^T = M_{b0}^f \ddot{X}_{bp0} + M_{bc}^f \ddot{X}_{bpc} + M_{bs}^f \ddot{X}_{bps} + G_{b0}^f \dot{X}_{bp0} + (G_{bc}^f + 2M_{bs}^f \Omega) \dot{X}_{bpc} + (G_{bs}^f - 2M_{bc}^f \Omega) \dot{X}_{bps} \quad (8)$$

F_{aero}^f 和 F_{aero}^{ie} 分别为桨毂运动、桨叶运动速度和位移变量的非线性函数,首先用平衡位移对其进行线性化处理,再按推导 F_I^f 的同样过程,可以得到 F_{aero}^f 和 F_{aero}^{ie} 对应桨叶广义模态坐标下的气动阻尼和气动刚度矩阵。

将式(8)和 $F_{aero}^f, F_{aero}^{ie}$ 表示的气动阻尼和弹性项代入式(1,4)中,联立该两个方程组,得到机体和桨叶模态坐标下的耦合动力学方程。

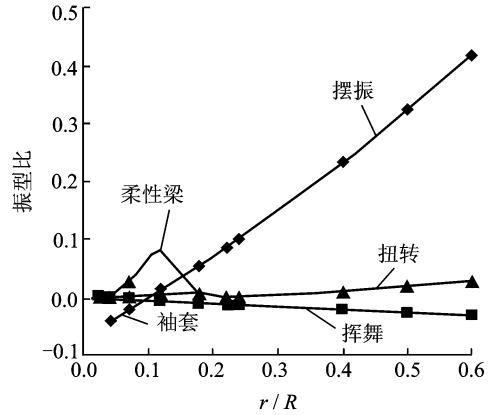
3 实例分析

首先取前述采用无轴承旋翼的轻型直升机在大质量构型状态的桨毂中心动特性试验数据作为地面共振分析的输入数据,空中共振则采用对应该构型状态的质量、质心、转动惯量以及桨毂中心离质心距离设计值。机体试验模态参数是:航向模态质量、阻尼和频率分别为 $1\ 165.7\text{ kg} \cdot \text{m}^2, 2.77\%$ 和 12.82 rad/s ;侧向模态质量、阻尼和频率分别为 $932.78\text{ kg} \cdot \text{m}^2, 4.84\%$ 和 21.75 rad/s ;桨毂中心对应航向和侧向两模态的振型为 $\{1, 0, 0, 0, 0, 0\}$ 和 $\{0, 1, 0, 0, 0, 0\}$ 。全机质量 $2\ 200\text{ kg}$,转动惯量 $I_{xx} = 1\ 134\text{ kg} \cdot \text{m}^2, I_{yy} = 5\ 600\text{ kg} \cdot \text{m}^2$;减摆器弹性刚度和阻尼刚度分别为 $K = 200\text{ N/mm}$ 和 $K'' = 72\text{ N/mm}$ 。

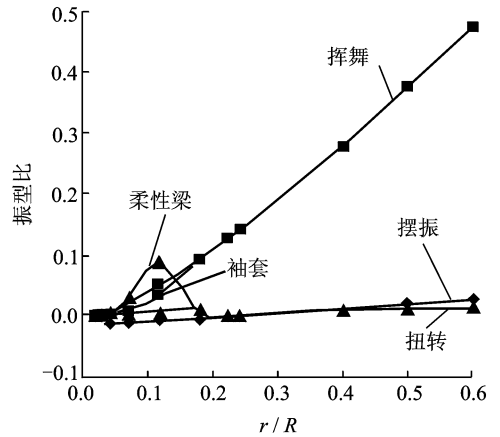
用于算例研究的无轴承旋翼采用了上下两个减摆器,一端与袖套连接,另一端与铰支于柔性梁上的刚性杆连接,桨距控制点基本与减摆器在同一展向位置。

3.1 桨叶振动特性分析

图1为孤立桨叶挥舞、摆振和扭转耦合一阶模态振型图,图(a)为以桨叶摆振为主模态,图(b)为则以挥舞为主模态,对应的频率分别为 $\omega_\alpha = 0.64\ \Omega, \omega_\beta = 1.08\ \Omega$ 。



(a) 摆振频率下的振型



(b) 挥舞频率下的振型

图1 桨叶一阶挥舞、摆振和扭转耦合模态振型

从图中可看到,桨叶以耦合的摆振模态前摆时,扭角增大,向下挥舞;而以耦合的挥舞模态挥舞时,扭角也增大,同时前摆。这种耦合关系将使气动提供负阻尼,即会对气动机械稳定性起到不利影响。从图(a)中袖套的振型可看到,袖套与减摆器的连接点的振型与柔性梁在该展向位置的振型之差就是减摆器的振型,差值越大表明减摆器提供的刚度阻尼贡献就越大。另外,柔性梁的扭转变形很剧烈,耦合的挥舞、摆振模态下桨叶的扭转振型完全决定于袖套和变距线系的刚度,因此,袖套和变距支臂的刚度和布局设计可控制桨叶挥舞、摆振时的扭转运动,使其有利于提供气动阻尼。

3.2 地面共振分析

图2为根据试验参数计算的零升力状态地面共振结果,图中对特征值实部 σ_i/ω_i 乘以100,对应载机的两个模态在共振转速区都是大于零,表明系统是不稳定的,其中对应俯仰模态的共振转速区在 $86\% \sim 95\%$ 范围内,为 1.4% ,而对应滚转模态的共振转速区下界在 120% 。显然,该型机机体动力学特性配置该无轴承旋翼不满足地面共振要求。

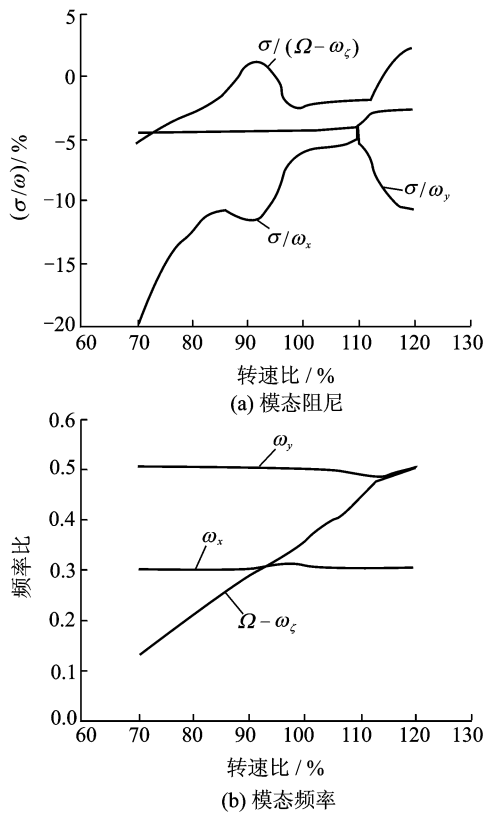


图2 模态阻尼和频率曲线

影响稳定性的旋翼主要参数是:机体模态阻尼、阻尼器刚度/阻尼值、袖套刚度和桨叶根部刚度分布。如果提高阻尼器阻尼刚度和提高机体模态阻尼,发现提高阻尼器刚度没有明显效果,减摆器阻尼贡献率很低,而提高机体模态阻尼可抑制额定转速区内的不稳定性。尽管如此,额定转速区内的俯仰模态共振转速区的阻尼裕度仍较小。

3.3 空中共振分析

根据机体质心和桨毂中心参数,计算出桨毂中心对应机体刚体模态振型,进行空中共振分析。图3,4是悬停状态下的阻尼和频率计算结果。从图3可看到,只要减摆器提供阻尼,不论包括气动力与否,摆振后退模态都是稳定的。就本算例而言,考虑气动力时稳定性降低,气动力产生了不利影响,这与对桨叶耦合振型分析结果相符,完全与桨叶挥舞、摆振和扭转模态耦合相关,即挥舞和摆振模态中,桨叶的扭转振型使气动力提供了负阻尼。当不包括气动力时,挥舞后退和旋翼与机体耦合陀螺模态是不稳定的,实际上气动力对这两个模态提供了非常高的阻尼,是两个高阻尼模态。从图4频率曲线可看到,陀螺模态频率略低于摆振后退模态频率,在90%左右的额定转速区两频率出现交替。由

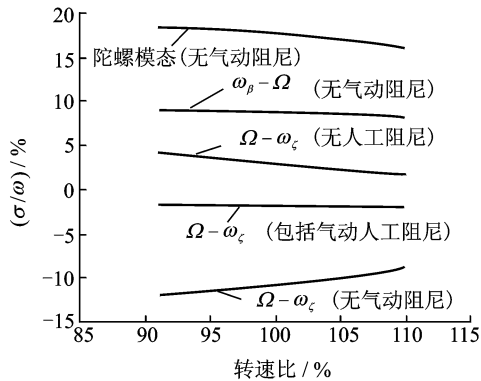


图3 气动和人工阻尼的影响(T=G)

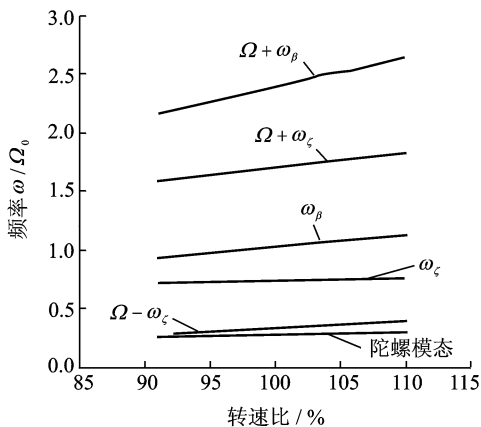


图4 旋翼耦合频率

于无轴承旋翼挥舞频率较高,导致它与机体滚转、俯仰耦合形成的陀螺模态频率提高,图4中所示的陀螺模态频率是在高气动阻尼状态下的值,如果在真空状态下,该频率要比摆振后退模态频率高。

研究升力对稳定性的影响时,只考虑了垂直上升情况,其结果表明提高升力会使摆振后退模态阻尼有所增大。由于不是大升力高速前飞状态,桨叶翼型剖面气流还没有进入失速,因此,升力增大会提高气动阻尼。本文没有对大升力高速前飞状态进行分析,这需要引入非定常动态失速气动模型,如依据翼型静态吹风数据,计算非定常动态失速的ONERA气动模型。采用该气动模型,通过时域求解非线性的旋翼机体耦合动力方程,可根据瞬态响应分析其稳定性。

对本算例而言,变距控制系统刚度对稳定性的影响研究发现,变距控制系统刚度高于 10^6 就足以保证稳定性不变差,而低于 10^5 稳定性就下降,因此,高的变距控制系统刚度有利于控制桨叶挥舞、摆振时的扭转运动朝获得气动阻尼的方向变化。

4 结 论

本文应用建立的旋翼与机体模态耦合动力学分析模型,通过实例对无轴承旋翼气动机械稳定性进行了分析,研究了主要相关因数对稳定性的影响,可总结为以下几点:

(1)在无轴承旋翼桨毂上安装减摆器,仍是防止地面共振和空中共振的重要设计措施,而提高减摆器的阻尼效率是无轴承旋翼桨毂结构设计的关键;

(2)在轴流状态下,在小于翼型动态失速的桨距范围内提高升力,将增加空中共振的稳定性。

(3)气动力对耦合稳定性的影响基本取决于桨毂、桨叶构型和特性分布,最终体现在桨叶挥舞、摆振和扭转耦合程度上,有利的耦合是使气动力提供正阻尼。

无轴承旋翼空中共振发生在大速度高拉力前飞状态,需要引入非定常动态失速气动模型。

由于无轴承旋翼操纵功效大,空中共振对桨距控制输入,尤其是以调节机体运动姿态输入激励非常敏感。而通常在自动飞行控制系统或者增稳系统设计中并不考虑其对空中共振的影响,因此,研究ACFS对无轴承旋翼气动机械稳定性的影响,或者在ACFS设计中考虑与气动机械稳定性主动控制技术结合,是无轴承旋翼气动机械稳定性研究的新课题。

参考文献:

[1] Hoges D H. Aeromechanical stability of helicopter

with bearingless main rotor[R]. NASA TM-78459, 1978.

[2] Hoges D H, Dowell E H. Nonlinear equation of motion for elastic bending and torsion of twisted non-uniform blades[R]. NASA TND-7818,1974.

[3] Hoges D H, Ormiston R A, Peters D A. On the nonlinear deformation geometry of Euler-Bernoulli beams[R]. NASA TP 1566,1980.

[4] Hoges D H. An aeromechanical stability analysis for bearingless rotor helicopter[R]. Journal of American Helicopter Society, 1979,24(1):2-9.

[5] Wai Yip Chan, Chopra I. Aeromechanical stability of hingeless helicopter rotors in forward flight[C]//The AHS International Specialists' Meeting on Rotorcraft Basic Research, Georgia Institute of Technology. Georgia: AHS, 1991:1-22.

[6] Panda B, Mychalowycz E. Aeroelastic stability wind tunnel testing with analytical correlation of the comanche bearingless main rotor[C]//52nd AHS Annual Forum. Washington D C: [s. n.], 1996: 168-183.

[7] 中国直升机设计研究所. 先进无轴承旋翼译文集[M]. 景德镇:中国直升机设计研究所,1997.

[8] Kothmann Bruce D, Armbrust J. RAH-66 comanche core AFCS control law development; DEMVAL to EMD[C]//Proceedings of 58th Annual Forum for AHS. Montreal, Canada:[s. n.],2002:11-13.

[9] Panda B, Mychalowycz E, Kothmann B, et al. Active controller for comanche air resonance stability augmentation[C]//American Helicopter Society 60th Annual Forum. Baltimore, MD:[s. n.],2004:7-10.