



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112597582 B

(45) 授权公告日 2022. 09. 09

(21) 申请号 202011468635.6

G06F 111/04 (2020.01)

(22) 申请日 2020.12.11

G06F 113/08 (2020.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号

G06F 113/28 (2020.01)

申请公布号 CN 112597582 A

G06F 119/14 (2020.01)

(43) 申请公布日 2021.04.02

(56) 对比文件

(73) 专利权人 中国直升机设计研究所

CN 1053401 A, 1991.07.31

地址 333001 江西省景德镇市航空路6-8号

CN 104229135 A, 2014.12.24

CN 103171762 A, 2013.06.26

(72) 发明人 朱艳 孙凤楠 冯志壮 程起有

审查员 许哲

钱峰 刘晨 代志雄

(74) 专利代理机构 中国航空专利中心 11008

专利代理师 王世磊

(51) Int. Cl.

G06F 30/15 (2020.01)

G06F 30/23 (2020.01)

G06F 30/28 (2020.01)

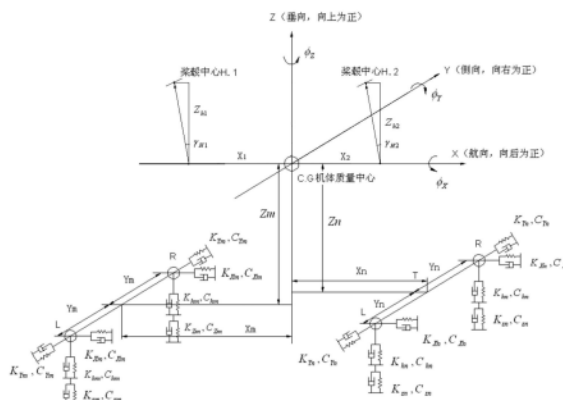
权利要求书2页 说明书5页 附图2页

(54) 发明名称

一种纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法

(57) 摘要

一种纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法,属于直升机动力学建模及分析技术,模型采用全铰接式刚性桨叶模型,首先建立各系统坐标系及坐标系间的关系,建立机体运动模型,旋翼运动模型和气动模型,经旋翼耦合响应求解和多桨叶坐标变换后,组合旋翼机身起落架桨叶模型质量阻尼刚度阵,建立纵列式双旋翼直升机地面共振分析模型,采用特征值方法计算地面共振,通过特征值实部判断地面共振稳定性。该模型可用于纵列式双旋翼直升机地面共振稳定性计算分析,为开展型号设计和改型研制提供关键技术支持。



1. 一种纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法,其特征在于:所述方法包括以下步骤:

- 1) 建立机体系统坐标系及坐标系间的关系;
- 2) 建立机体运动模型及起落架运动模型;
- 3) 建立旋翼运动模型和桨叶气动力模型;

4) 根据旋翼运动模型进行旋翼耦合响应求解;具体过程包括:对桨叶线性矩阵、切线刚阵、非线性力和桨毂载荷进行组合,通过哈密尔顿原理,得出旋翼桨叶模态方程式,并采用时间有限元方法求解;旋转一周时间周期 $2\pi$ 划分为多个时间单元,桨叶控制方程表述成所有时间单元方程的总和,再通过泰勒展开,对于每个时间单元的模态位移向量的时间变量,表述成形函数 $Ht$ 和时间节点位移向量,采用五阶多项式逼近,每个时间单元需要六个节点,五阶时间形函数表述为拉格朗日多项式形式,设定时间有限元方程边界条件,求出时间离散化桨叶响应方程;

所述桨叶线性矩阵为刚性桨叶运动质量、刚度和阻尼矩阵中的常数项;

所述切线刚阵为刚性桨叶运动质量、刚度和阻尼矩阵中的一次项;

所述非线性力为刚性桨叶运动质量、刚度和阻尼矩阵中的多次项;

5) 多桨叶坐标变换;

6) 根据起落架运动模型和桨叶气动力模型建立纵列式双旋翼直升机地面共振分析模型;

7) 采用特征值方法计算纵列式双旋翼直升机地面共振分析模型求解地面共振。

2. 根据权利要求1所述的纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法,其特征在于:所述步骤1)中,所述机体系统坐标系包括:惯性坐标系、机体坐标系、旋翼桨毂坐标系、旋翼旋转坐标系、旋翼桨叶挥舞坐标系、旋翼桨叶摆振坐标系、旋翼桨叶变距坐标系,所述坐标系间的关系为各坐标系间的坐标转换关系。

3. 根据权利要求2所述的纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法,其特征在于:所述步骤2)中,

所述建立机体运动模型过程包括:假设机体为刚体,根据机体在空间的六个刚体运动自由度:航向位移 $X$ 、侧向位移 $Y$ 、垂向位移 $Z$ 、横滚 $\Phi_x$ 、俯仰 $\Phi_y$ 、偏航运动 $\Phi_z$ ,根据机体运动位移、速度和加速度,确定机体惯性载荷;

所述建立起落架运动模型过程包括:将缓冲器和机轮简化为刚度和阻尼部件,根据机体运动引起起落架变形,建立起落架运动载荷;根据达朗贝尔原理,机体惯性力和起落架作用于机体的载荷处于平衡状态,建立机体在起落架上的运动方程,方程矩阵形式,

$[M_f]\{\ddot{X}\} + [C_f]\{\dot{X}\} + [K_f]\{X\} = \{F_f\}$ , 式中,  $\{X\} = \{X, Y, Z, \Phi_x, \Phi_y, \Phi_z\}^T$ 为六个元素的向量,

$[M_f]$ 、 $[K_f]$ 、 $[C_f]$ 为不装旋翼的机体质量、刚度和阻尼的线性矩阵。

4. 根据权利要求3所述的纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法,其特征在于:所述步骤3)中,

所述建立旋翼运动模型过程包括:根据坐标变换关系,确定在桨毂坐标系下桨叶上任一点的速度;根据动力定律,得出桨叶上任一截面的动能,建立旋翼总动能方程式;根据拉格朗日定律,得出考虑桨叶挥舞、摆阵和机身运动影响的旋翼运动方程;

$M_b \ddot{q}_i + C_b \dot{q}_i + K_b q_i = F_C + F_{NL}$ ,  $F_C$  和  $F_{NL}$  是桨叶运动惯性载荷的常数项和非线性项,  $[M_b]$ 、 $[K_b]$ 、 $[C_b]$  为刚性桨叶运动质量、刚度和阻尼矩阵;

所述建立桨叶气动力模型过程包括: 桨叶准定常气动力模型采用升力线理论, 其气动力作用点在四分之一弦长处, 以四分之三弦长处的气流速度来计算翼型上的气动载荷, 旋翼诱导流速度均匀分布;

桨叶翼型截面气动力产生的桨毂载荷, 转换到对机身重心的六力素, 旋翼对机身重心的总气动力, 为沿桨叶展向积分后, 将各片桨叶载荷求和求得, 根据拉格朗日方程求得前旋翼气动力质量  $[M_a]$ 、刚度  $[K_a]$  和阻尼矩阵  $[C_a]$  以及载荷常数项、非线性项。

5. 根据权利要求4所述的纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法, 其特征在于: 所述步骤5) 中, 所述多桨叶坐标变换为: 采用多桨叶坐标变换转换从单片桨叶运动表达式中提取出周期性的成分, 将各片桨叶的运动向旋转平面内的正交坐标投影取和; 通过坐标系转换和方程转换将桨毂旋转坐标系下的旋翼运动方程转换到固定坐标系下。

6. 根据权利要求5所述的纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法, 其特征在于: 所述步骤6) 中, 所述建立纵列式双旋翼直升机地面共振分析模型过程包括: 将前旋翼的质量、阻尼、刚度矩阵中桨毂中心离重心高度、航向位置替换为后旋翼对应值, 并将矩阵中与  $Y_f$ 、 $\phi_x$  和  $\phi_z$  自由度对应的行和列都加负号进行镜像处理得到后旋翼的质量、阻尼、刚度矩阵; 组合前旋翼、后旋翼和不装旋翼的机体质量、刚度、阻尼矩阵, 得到地面共振运动方程  $[M]\{\ddot{X}\} + [C]\{\dot{X}\} + [K]\{X\} = 0$ ;  $[M]$ 、 $[K]$ 、 $[C]$  为质量、刚度、阻尼系数矩阵。

7. 根据权利要求6所述的纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法, 其特征在于: 所述步骤7) 中, 在某一旋翼转速  $\Omega$  下, 先计算系数矩阵  $[M]$ 、 $[K]$ 、 $[C]$ ; 再求状态方程  $[B]\{\dot{X}\} = [A]\{X\}$  的特征值, 特征值的实部表示系统的阻尼, 虚部表示系统的频率; 根据旋翼摆振后退模态的特征值的实部判别系统的稳定性: 若摆振后退模态的特征值的实部小于零, 在该旋翼转速下系统是稳定的, 若摆振后退模态的特征值的实部大于零, 则系统不稳定。

## 一种纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法

### 技术领域

[0001] 本发明属于直升机动力学建模及分析技术,涉及一种一种纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法。

### 背景技术

[0002] 纵列式直升机能快速有效地完成战场机动任务。纵列式直升机不受地面条件限制,能准确地将作战人员和物资运送到预定地点,这是它要完成的主要任务,也是其主要特点之一。可与地面部队密切协同,进行低空、超低空飞行,能准确、清晰地了解地面战斗的情况,并与地面部队保持密切联系,随时配合地面部队行动,将战斗人员、武器弹药和各种后勤补给,运送到最急需和最适合的地点。

[0003] 与单旋翼直升机相比,纵列式直升机的结构紧凑,所以航空母舰大多使用纵列式直升机。纵列式直升机抗侧风能力强,在大风作用下有较大的操纵余量。从安全统计资料表明:纵列式直升机的事故率明显低于单旋翼直升机,总事故率和事故所造成的灾难都低得多。

[0004] 然而,纵列式双旋翼直升机采用前后两副反转旋翼布局结构,当两副旋翼采用摆振面柔软构型,仍可能存在旋翼与机身耦合动不稳定性问题。纵列式直升机“地面共振”不稳定性问题是值得关注的动力学问题之一,与传统的单旋翼直升机“地面共振”相比,不论在设计分析还是在试验验证方面国内研究尚少。尽管产生这种不稳定性的机理应当与单桨带尾桨的直升机地面共振的相同,只不过多了一幅旋翼。但是,两副旋翼与一副旋翼的不同不只是二和一的不同,它可能改变了机体与旋翼的耦合型态,导致机理性的变化。如果不进行深入研究,无法真正弄清其不稳定性的机理及其重要的变化,研究出相应的可用于型号研制的设计、分析和试验技术。

### 发明内容

[0005] 本发明要解决的技术问题:提出一种纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法,用于纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性计算分析,可以用于地面共振与空中共振稳定性分析,为开展型号设计和改型研制提供关键技术支撑。

[0006] 本发明的技术方案:首先建立各系统坐标系,确立各坐标系之间的变换关系,在各坐标系下描述机体、旋翼桨叶的运动,建立机体、旋翼桨叶模型,确定起落架对机体运动的约束力,桨叶作用于机体的惯性载荷,及桨叶气动载荷,分别利用拉格朗日定理推导出固定坐标系下机体运动方程、旋翼旋转坐标系下的旋翼运动方程和气动方程。由于旋翼运动方程是一个非线性方程,因此需先求解旋翼运动平衡点,在平衡点处对方程进行线性化,再通过多桨叶坐标变换,把旋翼旋转坐标系下的旋翼运动方程和气动方程的质量阻尼刚度矩阵转换到固定坐标系下。后旋翼的结构参数与前旋翼完全相同,只有旋翼高度、航向距离和旋转方向不同,因此可直接将前旋翼的质量、阻尼、刚度矩阵中桨毂中心离重心高度、航向位置替换为后旋翼对应值,再将矩阵中与 $Y_f$ 、 $\phi_x$ 和 $\phi_z$ 自由度对应的行和列都加负号(镜像处

理),即可得到后旋翼运动方程矩阵。再组合旋翼、机身、起落架质量阻尼刚度阵,建立纵列式双旋翼直升机地面共振分析模型,地面共振计算方法采用特征值计算方法,通过特征值实部判断地面共振稳定性。

[0007] 一种纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法,包括以下步骤:

[0008] 1) 建立机体系统坐标系及坐标系间的关系;

[0009] 2) 建立机体运动模型及起落架运动模型;

[0010] 3) 建立旋翼运动模型和桨叶气动力模型;

[0011] 4) 根据旋翼运动模型进行旋翼耦合响应求解;

[0012] 5) 多桨叶坐标变换;

[0013] 6) 建立纵列式双旋翼直升机地面共振分析模型;

[0014] 7) 采用特征值方法计算地面共振。

[0015] 进一步,所述系统坐标系包括:惯性坐标系、机体坐标系、旋翼桨毂坐标系、旋翼旋转坐标系、旋翼桨叶挥舞坐标系、旋翼桨叶摆振坐标系、旋翼桨叶变距坐标系,所述坐标系间的关系为各坐标系间的坐标转换关系。

[0016] 进一步,所述建立机体运动模型过程包括:假设机体为刚体,根据机体在空间的六个刚体运动自由度:航向位移 $X$ 、侧向位移 $Y$ 、垂向位移 $Z$ 、横滚 $\Phi_x$ 、俯仰 $\Phi_y$ 、偏航运动 $\Phi_z$ ,根据机体运动位移、速度和加速度,确定机体惯性载荷;

[0017] 所述建立起落架运动模型过程包括:将缓冲器和机轮简化为刚度和阻尼部件,根据机体运动引起起落架变形,建立起落架运动载荷;根据达朗贝尔原理,机体惯性力和起落架作用于机体的载荷处于平衡状态,建立机体在起落架上的运动方程,方程矩阵形式,

$[M_f]\{\ddot{X}\} + [C_f]\{\dot{X}\} + [K_f]\{X\} = \{F_f\}$ , 式中,  $\{X\} = \{X, Y, Z, \Phi_x, \Phi_y, \Phi_z\}^T$  为六个元素的向量,

$[M_f]$ 、 $[K_f]$ 、 $[C_f]$  为不装旋翼的机体质量、刚度和阻尼的线性矩阵。

[0018] 进一步,所述建立旋翼运动模型过程包括:根据坐标变换关系,确定在桨毂坐标系下桨叶上任一点的速度;根据动力定律,得出桨叶上任一截面的动能,建立旋翼总动能方程式;根据拉格朗日定律,得出考虑桨叶挥舞、摆阵和机身运动影响的旋翼运动方程:

[0019]  $M_b \ddot{q}_i + C_b \dot{q}_i + K_b q_i = F_C + F_{NL}$ ,  $F_C$  和  $F_{NL}$  是桨叶运动惯性载荷的常数项和非线性项,

$[M_b]$ 、 $[K_b]$ 、 $[C_b]$  为刚性桨叶运动质量、刚度和阻尼矩阵;

[0020] 所述建立桨叶气动力模型过程包括:桨叶准定常气动力模型采用升力线理论,其气动力作用点在四分之一弦长处,以四分之三弦长处的气流速度来计算翼型上的气动载荷,旋翼诱导流速度均匀分布;

[0021] 桨叶翼型截面气动力产生的桨毂载荷,转换到对机身重心的六力素,旋翼对机身重心的总气动力,为沿桨叶展向积分后,将各片桨叶载荷求和求得,根据拉格朗日方程求得前旋翼气动力质量 $[M_a]$ 、刚度 $[K_a]$ 和阻尼矩阵 $[C_a]$ 以及载荷常数项、非线性项。

[0022] 进一步,所述旋翼耦合响应求解过程包括:对桨叶线性矩阵、切线刚阵、非线性力和桨毂载荷进行组合,通过哈密顿原理,得出旋翼桨叶模态方程式,并采用时间有限元方法求解;旋转一周时间周期 $2\pi$ 划分为多个时间单元后,桨叶控制方程表述成所有时间单元方程的总和,再通过泰勒展开,对于每个时间单元的模态位移向量的时间变量,表述成形函数 $Ht$ 和时间节点位移向量,采用五阶多项式逼近,每个时间单元需要六个节点,五阶时间形

函数表述为拉格朗日多项式形式,设定时间有限元方程边界条件,求出时间离散化桨叶响应方程;

[0023] 所述桨叶线性矩阵为刚性桨叶运动质量、刚度和阻尼矩阵中的常数项;

[0024] 所述切线刚阵为刚性桨叶运动质量、刚度和阻尼矩阵中的一次项;

[0025] 所述非线性力为刚性桨叶运动质量、刚度和阻尼矩阵中的多次项。

[0026] 进一步,所述多桨叶坐标变换为:采用多桨叶坐标变换转换从单片桨叶运动表达式中提取出周期性的成分,将各片桨叶的运动向旋转平面内的正交坐标投影取和;通过坐标系转换和方程转换将桨毂旋转坐标系下的旋翼运动方程转换到固定坐标系下。

[0027] 进一步,所述建立纵列式双旋翼直升机地面共振分析模型过程包括:将前旋翼的质量、阻尼、刚度矩阵中桨毂中心离重心高度、航向位置替换为后旋翼对应值,并将矩阵中与 $Y_f$ 、 $\phi_x$ 和 $\phi_z$ 自由度对应的行和列都加负号进行镜像处理得到后旋翼的质量、阻尼、刚度矩阵;组合前旋翼、后旋翼和不装旋翼的机体质量、刚度、阻尼矩阵,得到地面共振运动方程

$$[M]\{\ddot{X}\}+[C]\{\dot{X}\}+[K]\{X\}=0; [M]、[K]、[C]为质量、刚度、阻尼系数矩阵。$$

[0028] 进一步,在某一旋翼转速 $\Omega$ 下,先计算系数矩阵 $[M]$ 、 $[K]$ 、 $[C]$ ;再选用任一解特征值的标准程序求状态方程 $[B]\{\dot{X}\}=[A]\{X\}$ 的特征值,特征值的实部表示系统的阻尼,虚部表示系统的频率;根据旋翼摆振后退模态的特征值的实部判别系统的稳定性:若摆振后退模态的特征值的实部小于零,在该旋翼转速下系统是稳定的,若摆振后退模态的特征值的实部大于零,则系统不稳定。

[0029] 本发明的有益效果:本发明一种纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法,建模考虑了纵列式双旋翼全铰接式刚性桨叶模型,该双旋翼与机身耦合的地面共振计算模型与特征值分析方法可用于纵列式双旋翼直升机地面共振稳定性计算和分析,为开展型号设计和改型研制提供关键技术支持。

## 附图说明

[0030] 图1是本发明涉及的全机坐标系;

[0031] 图2是本发明涉及的旋翼坐标系;

[0032] 图3是本发明涉及的桨叶翼型剖面上的气动力元素。

## 具体实施方式

[0033] 下面结合附图对本发明所涉及的纵列式直升机旋翼与机身耦合稳定性建模方法做进一步详细说明。

[0034] 第一步:建立各系统坐标系及坐标系间的关系。建立惯性坐标系、机体坐标系、旋翼桨毂坐标系、旋翼旋转坐标系、旋翼桨叶挥舞坐标系、旋翼桨叶摆振坐标系、旋翼桨叶变距坐标系,如图1所示。

[0035] 纵列式直升机前、后两副旋翼的构型及桨叶结构参数均完全相同,前旋翼顶视逆时针方向旋转,后旋翼顶视顺时针旋转。前、后旋翼通过各自桨毂中心与机身相连,两副旋翼之间没有直接的耦合作用。考虑机身重心的6个运动自由度 $\{X_f, Y_f, Z_f, \phi_x, \phi_y, \phi_z\}$ ,相应

的速度为 $\{\dot{X}_f \ \dot{Y}_f \ \dot{Z}_f \ \dot{\phi}_x \ \dot{\phi}_y \ \dot{\phi}_z\}$ ,其正方向均与惯性坐标系一致。旋翼轴相对机身有前倾角 $\gamma$ ,桨毂挥舞铰外伸量为EH,挥舞铰至摆振铰距离为LB,摆振铰至变距铰距离为LS,桨毂有预锥角 $\beta_p$ 。桨叶截面重心偏离弹性轴距离为 $Y_g$ (弦向向前为正)和 $Z_g$ (向上为正)。桨叶的挥舞角、摆振角和扭转角分别为 $\beta$ (向上为正), $\zeta$ (弦向向前为正)和 $\theta$ (翼型抬头为正)。全机坐标系见图1,图中1为后旋翼桨毂中心,2为前旋翼桨毂中心,C为机体质量中心,X航向向后为正,Y侧向向右为正,Z垂向向上为正。旋翼坐标系见图2。建立各坐标系间的坐标转换关系。

[0036] 第二步:建立机体运动模型及起落架运动模型。假设机体为刚体,起落架对机体提供弹性约束和阻尼。考虑机体在空间的6个刚体运动自由度:航向位移X、侧向位移Y、垂向位移Z、横滚 $\Phi_x$ 、俯仰 $\Phi_y$ 、偏航运动 $\Phi_z$ ,根据机体运动位移、速度和加速度,确定机体惯性载荷。

[0037] 起落架采用常用的四点式立柱式缓冲支柱-机轮起落架,机轮和缓冲器是以串联的形式,对机身起弹性阻尼作用,简化缓冲器和机轮为刚度和阻尼部件。机体运动位移和速度引起起落架变形运动,使起落架产生弹性和阻尼约束力,作用于机体。机体的加速度导致作用于机体的惯性力。起落架的航向、侧向运动只受到机轮的弹性和阻尼力载荷约束,起落架的垂向运动受到机轮和缓冲器弹性、阻尼力载荷共同作用,垂直方向机轮和缓冲器的载荷是串联关系,不考虑缓冲器和机轮的惯性载荷。根据达朗贝尔原理,机体惯性力和起落架作用于机体的载荷处于平衡状态,以此建立机体在起落架上的运动方程,矩阵形式,

$[M_f]\{\ddot{X}\} + [C_f]\{\dot{X}\} + [K_f]\{X\} = \{F_f\}$ , 式中, $\{X\} = \{X, Y, Z, \phi_x, \phi_y, \phi_z\}^T$ 为6个元素的向量, $[M_f]$ 、 $[K_f]$ 、 $[C_f]$ 为不装旋翼的机体质量、刚度和阻尼的线性矩阵。

[0038] 第三步:建立旋翼运动模型和气动力模型。根据坐标变换关系,确定在桨毂坐标系下桨叶上任一点的速度。根据动力定律,得出桨叶上任一截面的动能,然后沿桨叶长度积分,便可得到单片桨叶的动能,旋翼上安装的减摆器按弹簧阻尼模型处理,建立旋翼的总动能,根据拉格朗日方程,得到考虑桨叶挥舞、摆振和机身运动影响的旋翼运动方程, $M_b \ddot{q}_i + C_b \dot{q}_i + K_b q_i = F_C + F_{NL}$ , $F_C$ 和 $F_{NL}$ 是桨叶运动惯性载荷的常数项和非线性项, $[M_b]$ 、 $[K_b]$ 、 $[C_b]$ 为刚性桨叶运动质量、阻尼和刚度矩阵。

[0039] 桨叶准定常气动力模型采用升力线理论,其气动力作用点在四分之一弦长处,以四分之三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。图3示出了桨叶翼型剖面上的气动力元素,图中1为气动中心,2为桨叶弹性轴。桨叶翼型截面气动力产生的桨毂载荷,转换到对机身重心的六力素,旋翼对机身重心的总气动力,为沿桨叶展向积分后,将各片桨叶载荷求和求得,根据拉格朗日方程求得前旋翼气动力质量、阻尼和刚度矩阵 $[M_a]$ 、 $[K_a]$ 、 $[C_a]$ 和载荷常数项、非线性项。

[0040] 第四步:旋翼耦合响应求解。旋翼耦合响应求解只考虑旋翼运动,不包含机体运动。对桨叶线性矩阵、切线刚阵、非线性力和桨毂载荷进行组装,通过哈密尔顿原理,得出旋翼桨叶模态方程式,采用时间有限元方法求解,利用有限元方法,旋转一周时间周期 $2\pi$ 划分为一系列时间单元后,桨叶控制方程表述成所有时间单元方程的总和,再通过泰勒展开,对于每个时间单元的模态位移向量的时间变量,可表述成形函数 $Ht$ 和时间节点位移向量,采

用5阶多项式逼近,每个时间单元则需要6个节点,5阶时间形函数表述为拉格朗日多项式形式,设定时间有限元方程边界条件,求出时间离散化桨叶响应方程。

[0041] 第五步:多桨叶坐标变换。采用多桨叶坐标变换转换从单片桨叶运动表达式中提取出周期型的成分,即将各片桨叶的运动向旋转平面内的正交坐标投影取和。具体通过坐标系转换和方程转换将桨毂旋转坐标系下的旋翼运动方程转换到固定坐标系下。

[0042] 第六步:建立纵列式双旋翼直升机地面共振分析模型。前、后旋翼结构参数完全相同,只有旋翼高度、航向距离和旋转方向不同,因此可直接将前旋翼的质量、阻尼、刚度矩阵中桨毂中心离重心高度、航向位置替换为后旋翼对应值,再将矩阵中与 $Y_f$ 、 $\phi_x$ 和 $\phi_z$ 自由度对应的行和列都加负号进行镜像处理即得另一旋翼运动方程。组合旋翼机身起落架质量、

阻尼、刚度矩阵,得到地面共振运动方程: $[M]\{\ddot{X}\}+[C]\{\dot{X}\}+[K]\{X\}=0$ ,仅考虑旋翼周期型摆振运动,即共考虑14个自由度,包括前旋翼 $\beta_{1c}$ 、 $\beta_{1s}$ 、 $\zeta_{1c}$ 、 $\zeta_{1s}$ 周期型挥舞和摆振运动自由度,后旋翼 $\beta_{2c}$ 、 $\beta_{2s}$ 、 $\zeta_{2c}$ 、 $\zeta_{2s}$ 周期型挥舞和摆振运动自由度,和机身 $X$ 、 $Y$ 、 $Z$ 、 $\phi_x$ 、 $\phi_y$ 、 $\phi_z$ 六个自由度, $[M]$ 、 $[K]$ 、 $[C]$ 为质量、刚度、阻尼系数矩阵。

[0043] 第七步:采用特征值方法计算地面共振。采用特征值方法计算地面共振,通过特征值实部判断地面共振稳定性。在某一旋翼转速 $\Omega$ 下,先计算系数矩阵 $[M]$ 、 $[K]$ 、 $[C]$ ;再选用任一解特征值的标准程序求状态方程 $[B]\{\dot{X}\}=[A]\{X\}$ 的特征值,特征值的实部表示系统的阻尼,虚部表示系统的频率。根据旋翼摆振后退模态的特征值的实部判别系统的稳定性:若摆振后退模态的特征值的实部小于零,在该旋翼转速下系统是稳定的,若摆振后退模态的特征值的实部大于零,则系统不稳定。



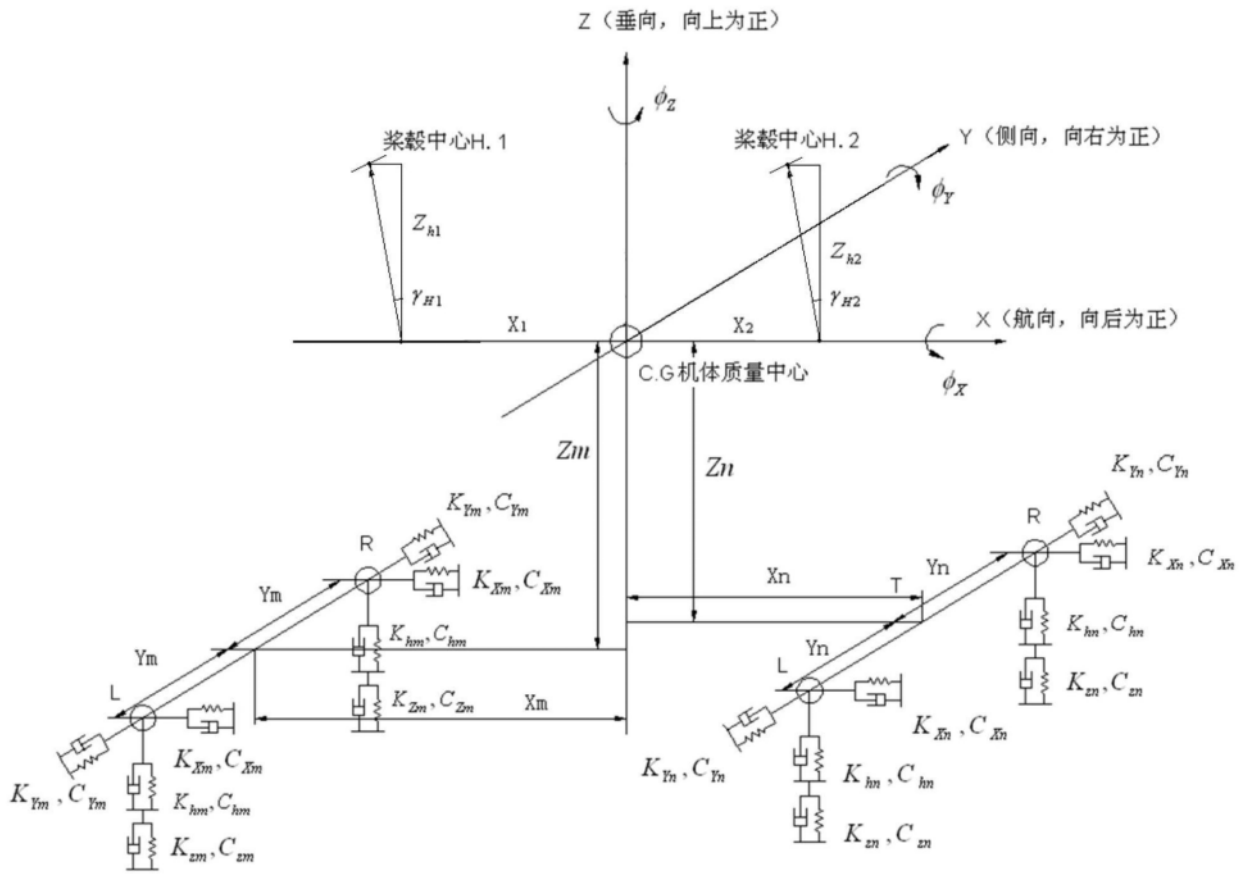


图1

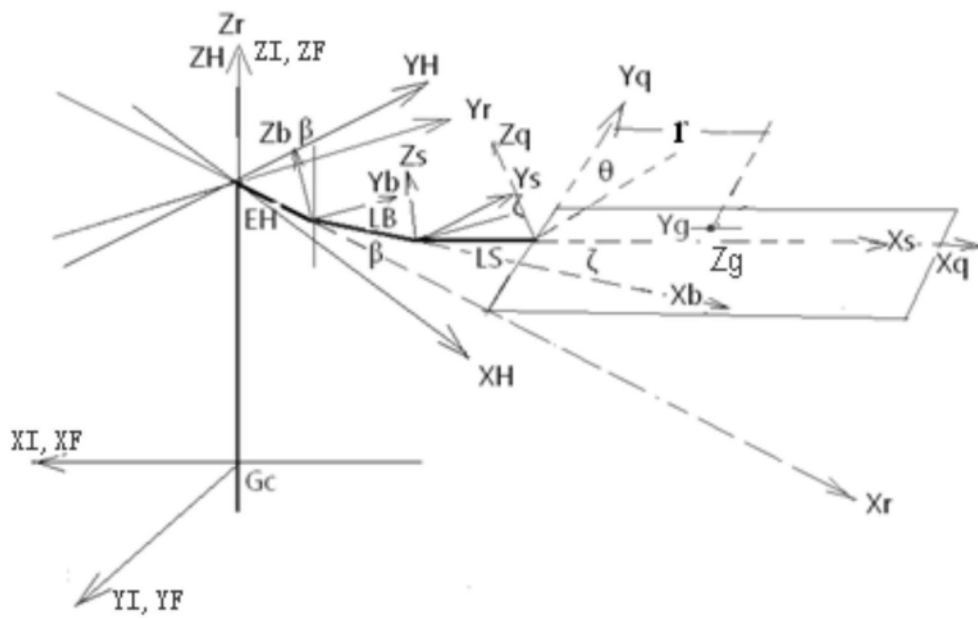


图2

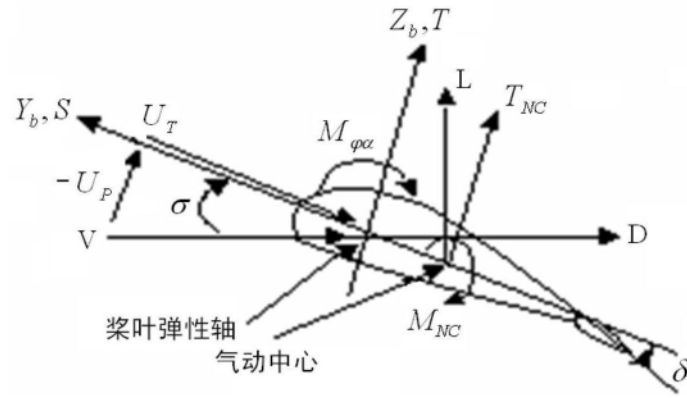


图3