

基于起落架参数设计的某直升机地面共振及参数影响分析

A Helicopter Ground Resonance based on Design of Landing Gear Parameters and Parameters Analysis

董明明¹ 周长悦¹ 秦浩¹ 王敬华^{2/1} 中国飞行试验研究院 2 61769 部队

摘要: 建立了某直升机地面共振分析力学模型, 计算了起落架在桨毂中心处的等效刚度和阻尼, 针对某直升机进行了地面共振分析, 同时分析了摆振铰外伸量、质量静距、桨毂中心有效刚度等对地面共振的影响, 为避免地面共振及参数改进提供依据。

Abstract: This paper established a mechanical model of a helicopter ground resonance analysis to calculate the equivalent stiffness and damping of the landing gear in the hub center. It is according shimmy hinge overhang amount and the quality of the static and the effective stiffness of the hub center to avoid ground resonance for parameters improved.

关键词: 直升机; 地面共振; 起落架; 阻尼; 特征值

Keywords: helicopter; ground resonance; landing gear; damping; eigenvalue

0 引言

直升机地面共振是旋翼后退型摆振运动与桨毂中心有平移的机体模态相互耦合导致的。当旋翼系统产生的离心激振力摆振运动与机体在支撑系统上振动的某阶固有频率相近或相同时, 且对应该阶固有频率的固有振型又能使桨毂中心在旋转平面里发生摆动, 同时桨叶摆振器和起落架阻尼在振动一周后不能抵消激振力对系统所作的功, 桨叶的摆振和全机在起落架上的振动就会互相加剧, 恶性循环的结果是直升机在几秒钟内瞬间毁坏。

本文基于机身刚体平面二自由度假设来分析地面共振, 忽略空气动力作用, 首先计算出起落架系统的刚度和阻尼, 将其转化为桨毂中心处的等

效刚度、阻尼、质量。给定直升机旋翼参数和计算的起落架系统参数, 分析其地面共振特性。在此基础上也分析了桨叶摆振铰外伸量、质量静距、等效刚度等对地面共振的影响, 这些参数的分析为地面共振的优化和改进提供了参考依据。

1 地面共振计算模型

1.1 基本假设

1) 由于桨叶摆振的气动阻尼很小, 故忽略空气动力的影响。

2) 分析时将机体看作刚体模型, 仅考虑纵向、侧向水平位移 (X_f, Z_f) 与俯仰、横滚转角位 (φ_x, φ_z), 由于垂直运动和偏航运动不与机体耦合, 所以不考虑垂直方向运动及绕Y轴的

转动这两个自由度。

1.2 地面共振分析模型

地面共振分析模型分析的是旋翼和机体振动系统的运动。机体系统模型如图1所示, 机体振动系统研究的主要目的是掌握桨毂中心的运动。旋翼在旋转平面内运动的数学模型如图2所示。

2 计算方法

2.1 旋翼与机体耦合运动方程的建立

直升机地面共振分析考虑四个自由度, 即横滚、侧移、俯仰、纵向。建立旋翼和机体的运动方程, 采用小扰动方程坐标转换, 最终可得到旋翼和机体耦合的运动方程(1), 具体的推导过程见参考文献[1]。

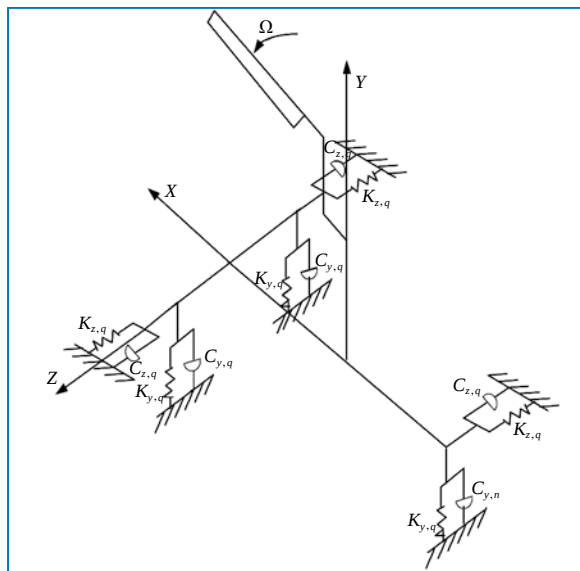


图1 旋翼机体模型

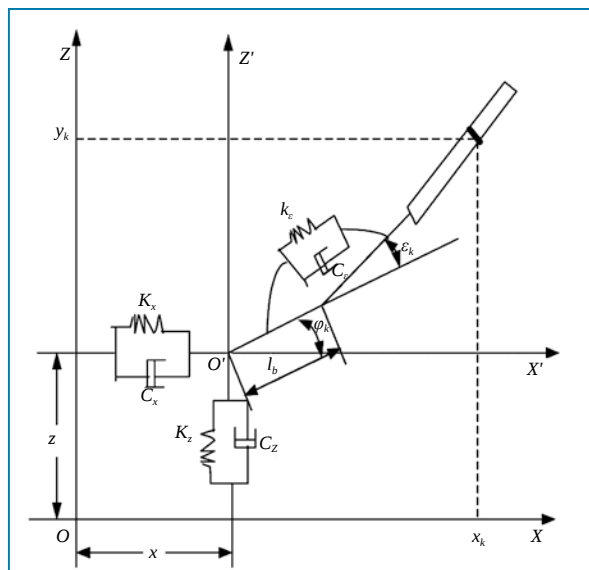


图2 旋翼在旋转坐标系中的数学模型

$$\begin{cases} I_b \ddot{\eta} + C_e \dot{\eta} + (K_e + S_b I_b \Omega^2 - I_b \Omega^2) \eta - 2 I_b \Omega \dot{\zeta} - C_e \Omega \zeta - \frac{n}{2} S_b \ddot{x} = 0 \\ I_b \ddot{\zeta} + C_e \dot{\zeta} + (K_e + S_b I_b \Omega^2 - I_b \Omega^2) \zeta + 2 I_b \Omega \dot{\eta} + C_e \Omega \eta + \frac{n}{2} S_b \ddot{z} = 0 \\ M_z \ddot{z} + C_z \dot{z} + K_z z + S_b \ddot{\zeta} = 0 \\ M_x \ddot{x} + C_x \dot{x} + K_x x - S_b \ddot{\eta} = 0 \end{cases} \quad (1)$$

其中, $M_x = m_x + nm_b$, $M_z = m_z + nm_b$ 。

2.2 起落架系统刚度、阻尼的计算

起落架系统的刚度和阻尼由缓冲器和轮胎系统的刚度和阻尼联合而成, $K_{H,y}$ 、 $K_{L,y}$ 和 $C_{H,y}$ 、 $C_{L,y}$ 分别为垂直方向缓冲器和轮胎系统的刚度和阻尼。

$$K_y = K_{L,y} \frac{(K_{L,y} + K_{H,y}) K_{H,y} + C_{H,y}^2 \omega^2}{(K_{L,y} + K_{H,y})^2 + C_{H,y}^2 \omega^2} \quad (2)$$

$$C_y = C_{H,y} \frac{K_{L,y}^2}{(K_{L,y} + K_{H,y})^2 + C_{H,y}^2 \omega^2} \quad (3)$$

Z向即侧向刚度和阻尼仅由机轮系统提供, X向即纵向刚度和阻尼由机轮刹车时的刚度和阻尼来确定。

在进行地面共振分析时, 应将起落架系统的刚度和阻尼转化到桨毂中心。在地面共振中, 主要模式是直升机的横滚模式和侧移模式, 直升机的俯仰模式影响很小。横向振动的直升机平面物理模型如图3所示。

直升机绕固有振动节点的运动方程为:

$$M \ddot{z} + K_z z + e K_x \phi_x + C_z \dot{z} + e C_x \dot{\phi}_x = 0 \quad (4)$$

$$I_x \ddot{\phi}_x + e K_z z + (K_x e^2 + 2 K_{y1} a^2) \dot{\phi}_x + (C_z e^2 + 2 C_{y1} a^2) \phi_x + e C_z \dot{z} + G z - T z = 0 \quad (5)$$

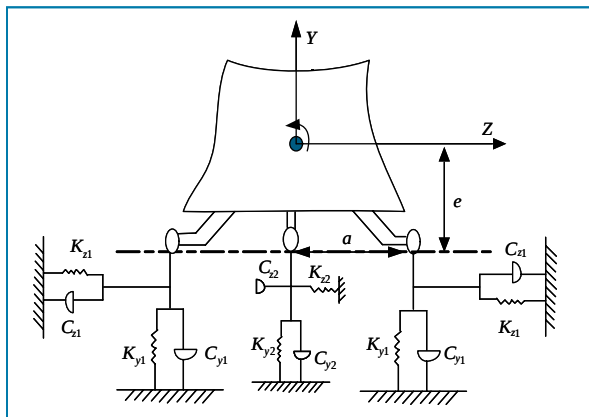


图3 机体在横向平面的计算模型

解此微分方程组, 得到桨毂中心处的等效刚度、等效阻尼、等效质量。

2.3 地面共振的计算方法

$$[M]\{\ddot{X}\} + [C]\{\dot{X}\} + [K]\{X\} = 0 \quad (6)$$

方程(6)为振动微分方程, 将方程(1)转化为方程(6)的形式, 其中 $\{X\} = [x, z, \eta, \zeta]^T$ 为四元素向量, 旋翼机体的质量矩阵 $[M]$ 、刚度矩阵 $[K]$ 、阻尼矩阵 $[C]$ 参见文献[1]。

采用状态空间法求方程(6)的特征值, 即将式(6)转换到状态空间模型, 令 $Y = \begin{Bmatrix} x \\ \dot{x} \end{Bmatrix}$, 方程(6)变化为:

$$\dot{Y} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -M^{-1}K & -M^{-1}C \end{bmatrix} Y \quad (7)$$

式中 $\{Y\} = [x, \dot{x}, z, \dot{z}, \eta, \dot{\eta}, \zeta, \dot{\zeta}]^T$, 方程(7)为求一般矩阵的广义特征值问题, 此方程特征值为四对共轭复根, 实部表

示模态阻尼，虚部表示模态频率，若特征值的实部为负，在该旋翼转速下系统是稳定的；若特征值的实部为正，则系统不稳定；若实部为零，则系统处于临界稳定状态。

3 结果分析

分析地面共振时，假定旋翼摆振阻尼为零，即 $C_e=0$ ，得到系统的特征复根，表1是旋翼系统参数，表2的起落架参数由落振试验检验获得，并经过一系列计算转化为桨毂中心处的数值。

输入表2高阶振频的数据，得到地面共振横滚模态分析结果，如图4和图5所示。输入表2低阶振频数据，得到地面共振侧移模态分析结果，如图6和图7所示。图4、图5、图6、图7中LB、LA、BF、BB分别表示摆振后退型、摆振前进型、机体反向回转、机体正向回转四个模态。

从图4中的模态阻尼曲线可知，摆振后退型在旋翼转速大于10rad/s时直升机发生地面共振。从图6侧移模态阻尼曲线可知，旋翼一开始运转时就会发生地面共振现象。从图4和图6都可以看出，直升机的侧移和横滚模态都会发生地面共振。

3.1 增添摆振阻尼地面共振分析

图8~图11是直升机增添桨叶摆振阻尼时地面分析的结果。对于横滚模态来说，旋翼摆振阻尼为3800N·s/m时才能避开地面共振，而对于侧移模态来说，旋翼摆振阻尼为9000N·s/m时才能避开地面共振。

3.2 参数影响分析

1) 摆振铰外伸量和质量静距对地面共振的影响

图12、图13分析了摆振铰外伸量和质量静距对地面共振的影响，以高阶振频数据的摆振后退型为例，当摆

表1 机身/旋翼耦合系统参数

参数	数值
桨叶片数(n)	5
旋翼半径(m)	7.98
单片桨叶质量(kg)	77
垂直铰偏置 l_b (m)	0.3
桨叶关于垂直铰静距 S_0 (kg·m)	300
桨叶关于垂直铰惯性距 I_b (kg·m ²)	1000

表2 旋翼升力 $T=0$ ，桨毂中心处低阶和高阶的有效质量、刚度、阻尼

参数	低阶振频	高阶振频
等效质量 M_f (10 ³ kg)	4.0748	4.7815
等效刚度 K_f (10 ⁶ N/m)	0.5066	5.374
等效阻尼 C_f (N·s/m)	0.9239	5.4634

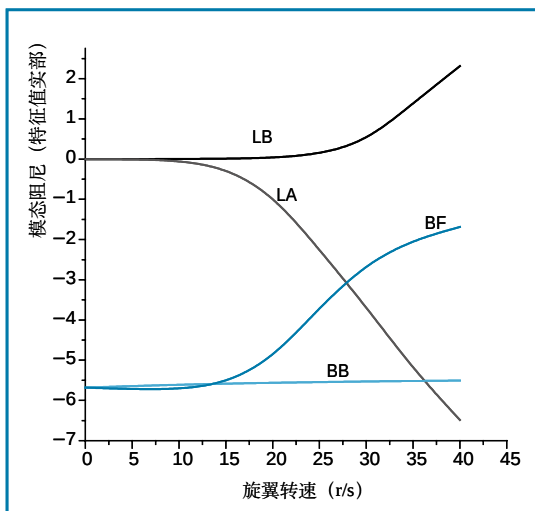


图4 横滚模态下的模态阻尼曲线

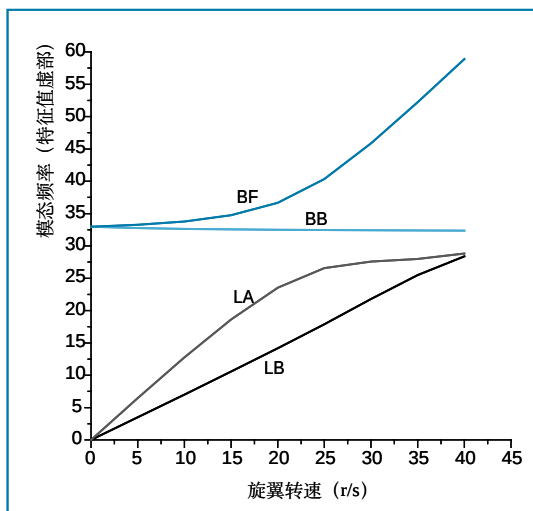


图5 横滚模态下的模态频率曲线

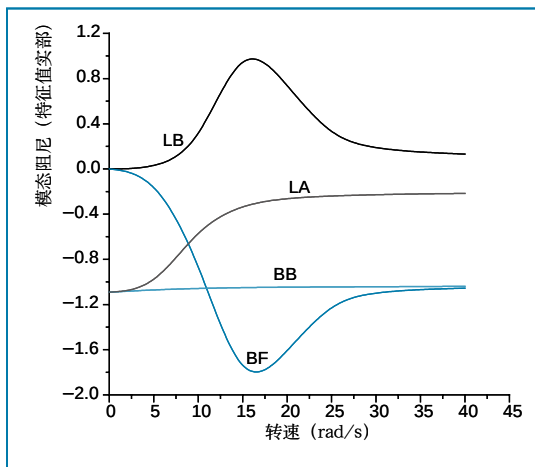


图6 侧移模态下的模态阻尼曲线

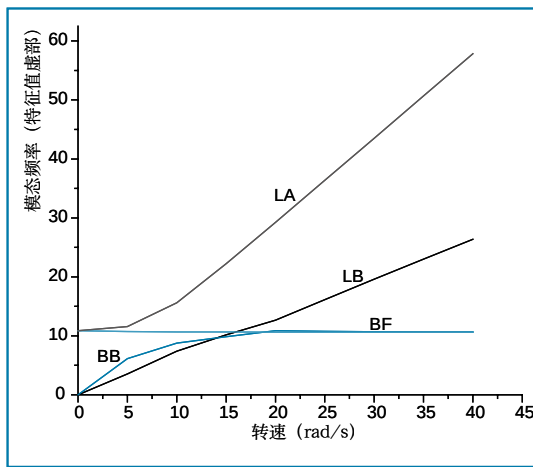


图7 侧移模态下的模态频率曲线

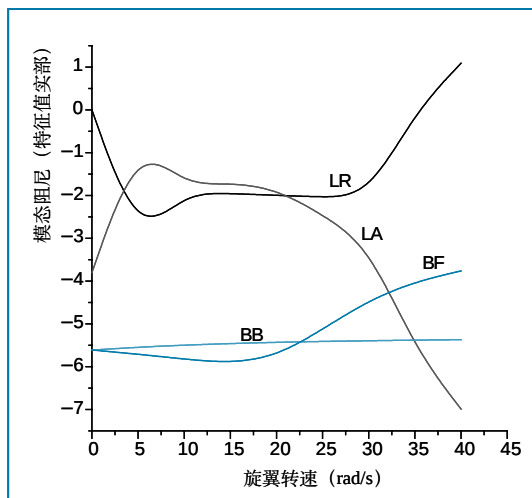


图8 横滚模式下的模态阻尼曲线图

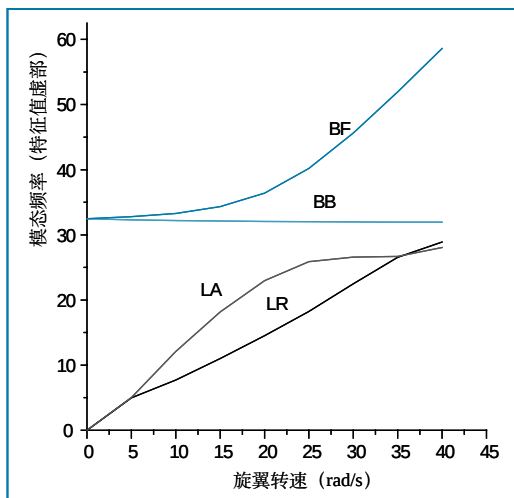


图9 横滚模式下的模态频率曲线

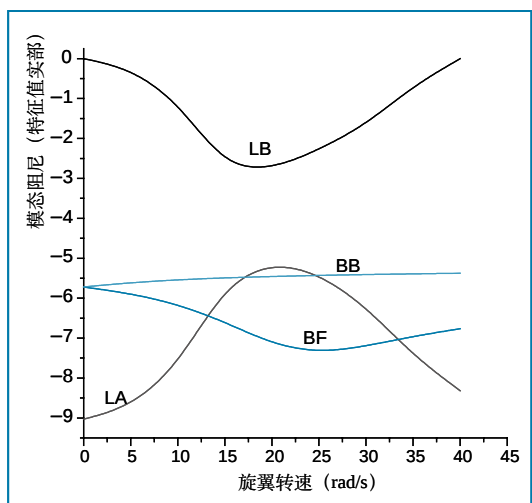


图10 侧移模式下的模态阻尼曲线

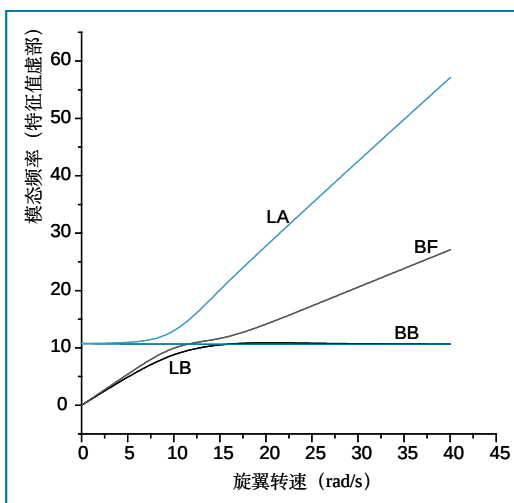


图11 侧移模式下的模态频率曲线

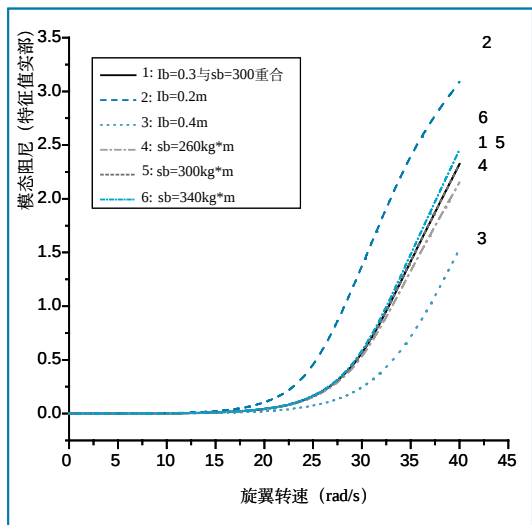


图12 滚转模式的摆振后退型阻尼曲线图

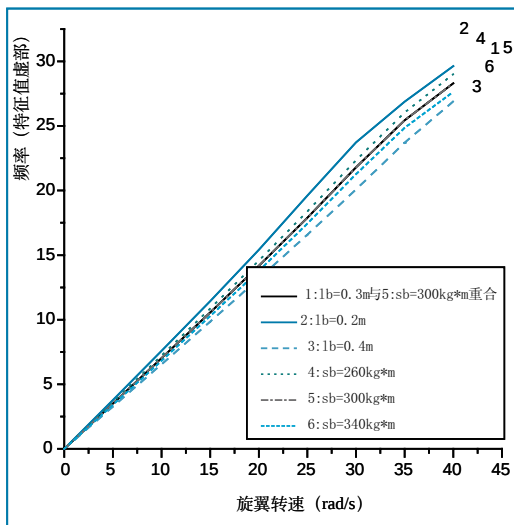


图13 滚转模式的摆振后退型频率曲线

振铰外伸量由0.3m增加到0.4m时,摆振后退型正阻尼减小很多,对地面共振起到了抑制作用,模态频率反而减小;当摆振铰外伸量减小为0.2m时,结果恰好相反。

当质量静距由300mm增加到340mm时,摆振后退型正的模态阻尼随之增大,模态频率却反而减小,但减小不多。

2) 桨毂中心有效刚度对地面共振的影响

图14、图15分析了桨毂中心有效刚度的变化对地面共振影响,由图14可以看出,刚度增大后地面共振正的模态阻尼减小,有利于抑制地面共振,同时刚度、摆振铰外伸量都增大而质量静距减小后,得到正的模态阻尼是最小。由图15可以看出,桨毂中心有效刚度、摆振铰外伸量、质量静距同时变化或者刚度的单独变化对模态频率变化影响都不大。

3) 参数同时改变对地面共振的影响

从图16、图17

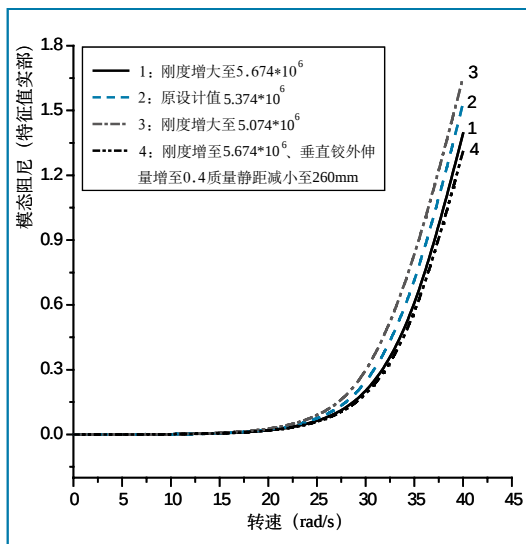


图14 滚转模式的摆振后退型阻尼曲线图

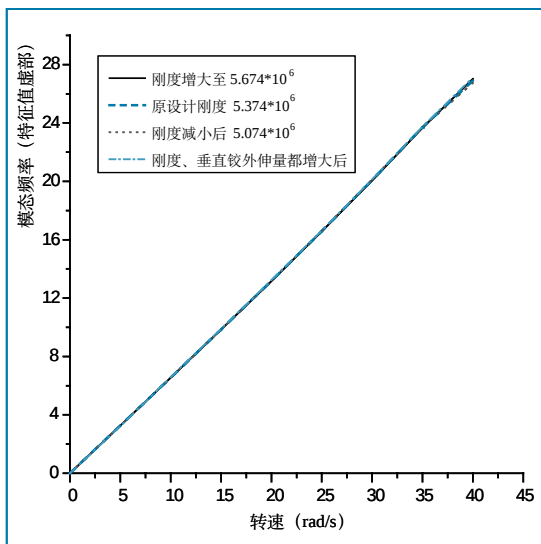


图15 滚转模式的摆振后退型频率曲线

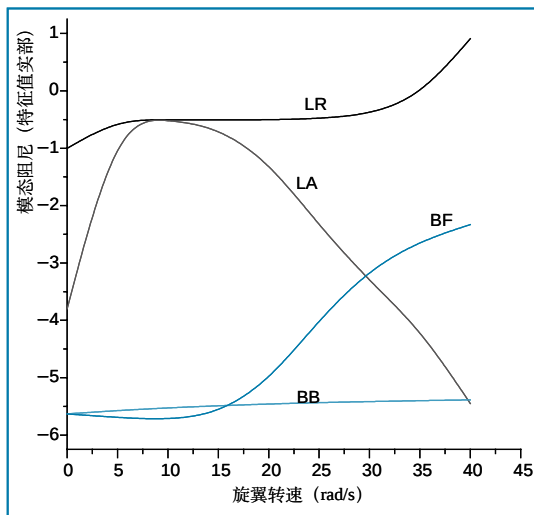


图16 滚转模式的摆振后退型阻尼曲线图

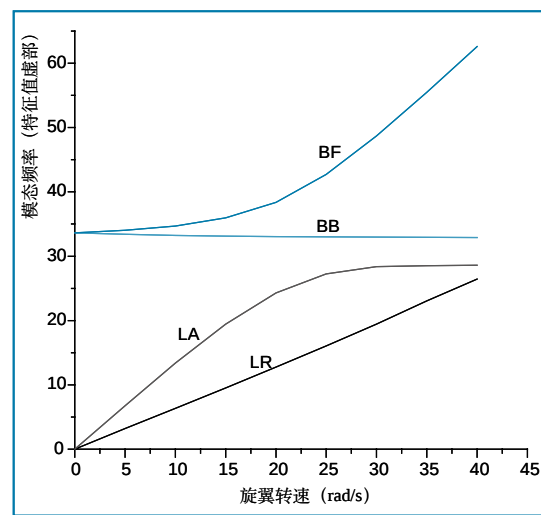


图17 滚转模式的摆振后退型频率曲线

看出,在旋翼滚转模态下,增大旋翼摆振铰外伸量和桨毂中心有效刚度,减小质量静距,如要避免地面共振,所需旋翼摆振铰阻尼为 $1000\text{N}\cdot\text{s}/\text{m}$,而原设计参数则需要 $3800\text{N}\cdot\text{s}/\text{m}$ 。

对于侧移模态,在桨毂中心有效刚度增至 $53660\text{N}/\text{m}$ 、摆振铰外伸量增至 0.4m 、质量静距减小至 $260\text{kg}\cdot\text{m}$ 的条件下,如要避免侧移模态的地面共振,所需旋翼摆振阻尼为 $7800\text{N}\cdot\text{s}/\text{m}$,而原设计参数需要 $9000\text{N}\cdot\text{s}/\text{m}$ 。

4 结束语

1) 验证了某直升机基于起落架参数设计的地面共振特性,证明该起落架参数易发生地面共振。通过增添旋翼摆振阻尼可避免地面共振,并为旋翼摆振阻尼的设计提供了参考。

2) 分析了摆振铰外伸量、质量静距、桨毂中心对地面共振的影响,发现摆振铰外伸量增大、质量静距减小、桨毂中心有效刚度增大等有利于抑制地面共振。

3) 分析了摆振铰外伸量、质量静距、桨毂中心有效刚度同时变化时对地面共振的影响,结果发现,各参数同时发生变化比单独作用更有利于抑制地面共振、有效节约摆振阻尼。

AST

参考文献

- [1] 董明明. 某型直升机起落架参数设计及其动力学分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
- [2] 陈天泉. 直升机的地面共振[J]. 江苏航空, 1990, (2): 30-30.
- [3] 顾仲权. 抑制直升机“地面共振”的优化设计[J]. 航空学报, 1989, 10(3): 113-118.
- [4] 顾仲权. 直升机“地面共振”力学模型的探讨[J]. 航空学报, 1990, 11(3): 188-193.

升机“地面共振”力学模型的探讨[J]. 航空学报, 1990, 11(3): 188-193.

[5] Jame H.Walls. Investigation of the air-compression process during drop tests of an oleo-pneumatic landing gear[J]. NACA TN-1951-2477.

作者简介

董明明, 试飞工程师, 主要从事飞机振动环境试飞技术研究。