



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 115982837 A

(43) 申请公布日 2023. 04. 18

(21) 申请号 202211459321.9

(22) 申请日 2022.11.17

(71) 申请人 中国直升机设计研究所
地址 333001 江西省景德镇市航空路6-8号

(72) 发明人 朱艳 孙凤楠 王司文 李贞坤
邢龙涛 冯志壮 程起有 钱峰
代志雄 刘晨 袁曦

(74) 专利代理机构 中国航空专利中心 11008
专利代理师 卫媛媛

(51) Int. Cl.
G06F 30/15 (2020.01)
G06F 30/23 (2020.01)
G06F 30/28 (2020.01)
G06F 113/08 (2020.01)
G06F 119/14 (2020.01)

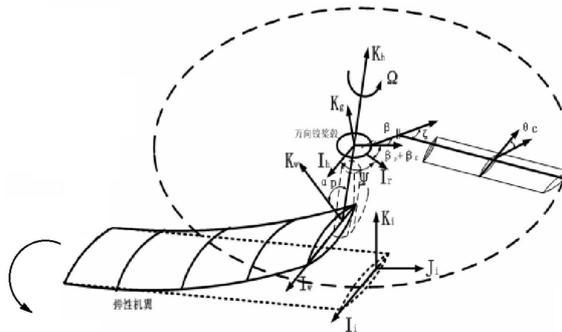
权利要求书2页 说明书10页 附图2页

(54) 发明名称

一种多桨倾转机翼旋翼飞行器多系统耦合动力学建模方法

(57) 摘要

本申请提供一种多桨倾转机翼旋翼飞行器多系统耦合动力学建模方法,所述方法包括:步骤1:建立各系统坐标系,及坐标系间的关系;步骤2:根据机体坐标系、机翼变形坐标系和桨叶变形坐标系,建立气动力模型;步骤3:根据机翼变形坐标系,建立大展弦比机翼动力学模型;步骤4:根据机翼未变形坐标系,建立短舱动力学模型;步骤5:根据桨叶变形坐标系,建立旋翼动力学模型;步骤6:根据大展弦比机翼动力学模型、短舱动力学模型和旋翼动力学模型,建立多桨/短舱/大展弦比机翼耦合系统动力学方程。



1. 一种多桨倾转机翼旋翼飞行器多系统耦合动力学建模方法,其特征在于,所述方法包括:

步骤1:建立各系统坐标系,及坐标系间的关系;

步骤2:根据机体坐标系、机翼变形坐标系和桨叶变形坐标系,建立气动力模型;

步骤3:根据机翼变形坐标系,建立大展弦比机翼动力学模型;

步骤4:根据机翼未变形坐标系,建立短舱动力学模型;

步骤5:根据桨叶变形坐标系,建立旋翼动力学模型;

步骤6:根据大展弦比机翼动力学模型、短舱动力学模型和旋翼动力学模型,建立多桨/短舱/大展弦比机翼耦合系统动力学方程。

2. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,步骤1具体包括:

建立惯性坐标系、机体坐标系、机翼未变形坐标系、机翼变形坐标系、桨毂不旋转坐标系、桨毂旋转坐标系、桨叶未变形坐标系和桨叶变形坐标系,以及个坐标系之间的关系。

3. 根据权利要求2所述的方法,其特征在于,步骤3包括:

步骤31:利用公式
$$U_w = \frac{1}{2} \int_0^L \iint_A (\sigma_{xx} \varepsilon_{xx} + \sigma_{x\eta} \varepsilon_{x\eta} + \sigma_{x\zeta} \varepsilon_{x\zeta}) d\eta d\zeta dx$$
, 计算得到机翼虚变形能 U_w ,

$$\delta U_w = \int_0^L \iint_A (\sigma_{xx} \delta \varepsilon_{xx} + \sigma_{x\eta} \delta \varepsilon_{x\eta} + \sigma_{x\zeta} \delta \varepsilon_{x\zeta}) d\eta d\zeta dx$$

其中,A为机翼截面面积,L为机翼展长, σ_{xx} 为轴向应力, $\sigma_{x\eta}$ 和 $\sigma_{x\zeta}$ 为工程剪切应力, ε_{xx} 为轴向应变, $\varepsilon_{x\eta}$ 和 $\varepsilon_{x\zeta}$ 为工程剪切应变;

步骤32:利用公式
$$T_w = \frac{1}{2} \int_0^L \iint_A \rho_w \mathbf{V}_w \cdot \mathbf{V}_w d\eta d\zeta dx$$
, 计算得到机翼虚动能 T_w , 其中 ρ_w 为机翼质量密度, \mathbf{V}_w 为机翼上任意一点的速度;

$$\delta T_w = \int_0^L \iint_A \rho_w \mathbf{V}_w \cdot \delta \mathbf{V}_w d\eta d\zeta dx$$

量密度, \mathbf{V}_w 为机翼上任意一点的速度;

步骤33:利用公式
$$\delta W_w = \int_0^L (L_u^A \delta u + L_v^A \delta v + L_w^A \delta w + L_\phi^A \delta \phi) dx$$
, 计算机翼外力虚功 W_w , 其中, L_u^A 、 L_v^A 、 L_w^A 为沿着机翼未变形弹性轴上的外力载荷, L_ϕ^A 为沿着机翼未变形弹性轴上的力矩;

步骤34:根据机翼虚变形能 U_w 、机翼虚动能 T_w 和机翼外力虚功 W_w ,构建大展弦比机翼动力学模型
$$\sum_{i=1}^{N_w} (\delta U_i - \delta T_i - \delta W_i) = \delta \mathbf{q}_w^T (\mathbf{M}_w \ddot{\mathbf{q}}_w + \mathbf{C}_w \dot{\mathbf{q}}_w + \mathbf{K}_w \mathbf{q}_w - \mathbf{F}_w)$$
, 其中 N_w 为机翼总单元数, \mathbf{q}_w 为机翼总自由度列向量, \mathbf{M}_w 、 \mathbf{C}_w 、 \mathbf{K}_w 、 \mathbf{F}_w 分别为机翼总质量矩阵、阻尼矩阵、刚度矩阵和力矩阵。

4. 根据权利要求2所述的方法,其特征在于,步骤5包括:

步骤51:利用公式
$$U_b = \frac{1}{2} \int_0^R \iint_B (\sigma_{xx} \varepsilon_{xx} + \sigma_{x\eta} \varepsilon_{x\eta} + \sigma_{x\zeta} \varepsilon_{x\zeta}) d\eta d\zeta dx$$
, 计算桨叶虚变形能 U_b , 其中,

$$\delta U_b = \int_0^R \iint_B (\sigma_{xx} \delta \varepsilon_{xx} + \sigma_{x\eta} \delta \varepsilon_{x\eta} + \sigma_{x\zeta} \delta \varepsilon_{x\zeta}) d\eta d\zeta dx$$

R为桨叶半径,B为桨叶截面面积;

步骤52:利用公式
$$T_b = \frac{1}{2} \int_0^R \iint_B \rho_s \mathbf{V} \cdot \mathbf{V} d\eta d\zeta dx$$
, 计算桨叶虚动能 T_b , 其中 ρ_s 为桨叶质量密度, \mathbf{V} 为桨叶上任意一点的速度;

$$\delta T_b = \int_0^R \iint_B \rho_s \mathbf{V} \cdot \delta \mathbf{V} d\eta d\zeta dx$$

度, \mathbf{V} 为桨叶上任意一点的速度;

步骤53: 利用公式 $\delta W_b = \int_0^R (S\delta v + T\delta w + M_{\phi_a}\delta\hat{\phi})dx$, 计算桨叶气动力虚功 W_b , 其中, S、T 分别为沿着桨叶未变形弹性轴侧向和垂向上的外力载荷, M_{ϕ_a} 为沿着桨叶未变形弹性轴上的力矩;

步骤54: 利用桨叶动力学方程 $\sum_{i=1}^{N_b} (\delta U_i - \delta T_i - \delta W_i) = \delta q_b^T (M_b \ddot{q}_b + C_b \dot{q}_b + K_b q_b - F_b)$, 构建旋翼动力学模型, 其中, N_b 为桨叶总单元数, q_b 为桨叶自由度列向量, M_b 、 C_b 、 K_b 、 F_b 分别为桨叶总质量矩阵、阻尼矩阵、刚度矩阵和力矩阵。

5. 根据权利要求1所述的方法, 其特征在于, 步骤4包括:

根据机翼未变形坐标系, 利用公式 $\delta \mathbf{T}_{pi} = \iiint_V \rho_p \delta \mathbf{V}_{pi}^T \mathbf{V}_{pi} dV$, 建立短舱动力学模型; 并提取短舱质量矩阵, $d\mathbf{M}_{pi} = \frac{\partial^2 (-\delta \mathbf{T}_{pi})}{\partial (\delta q_i) \cdot \partial (\ddot{q}_j)}$, 其中, ρ_p 表示短舱体积密度, V 表示短舱体积, V_{pi} 表示短舱上任意一点的速度, q_i 表示短舱运动自由度, M_{pi} 表示短舱质量矩阵。

6. 根据权利要求1所述的方法, 其特征在于, 步骤6包括:

根据大展弦比机翼动力学模型、短舱动力学模型和旋翼动力学模型, 建立多桨/短舱/大展弦比机翼耦合系统动力学方程 $\delta q^T (M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq - F) = 0$, 其中 q 为系统总自由度数, M 、 C 、 K 、 F 分别为系统总质量矩阵、阻尼矩阵、刚度矩阵和力矩阵。

7. 根据权利要求2所述的方法, 其特征在于, 步骤2包括:

根据机翼变形坐标系, 建立机翼的气动力模型;

根据机体坐标系, 建立机体的气动力模型。

8. 根据权利要求2所述的方法, 其特征在于, 步骤2包括:

根据桨叶变形坐标系, 建立一片桨叶模型; 再根据桨叶模型, 以及桨毂旋转坐标系和桨叶变形坐标系的坐标系间的关系, 通过对桨叶片数求和, 建立旋翼的气动力模型。

一种多桨倾转机翼旋翼飞行器多系统耦合动力学建模方法

技术领域

[0001] 本发明属于直升机动力学建模及分析技术,具体涉及一种多桨/倾转机翼旋翼飞行器多系统耦合动力学建模方法。

背景技术

[0002] 常规构型直升机最大飞行速度的限制已日益成为其在战争中发挥更大作用的障碍。近年来,伴随着我国综合国力的上升及“一带一路”发展倡议的持续推进,国家安全与利益“边疆”大幅拓展,常规构型直升机速度低、航程短不能满足我国未来安全与利益的军事防护能力建设需要日益凸显。高速化、远程化是未来旋翼飞行器发展的必然趋势,更是提高我国综合实力和我军作战能力的有效途径。因此,发展高速、远航程旋翼飞行器势在必行。

[0003] 高速旋翼飞行器是突破常规直升机构型的速度限制,达到400千米/小时以上速度的新构型旋翼机。其主要特点是速度快,作战效能与常规直升机相比成倍增加。美国、欧洲和俄罗斯对高速旋翼机研究投入巨大热情,并取得不同程度的进展。美国国防科学委员会(DSB)在2013年发布的《支撑2030年优势的技术与创新》报告中,将高速旋翼飞行器列为未来保持美军军事优势的最优选择之一,这也是进入21世纪后美军首次明确旋翼飞行器未来的发展方向。

[0004] 多桨/倾转机翼旋翼飞行器综合利用分布式旋翼与倾转机翼概念,气动布局采用倾转机翼布局,多个分布式驱动的旋翼单元分布于前后机翼,该构型具备垂直起降、定点悬停与高速前飞能力,飞行速度和作战半径相对常规直升机可提高一倍以上,是未来高速新构型旋翼飞行器的重要发展方向之一。美国NASA、波音,法国空客等研究机构已经开始提前布局 and 占位,针对该构型飞行器开展了大量预先研究工作,并陆续取得重大阶段性突破。在多桨/倾转机翼旋翼飞行器核心技术中动力学设计技术是关键,目前国内在多桨/倾转机翼旋翼飞行器动力学设计技术方面基础薄弱,迫切需要开展相关基础研究,掌握其气弹耦合动力学的机理和规律。

发明内容

[0005] 本发明要解决的技术问题:提出一种多桨/倾转机翼旋翼飞行器多系统耦合动力学建模方法,用于多桨/倾转机翼旋翼飞行器、倾转旋翼机、分布式高速旋翼机等飞行器的耦合系统模态分析、稳定性分析,可以用于这类飞行器的气弹响应分析,为开展型号设计和改型研制提供关键技术支撑。

[0006] 技术方案:一种多桨/倾转机翼旋翼飞行器多系统耦合动力学建模方法,所述方法包括:

[0007] 步骤1:建立各系统坐标系,及坐标系间的关系;

[0008] 步骤2:根据机体坐标系、机翼变形坐标系和桨叶变形坐标系,建立气动力模型;

[0009] 步骤3:根据机翼变形坐标系,建立大展弦比机翼动力学模型;

[0010] 步骤4:根据机翼未变形坐标系,建立短舱动力学模型;

[0011] 步骤5:根据桨叶变形坐标系,建立旋翼动力学模型;

[0012] 步骤6:根据大展弦比机翼动力学模型、短舱动力学模型和旋翼动力学模型,建立多桨/短舱/大展弦比机翼耦合系统动力学方程。

[0013] 进一步的,步骤1具体包括:

[0014] 建立惯性坐标系、机体坐标系、机翼未变形坐标系、机翼变形坐标系、桨毂不旋转坐标系、桨毂旋转坐标系、桨叶未变形坐标系和桨叶变形坐标系,以及个坐标系之间的关系。

[0015] 进一步的,步骤3包括:

[0016] 步骤31:利用公式
$$U_w = \frac{1}{2} \int_0^L \iint_A (\sigma_{xx} \varepsilon_{xx} + \sigma_{xy} \varepsilon_{xy} + \sigma_{xz} \varepsilon_{xz}) d\eta d\zeta dx$$
, 计算得到机翼虚变形能 U_w 。
$$\delta U_w = \int_0^L \iint_A (\sigma_{xx} \delta \varepsilon_{xx} + \sigma_{xy} \delta \varepsilon_{xy} + \sigma_{xz} \delta \varepsilon_{xz}) d\eta d\zeta dx$$

[0017] 步骤32:利用公式
$$T_w = \frac{1}{2} \int_0^L \iint_A \rho_w \mathbf{V}_w \cdot \mathbf{V}_w d\eta d\zeta dx$$
, 计算得到机翼虚动能 T_w 。
$$\delta T_w = \int_0^L \iint_A \rho_w \mathbf{V}_w \cdot \delta \mathbf{V}_w d\eta d\zeta dx$$

[0018] 步骤33:利用公式 $\delta W_w = \int_0^L (L_u^A \delta u + L_v^A \delta v + L_w^A \delta w + L_\phi^A \delta \hat{\phi}) dx$, 计算机翼外力虚功 W_w 。

[0019] 步骤34:根据机翼虚变形能 U_w 、机翼虚动能 T_w 和机翼外力虚功 W_w , 构建大展弦比机翼动力学模型 $\sum_{i=1}^{N_w} (\delta U_i - \delta T_i - \delta W_i) = \delta \mathbf{q}_w^T (\mathbf{M}_w \ddot{\mathbf{q}}_w + \mathbf{C}_w \dot{\mathbf{q}}_w + \mathbf{K}_w \mathbf{q}_w - \mathbf{F}_w)$ 。

[0020] 进一步的,步骤5包括:

[0021] 步骤51:利用公式
$$U_b = \frac{1}{2} \int_0^R \iint_B (\sigma_{xx} \varepsilon_{xx} + \sigma_{xy} \varepsilon_{xy} + \sigma_{xz} \varepsilon_{xz}) d\eta d\zeta dx$$
, 计算桨叶虚变形能 U_b 。
$$\delta U_b = \int_0^R \iint_B (\sigma_{xx} \delta \varepsilon_{xx} + \sigma_{xy} \delta \varepsilon_{xy} + \sigma_{xz} \delta \varepsilon_{xz}) d\eta d\zeta dx$$

[0022] 步骤52:利用公式
$$T_b = \frac{1}{2} \int_0^R \iint_A \rho_s \mathbf{V} \cdot \mathbf{V} d\eta d\zeta dx$$
, 计算桨叶虚动能 T_b 。
$$\delta T_b = \int_0^R \iint_A \rho_s \mathbf{V} \cdot \delta \mathbf{V} d\eta d\zeta dx$$

[0023] 步骤53:利用公式 $\delta W_b = \int_0^R (S \delta v + T \delta w + M_{\phi a} \delta \hat{\phi}) dx$, 计算桨叶气动力虚功 W_b 。

[0024] 步骤54:利用桨叶动力学方程 $\sum_{i=1}^{N_b} (\delta U_i - \delta T_i - \delta W_i) = \delta \mathbf{q}_b^T (\mathbf{M}_b \ddot{\mathbf{q}}_b + \mathbf{C}_b \dot{\mathbf{q}}_b + \mathbf{K}_b \mathbf{q}_b - \mathbf{F}_b)$, 构建旋翼动力学模型。

[0025] 进一步的,步骤4包括:

[0026] 根据机翼未变形坐标系,利用公式 $\delta \mathbf{T}_{pi} = \iiint_V \rho_p \delta \mathbf{V}_{pi}^T \mathbf{V}_{pi} dV$, 建立短舱动力学模型;

并提取短舱质量矩阵, $d\mathbf{M}_{pi} = \frac{\partial^2 (-\delta \mathbf{T}_{pi})}{\partial (\delta q_i) \cdot \partial (\ddot{q}_j)}$ 。

[0027] 进一步的,步骤6包括:

[0028] 根据大展弦比机翼动力学模型、短舱动力学模型和旋翼动力学模型,建立多桨/短舱/大展弦比机翼耦合系统动力学方程 $\delta q^T(M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq - F) = 0$ 。

[0029] 进一步的,步骤2包括:

[0030] 根据机翼变形坐标系,建立机翼的气动力模型;

[0031] 根据机体坐标系,建立机体的气动力模型。

[0032] 进一步的,步骤2包括:

[0033] 根据桨叶变形坐标系,建立一片桨叶模型;再根据桨叶模型,以及桨毂旋转坐标系和桨叶变形坐标系的坐标系间的关系,通过对桨叶片数求和,建立旋翼的气动力模型。

[0034] 本发明的有益效果:本发明一种多桨/倾转机翼旋翼飞行器多系统耦合动力学建模方法,针对多桨/倾转机翼旋翼飞行器动力学问题的特点,建立了多桨/短舱/大展弦比机翼耦合系统动力学方程。该建模方法可应用于多桨/倾转机翼旋翼飞行器耦合系统模态分析、稳定性分析及气弹响应分析等动力学基础研究,也可直接推广于各类先进旋翼飞行器、倾转旋翼机、分布式高速旋翼飞行器等气弹耦合稳定性设计分析。

附图说明

[0035] 图1是本发明涉及的机翼与旋翼桨毂坐标系;

[0036] 图2是本发明涉及的弹性机翼示意图;

[0037] 图3是本发明涉及的机翼剖面气动力示意图;

[0038] 图4是本发明涉及的短舱构型示意图;

[0039] 图5是本发明涉及的桨叶单元及节点分布图;

[0040] 图6是本发明涉及的桨叶自由度分布示意图。

具体实施方式

[0041] 多桨/倾转机翼旋翼飞行器为保留优异的垂直起降和悬停性能,同时又要突破传统构型直升机的速度限制,实现高速飞行(达到600km/h),多桨/倾转机翼构型综合利用了多种技术的优势,但与此同时也不可避免地会继承了多种技术的固有问题和缺陷,甚至在综合后产生新的问题。分布式多桨与大展弦比机翼耦合产生的气弹失稳和振动过高将是多桨倾转旋翼飞行器将要面临的关键动力学问题,尤其是机翼倾转过渡过程的瞬态气弹响应/载荷,以及高速前飞轴流状态下的回转颤振稳定性等问题。

[0042] 多桨/倾转机翼旋翼飞行器采用大展弦比机翼设计,机翼结构变形显著,同时机翼上存在分布式多桨引起的集中载荷和集中质量/惯量,在过渡状态及高速前飞状态具有复杂的气动/弹性/惯性耦合特性。作为一种新构型旋翼飞行器,国内针对多桨/倾转机翼旋翼飞行器及与其相似的倾转旋翼机,相关耦合动力学研究工作基本处于空白。因此,针对多桨与大展弦比倾转机翼间的复杂气弹耦合动力学问题,进行理论计算方法研究,掌握其不同飞行状态的模态特性、气弹响应与稳定性特性,对多桨/倾转机翼旋翼飞行器动力学设计至关重要。然而研究多桨/倾转机翼气弹耦合动力学,解决结构大变形机翼与分布式多桨的耦合模态特征及其运动特性等基础性能问题,都必须在掌握多桨与倾转机翼等多系统耦合动力学建模方法的基础上进行,对多桨倾转构型的高速旋翼飞行器动力学设计技术发展具有

重要意义。

[0043] 本研究技术成果具有广阔的应用前景,对我国高速旋翼飞行器技术发展的影响深远,有力支撑我国开展先进高速旋翼飞行器研发,意义重大,可直接推广应用于各类先进旋翼飞行器、倾转旋翼机、分布式高速旋翼飞行器等气弹耦合稳定性设计分析。多桨/倾转机翼旋翼飞行器动力学基础研究,具有广阔的市场空间和应用前景,而多桨/倾转机翼旋翼飞行器多系统耦合动力学建模方法具有举足轻重的作用。

[0044] 实施例一

[0045] 本发明的技术方案:首先在不同的坐标系中描述旋翼、机翼、短舱的运动,分别建立孤立旋翼桨叶、弹性机翼、短舱的结构动力学有限元模型,采用准定常或非定常气动力模型对气动力建模。基于中等变形梁理论和准定常/非定常气动力模型,通过哈密顿变分原理,建立了旋翼桨叶动力学方程、短舱动能方程和弹性机翼动力学方程,采用有限元方法对方程进行空间离散,依据自由度数量扩展矩阵维数并将相同节点自由度对应的矩阵元素进行叠加获得多桨/短舱/大展弦比机翼耦合系统动力学方程,并给出求解稳定性模型的方法。

[0046] 本申请提供一种多桨/倾转机翼旋翼飞行器多系统耦合动力学建模方法,包括:

[0047] 步骤1:建立各系统坐标系,及各坐标系间的坐标转换关系。

[0048] 其中,系统坐标系包括惯性坐标系、机体坐标系、机翼未变形坐标系、机翼变形坐标系、桨毂不旋转坐标系、桨毂旋转坐标系、桨叶未变形坐标系、桨叶变形坐标系。

[0049] 步骤2:建立气动力模型。

[0050] 由于多桨/短舱/大展弦比机翼耦合系统耦合稳定性、气弹响应与气动力有关,对于不同的动力学分析需要考虑不同的气动力模型,对旋翼气动力计算,采用了准定常气动力模型、非定常气动力模型、动力入流模型和ONERA模型,这三种模型综合应用能在稳定性分析、动力响应分析和瞬态响应分析中更准确地计算气动载荷。对机体、平尾、垂尾以及倾转机翼的气动力计算因受旋翼下洗流影响,采用吹风试验模型。

[0051] 步骤3:建立大展弦比机翼动力学模型。

[0052] 多桨倾转大展弦比机翼考虑弹性变形,采用梁模型描述,机翼根部通过倾转铰连接在机身上,其上分布有多个刚体短舱,机翼的运动由弹性轴的弯曲和扭转叠加,采用中等变形梁理论建立机翼模型,建立大展弦比机翼虚变形能、虚动能、外力虚功,推导弹性机翼动力学方程。

[0053] 步骤4:建立短舱动力学模型。

[0054] 短舱-动力装置刚性连接在弹性机翼上,弹性机翼结构上分布安装多个刚性短舱,相当于存在多点质量和惯量,忽略气动阻力的影响,只考虑动能。通过短舱上任意一点的空间位置矢量,得到速度矢量,最后通过积分得到短舱虚动能,推导短舱动力学方程。

[0055] 步骤5:建立旋翼动力学模型。

[0056] 对于多桨/倾转机翼旋翼飞行器的旋翼系统,基于哈密顿变分原理,建立考虑弹性机翼运动影响的旋翼动力学模型。桨叶采用15自由度非线性中等变形梁单元,考虑其挥舞、摆振、扭转和轴向拉伸等弹性运动,桨叶沿展向任一剖面 r 处弹性轴的变形:轴向位移 u 、摆振向位移 v 、挥舞向位移 w 和扭转变形 ϕ 四个运动及其结构和惯性耦合,计算桨叶虚变形能、虚动能及气动力虚功,推导旋翼动力学方程。

[0057] 步骤6:多桨/短舱/大展弦比机翼耦合系统动力学方程的推导。

[0058] 根据机翼、短舱、旋翼系统动力学模型,采用哈密顿原理,将旋翼系统、短舱、弹性机翼的质量阻尼刚度矩阵组集到多系统耦合模型中,将旋翼和机翼的力向量对应自由度组集到多系统耦合的力向量中,便可得旋翼/短舱/机翼耦合系统模型的动力学方程。将耦合动力学方程转化为状态方程,采用特征值方法,求解状态方程特征值,特征值的实部表示系统的阻尼,虚部表示系统的频率。根据特征值实部即可判断耦合系统的稳定性。

[0059] 实施例二

[0060] 下面结合附图对本发明所涉及的多桨/倾转机翼旋翼飞行器多系统耦合动力学建模方法做进一步详细说明。

[0061] 步骤1:建立各系统坐标系,及坐标系间的关系。

[0062] 其中,系统坐标系包括惯性坐标系、机体坐标系、机翼未变形坐标系、机翼变形坐标系、桨毂不旋转坐标系、桨毂旋转坐标系、桨叶未变形坐标系、桨叶变形坐标系。

[0063] 为了方便描述机翼、短舱及旋转桨叶的空间位置及运动变形,需要建立一系列的参考坐标系。建立各系统坐标系及坐标系间的关系如下:惯性坐标系、机体坐标系、机翼未变形坐标系、机翼变形坐标系、桨毂不旋转坐标系、桨毂旋转坐标系、桨叶未变形坐标系与桨叶变形坐标系。机翼与旋翼桨毂坐标系见图1所示,未变形机翼的倾转轴上定义坐标 $\{0_i, X_i, Y_i, Z_i\}$,以下标i标识。变形后的机翼坐标系为 $\{0_w, X_w, Y_w, Z_w\}$,以下标w标识,与未变形坐标系间相差三个方向的变形角。机翼绕倾转轴前倾 α_p 角度,定义直升机模式时倾转角为 0° 。旋翼桨毂坐标系,定义在万向铰中心,为 $\{0_h, X_h, Y_h, Z_h\}$,以下标h标识。旋转坐标系为 $\{0_r, X_r, Y_r, Z_r\}$,以下标r标识,相对桨毂坐标系Kh轴旋转 Ψ 方位角。桨叶挥舞坐标系以下标 β 标识,挥舞铰相对桨毂中心偏置 e_β ,存在运动 β 挥舞角。摆振坐标系以下标 ζ 标识,偏置量 $e_{\beta\zeta}$,有运动 ζ 摆振角。机翼变形与未变形的坐标系建立方法与坐标系转换关系参考常规直升机旋翼桨叶变形坐标系与未变形坐标系的建立方法与坐标系转换关系。其它坐标系的建立与坐标系转换关系与常规直升机一致。

[0064] 步骤2:根据机体坐标系、机翼变形坐标系和桨叶变形坐标系,建立气动力模型。

[0065] 具体的,步骤2包括:根据机翼变形坐标系,建立机翼的气动力模型;根据桨叶变形坐标系,建立一片桨叶模型;再根据桨叶模型,以及桨毂旋转坐标系和桨叶变形坐标系的坐标系间的关系,通过对桨叶片数求和,建立旋翼的气动力模型;根据机体坐标系,建立机体的气动力模型。

[0066] 由于多桨/短舱/大展弦比机翼耦合系统耦合稳定性、气弹响应与气动力有关,对于不同的动力学分析需要考虑不同的气动力模型,对旋翼气动力计算,采用了准定常气动力模型、非定常气动力模型、动力入流模型和ONERA模型,这三种模型综合应用能在稳定性分析、动力响应分析和瞬态响应分析中更准确地计算气动载荷。对机体、平尾、垂尾以及倾转机翼的气动力计算因受旋翼下洗流影响,采用吹风试验模型。

[0067] 步骤3:根据机翼变形坐标系,建立大展弦比机翼动力学模型。

[0068] 多桨倾转大展弦比机翼考虑弹性变形,采用梁模型描述,机翼根部通过倾转铰连接在机身上,其上分布有多个刚体短舱,机翼示意图如图2所示。机翼弦长为 c_w ,半展长为 y_{TW} , e_p 为倾转铰安装位置与机翼弹性轴的偏置量。机翼的运动由弹性轴的弯曲和扭转叠加。采用中等变形梁理论建立机翼模型,建立大展弦比机翼虚变形能、虚动能、外力虚功,推导

弹性机翼动力学方程。

[0069] 具体的,步骤3包括:

[0070] 步骤31:利用公式
$$U_w = \frac{1}{2} \int_0^L \iint_A (\sigma_{xx} \varepsilon_{xx} + \sigma_{xy} \varepsilon_{xy} + \sigma_{xz} \varepsilon_{xz}) d\eta d\zeta dx$$
 , 计算得到机翼虚变形能 U_w 。

$$\delta U_w = \int_0^L \iint_A (\sigma_{xx} \delta \varepsilon_{xx} + \sigma_{xy} \delta \varepsilon_{xy} + \sigma_{xz} \delta \varepsilon_{xz}) d\eta d\zeta dx$$

能 U_w 。

[0071] 采用中等变形梁理论来建立弹性机翼模型,即假设机翼为一根各向异性梁,产生了中等变形和小应变,根据机翼的应力、应变与其材料弹性模量常数 Q_{ij} 之间的关系,沿机翼的截面和展向进行积分后,即可得到机翼的变形能,对变形能求变分则得到相应的虚变形能,表达形式为:

[0072]
$$U_w = \frac{1}{2} \int_0^L \iint_A (\sigma_{xx} \varepsilon_{xx} + \sigma_{xy} \varepsilon_{xy} + \sigma_{xz} \varepsilon_{xz}) d\eta d\zeta dx$$
 (1)

$$\delta U_w = \int_0^L \iint_A (\sigma_{xx} \delta \varepsilon_{xx} + \sigma_{xy} \delta \varepsilon_{xy} + \sigma_{xz} \delta \varepsilon_{xz}) d\eta d\zeta dx$$

[0073] 步骤32:利用公式
$$T_w = \frac{1}{2} \int_0^L \iint_A \rho_w \mathbf{V}_w \cdot \mathbf{V}_w d\eta d\zeta dx$$
 , 计算得到机翼虚动能 T_w 。

$$\delta T_w = \int_0^L \iint_A \rho_w \mathbf{V}_w \cdot \delta \mathbf{V}_w d\eta d\zeta dx$$

[0074] 机翼的动能取决于机翼自身的速度,其表达式及相应的变分为:

[0075]
$$T_w = \frac{1}{2} \int_0^L \iint_A \rho_w \mathbf{V}_w \cdot \mathbf{V}_w d\eta d\zeta dx$$
 (2)

$$\delta T_w = \int_0^L \iint_A \rho_w \mathbf{V}_w \cdot \delta \mathbf{V}_w d\eta d\zeta dx$$

[0076] 机翼上任一点的速度 \bar{v} 取决于该点在惯性系下的位置向量对时间的导数。机翼 x 半径位置及其剖面的位移,将其定义为 $\{x+u, v, w\}$, 其中 u, v, w 对应于机翼剖面径向、弦向和垂直位移;第三部分是变形机翼坐标系下,该剖面内任一点的位置向量,将其定义为 $\{0, \eta, \zeta\}$ 。通过推导机体坐标系下机翼上任一点的位置向量,求导得到机体坐标系下机翼任一点的速度,将速度表达式代入上述机翼动能变分表达式 (2) 中,便可得到机翼虚动能。

[0077] 步骤33:利用公式
$$\delta W_w = \int_0^L (L_u^A \delta u + L_v^A \delta v + L_w^A \delta w + L_\phi^A \delta \hat{\phi}) dx$$
 , 计算机翼外力虚功 W_w 。

[0078] 相比于旋翼所处的复杂非定常气动环境,机翼所处的气动环境要简单的多,因此采用准定常气动力模型来描述机翼截面的气动载荷。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。机翼剖面气动力示意图见图2所示。

[0079] 要计算机翼剖面的气动载荷,首先要得到机翼截面与空气的相对速度 V , 它由前飞速度 V_w 和机翼弹性运动引起的速度 V_b 组成。根据机翼上任意一点在机体坐标系下的位移矢量对时间求导,得到机翼上任意一点的速度矢量 V_b , 结合前飞速度,即可得到变形机翼坐标系下,机翼截面来流速度,根据力和力矩方程,可推导得到机翼气动力及力矩,再根据坐标系关系,可推导机翼未变形坐标系下,机翼气动力虚功,表达式如下:

[0080]
$$\delta W_b = \int_0^R (L_u^A \delta u + L_v^A \delta v + L_w^A \delta w + L_\phi^A \delta \hat{\phi}) dx$$
 (3)

[0081] 步骤34:根据机翼虚变形能 U_w 、机翼虚动能 T_w 和机翼外力虚功 W_w , 构建大展弦比机

翼动力学模型 $\sum_{i=1}^{N_w} (\delta U_i - \delta T_i - \delta W_i) = \delta \mathbf{q}_w^T (\mathbf{M}_w \ddot{\mathbf{q}}_w + \mathbf{C}_w \dot{\mathbf{q}}_w + \mathbf{K}_w \mathbf{q}_w - \mathbf{F}_w)$ 。

[0082] 弹性机翼动力学方程的推导。根据升力桨和推力桨在机翼上的分布,同时兼顾计算效率,将机翼划分成四段空间梁单元,根据有限元的方法对机翼单元矩阵进行组装就能得到整个机翼的质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵以及力向量。

[0083] 离散化后,机翼能量的变分表达式为:

$$[0084] \quad \sum_{i=1}^{N_w} (\delta U_i - \delta T_i - \delta W_i) = \delta \mathbf{q}_w^T (\mathbf{M}_w \ddot{\mathbf{q}}_w + \mathbf{C}_w \dot{\mathbf{q}}_w + \mathbf{K}_w \mathbf{q}_w - \mathbf{F}_w) \quad (4)$$

[0085] 其中, \mathbf{q}_w 是机翼的总自由度向量, \mathbf{M}_w 、 \mathbf{C}_w 和 \mathbf{K}_w 分别为机翼的质量、阻尼和刚度矩阵, \mathbf{F}_w 是载荷向量。。

[0086] 步骤4:根据机翼未变形坐标系,利用公式 $\delta \mathbf{T}_{pi} = \iiint_V \rho_p \delta \mathbf{V}_{pi}^T \mathbf{V}_{pi} dV$, 建立短舱动力

学模型;并提取短舱质量矩阵, $d\mathbf{M}_{pi} = \frac{\partial^2 (-\delta \mathbf{T}_{pi})}{\partial (\delta q_i) \cdot \partial (\ddot{q}_j)}$ 。

[0087] 多桨倾转旋翼飞行器短舱-动力装置刚性连接在弹性机翼上,其构型如图4所示,弹性机翼结构上分布安装多个刚性短舱,相当于存在多点质量和惯量,忽略气动阻力的影响,只考虑动能的影响,故短舱部分只对系统的质量矩阵有贡献。要建立短舱模型,首先要将短舱上任意一点的空间位置矢量转换至惯性坐标系下,然后对时间求一阶导数进而得到速度矢量,最后通过体积分得到短舱虚动能。

[0088] 由多体动力学基本理论,可得机翼未变形坐标系下分布式短舱的任意位置矢量,并导出速度矢量,即可得到短舱虚动能:

$$[0089] \quad \delta \mathbf{T}_{pi} = \iiint_V \rho_p \delta \mathbf{V}_{pi}^T \mathbf{V}_{pi} dV \quad (5)$$

[0090] 提取短舱质量矩阵:

$$[0091] \quad d\mathbf{M}_{pi} = \frac{\partial^2 (-\delta \mathbf{T}_{pi})}{\partial (\delta q_i) \cdot \partial (\ddot{q}_j)} \quad (6)$$

[0092] 其中, q_i 表示短舱运动自由度。计算多桨倾转旋翼飞行器中的刚性短舱结构特性参数,形成 6×6 质量矩阵,根据短舱在机翼上的分布,将短舱质量矩阵耦合至机翼总质量矩阵中,以便分析多点吊挂对大展弦比机翼结构模态的影响。

[0093] 步骤5:根据桨叶变形坐标系,建立旋翼动力学模型。

[0094] 对于多桨/倾转机翼旋翼飞行器的旋翼系统,基于哈密尔顿变分原理,建立考虑弹性机翼运动影响的旋翼动力学模型。桨叶采用15自由度非线性中等变形梁单元,考虑其挥舞、摆振、扭转和轴向拉伸等弹性运动,桨叶沿展向任一剖面r处弹性轴的变形:轴向位移u、摆振向位移v、挥舞向位移w和扭转变形 ϕ 四个运动及其结构和惯性耦合,计算桨叶虚变动能、虚动能及气动力虚功,推导旋翼动力学方程。

[0095] 步骤51:利用公式
$$U_b = \frac{1}{2} \int_0^R \iint_B (\sigma_{xx} \varepsilon_{xx} + \sigma_{x\eta} \varepsilon_{x\eta} + \sigma_{x\xi} \varepsilon_{x\xi}) d\eta d\xi dx$$
 , 计算桨叶虚变形能 U_b 。

$$\delta U_b = \int_0^R \iint_B (\sigma_{xx} \delta \varepsilon_{xx} + \sigma_{x\eta} \delta \varepsilon_{x\eta} + \sigma_{x\xi} \delta \varepsilon_{x\xi}) d\eta d\xi dx$$

[0096] 推导过程与机翼虚变形能推导过程一致,采用中等变形梁理论来建立弹性桨叶模型,即假设桨叶为一根各向异性梁,产生了中等变形和小应变,根据桨叶的应力、应变与其材料弹性模量常数 Q_{ij} 之间的关系,沿桨叶的截面和展向进行积分后,即可得到桨叶的变形能,对变形能求变分则得到相应的虚变形能,表达形式为:

$$[0097] \quad U_b = \frac{1}{2} \int_0^R \iint_B (\sigma_{xx} \varepsilon_{xx} + \sigma_{x\eta} \varepsilon_{x\eta} + \sigma_{x\xi} \varepsilon_{x\xi}) d\eta d\xi dx \quad (1)$$

$$\delta U_b = \int_0^R \iint_B (\sigma_{xx} \delta \varepsilon_{xx} + \sigma_{x\eta} \delta \varepsilon_{x\eta} + \sigma_{x\xi} \delta \varepsilon_{x\xi}) d\eta d\xi dx$$

[0098] 步骤52:利用公式
$$T_b = \frac{1}{2} \int_0^R \iint_A \rho_s \mathbf{V} \cdot \mathbf{V} d\eta d\xi dx$$
 , 计算桨叶虚动能 T_b 。

$$\delta T_b = \int_0^R \iint_A \rho_s \mathbf{V} \cdot \delta \mathbf{V} d\eta d\xi dx$$

[0099] 推导过程也与机翼虚动能推导过程一致,桨叶的动能取决于桨叶自身的速度,其表达式及相应的变分为:

$$[0100] \quad T_b = \frac{1}{2} \int_0^R \iint_A \rho_s \mathbf{V} \cdot \mathbf{V} d\eta d\xi dx \quad (2)$$

$$\delta T_b = \int_0^R \iint_A \rho_s \mathbf{V} \cdot \delta \mathbf{V} d\eta d\xi dx$$

[0101] 桨叶上任一点的速度 \bar{v} 取决于该点在惯性系下的位置向量对时间的导数。桨叶 x 半径位置及其剖面的位移,将其定义为 $\{x+u, v, w\}$, 其中 u, v, w 对应于桨叶剖面径向、弦向和垂直位移;第三部分是变形桨叶坐标系下,该剖面内任一点的位置向量,将其定义为 $\{0, \eta, \xi\}$ 。通过推导机体坐标系下桨叶上任一点的位置向量,对时间求导得到机体坐标系下桨叶任一点的速度,将速度表达式代入上述桨叶动能变分表达式 (2) 中,便可得到桨叶虚动能。

[0102] 步骤53:利用公式
$$\delta W_b = \int_0^R (S \delta v + T \delta w + M_{\phi a} \delta \hat{\phi}) dx$$
 , 计算桨叶气动力虚功 W_b 。

[0103] 根据第二步气动力模型的建立。对于旋翼气动力计算,采用了准定常气动力模型、非定常气动力模型、动力入流模型或 ONERA 模型,建立桨叶上气动力,再根据桨叶各剖面的气动载荷乘以剖面的虚位移,并沿整片桨叶积分,即可得到桨叶的气动力虚功。单片桨叶上的气动力虚功表达式为:

$$[0104] \quad \delta W_b = \int_0^R (S \delta v + T \delta w + M_{\phi a} \delta \hat{\phi}) dx \quad (7)$$

[0105] 步骤54:利用桨叶动力学方程
$$\sum_{i=1}^{N_b} (\delta U_i - \delta T_i - \delta W_i) = \delta \mathbf{q}_b^T (\mathbf{M}_b \ddot{\mathbf{q}}_b + \mathbf{C}_b \dot{\mathbf{q}}_b + \mathbf{K}_b \mathbf{q}_b - \mathbf{F}_b)$$
 , 构建旋翼动力学模型。

[0106] 对桨叶有限元离散后,其无量纲化的能量表达式为:

$$[0107] \quad \sum_{i=1}^{N_b} (\delta U_i - \delta T_i - \delta W_i) = \delta \mathbf{q}_b^T (\mathbf{M}_b \ddot{\mathbf{q}}_b + \mathbf{C}_b \dot{\mathbf{q}}_b + \mathbf{K}_b \mathbf{q}_b - \mathbf{F}_b) \quad (8)$$

[0108] 将虚变形能、虚动能和外力虚功的表达式代入到上式中,即可得到离散化的桨叶

气动弹性运动方程。

[0109] 将桨叶划分为若干个中等变形梁单元,每个单元包含15个自由度,如图5所示。每个单元拥有2个外节点和3个内节点,每个外节点包含6个自由度,依次为: u 、 v 、 v' 、 w 、 w' 、 $\hat{\phi}$;内节点则仅有一个自由度,其中单元中心节点为扭转自由度,单元三等分点处的节点为轴向变形自由度。

[0110] 对于第*i*个梁单元,利用形函数插值,其内部任意点 x_i 的弹性变形可表示为:

$$[0111] \quad \bar{u}(s) = \begin{Bmatrix} u(s) \\ v(s) \\ w(s) \\ \hat{\phi}(s) \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} H_u & 0 & 0 & 0 \\ 0 & H & 0 & 0 \\ 0 & 0 & H & 0 \\ 0 & 0 & 0 & H_{\hat{\phi}} \end{bmatrix} \bar{q}_i \quad (9)$$

[0112] 其中, $s = x_i/l_i$, l_i 是单元长度。 H 是单元挥舞和摆振弯曲自由度的形函数, H_u 和 $H_{\hat{\phi}}$ 是轴向拉伸和扭转自由度的形函数。 q_i 为单个单元的总自由度列向量:

$$[0113] \quad q_i^T = \{u_1 \quad u_2 \quad u_3 \quad u_4 \quad v_1 \quad v_1' \quad v_2 \quad v_2' \quad w_1 \quad w_1' \quad w_2 \quad w_2' \quad \hat{\phi}_1 \quad \hat{\phi}_2 \quad \hat{\phi}_3\} \quad (10)$$

[0114] 将 $\delta U_i - \delta T_i - \delta W_i$ 写为矩阵表达式:

$$[0115] \quad \delta U_i - \delta T_i - \delta W_i = \delta q_i^T (M_i \ddot{q}_i + C_i \dot{q}_i + K_i q_i - F_i) \quad (11)$$

[0116] 其中, M_i 、 C_i 和 K_i 依次为第*i*个单元的质量、阻尼和刚度矩阵,且均为线性矩阵; F_i 是相应的载荷向量,包括线性和非线性部分。

[0117] 假设将桨叶划分为五个单元,则单片桨叶的自由度编号如图6所示。整片桨叶共有51个自由度。离散化后,桨叶能量变分的表达式为:

$$[0118] \quad \sum_{i=1}^{N_b} (\delta U_i - \delta T_i - \delta W_i) = \delta q_b^T (M_b \ddot{q}_b + C_b \dot{q}_b + K_b q_b - F_b) \quad (12)$$

[0119] 根据不同的桨叶根部连接形式,方程(12)的边界条件也有所不同。根据离散后的能量表达式,设置好相应的边界条件,即可得到单片桨叶的气动弹性微分方程:

$$[0120] \quad M_b \ddot{q}_b + C_b \dot{q}_b + K_b q_b = F_b \quad (13)$$

[0121] 对 N_b 片桨叶求和,就得到一副旋翼的动力学方程。

[0122] 步骤6:根据大展弦比机翼动力学模型、短舱动力学模型和旋翼动力学模型,建立多桨/短舱/大展弦比机翼耦合系统动力学方程

$$[0123] \quad \delta q^T (M \ddot{q} + C \dot{q} + K q - F) = 0。$$

[0124] 在建立弹性机翼动力学方程、短舱动能方程及旋翼桨叶动力学方程后,根据哈密顿能量原理即可获得半展多桨/大展弦比机翼耦合系统动力学矩阵方程。

[0125] 将旋翼系统的 M_b 、 C_b 、 K_b 、 F_b 矩阵与短舱的 M_p 以及弹性机翼的 M_w 、 C_w 、 K_w 、 F_w 矩阵进行组集可得到旋翼/短舱/机翼耦合系统模型的 M 、 C 、 K 、 F 矩阵。组集方式是将矩阵维数依据自由度数量进行扩展并将相同节点自由度对应的矩阵元素进行叠加获得整个模型的质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵,对力向量也是采用同样的方式,将旋翼系统的力向量和机翼的力向量对应自由度组集得到半展模型旋翼/机翼耦合系统的力向量。

[0126] 将半展多桨/大展弦比机翼耦合系统模型的动力学方程用矩阵形式表达如下:

$$[0127] \quad \delta q^T (M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq - F) = 0 \quad (14)$$

[0128] 其中,自由度 q 如下所示:

$$[0129] \quad q = \{u_{w1}, v_{w1}, v'_{w1}, w_{w1}, w'_{w1}, \phi_{w1}, \dots, v_{wn}, v'_{wn}, w_{wn}, w'_{wn}, \phi_{wn}, u_{bm}, v_{bm}, v'_{bm}, w_{bm}, w'_{bm}, \phi_{bm}\} \quad (15)$$

[0130] 上式中,下标 n 和 m 分别表示机翼和桨叶离散的单元数。

[0131] 将耦合动力学方程转化为状态方程,采用特征值方法,求解状态方程特征值,特征值的实部表示系统的阻尼,虚部表示系统的频率。根据特征值实部即可判断耦合系统的稳定性。

[0132] 综上所述,本申请提供一种多桨/倾转机翼旋翼飞行器多系统耦合动力学建模方法,属于直升机动力学建模及分析技术。针对多桨/倾转机翼旋翼飞行器动力学问题的特点,首先在不同的坐标系中描述旋翼、机翼、短舱的运动,分别建立孤立旋翼桨叶、弹性机翼、短舱的结构动力学有限元模型,采用准定常或非定常气动力模型对气动力建模。基于中等变形梁理论和准定常/非定常气动力模型,通过哈密顿变分原理,建立了旋翼桨叶动力学方程、短舱动能方程和弹性机翼动力学方程,采用有限元方法对方程进行空间离散,依据自由度数量扩展矩阵维数并将相同节点自由度对应的矩阵元素进行叠加获得多桨/短舱/大展弦比机翼耦合系统动力学方程。最后经特征值法求解特征值,通过特征值解判断耦合系统稳定性。该建模方法可应用于多桨/倾转机翼旋翼飞行器耦合系统模态分析、稳定性分析及气弹响应分析等动力学基础研究,也可直接推广于各类先进旋翼飞行器、倾转旋翼机、分布式高速旋翼飞行器等气弹耦合稳定性设计分析。

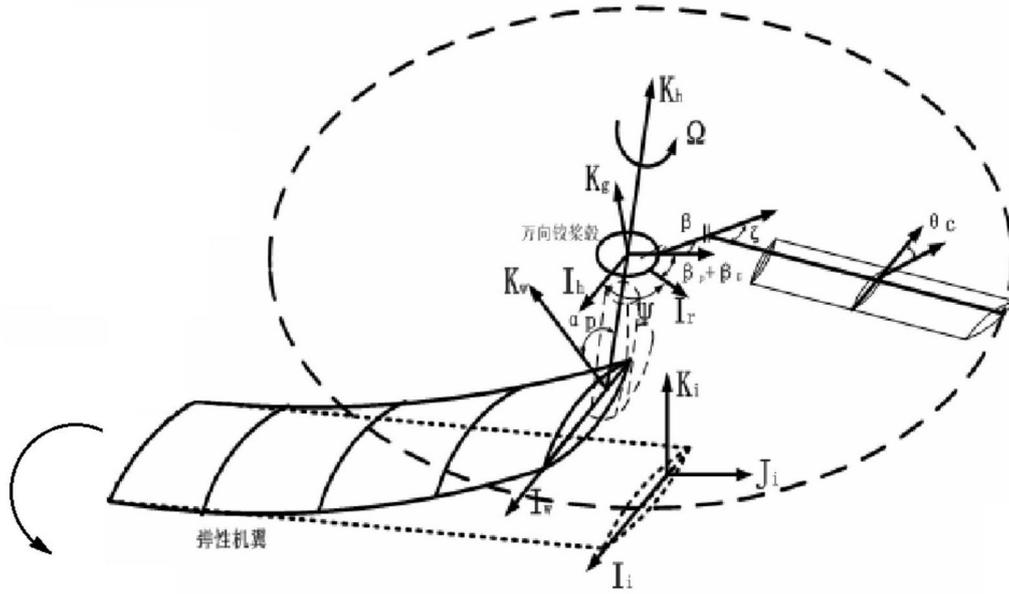


图1

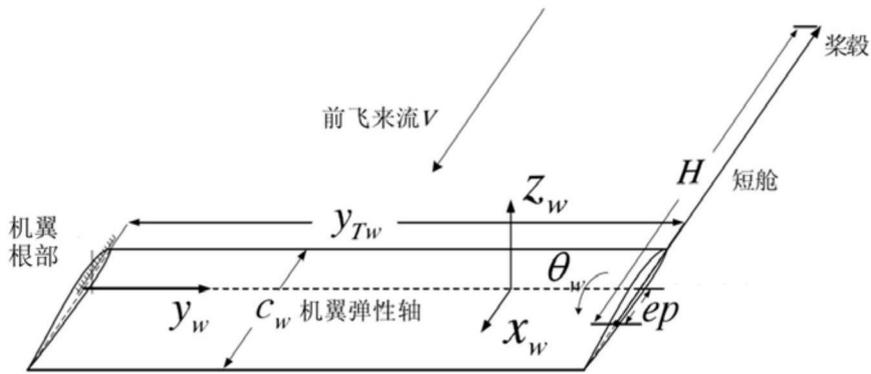


图2

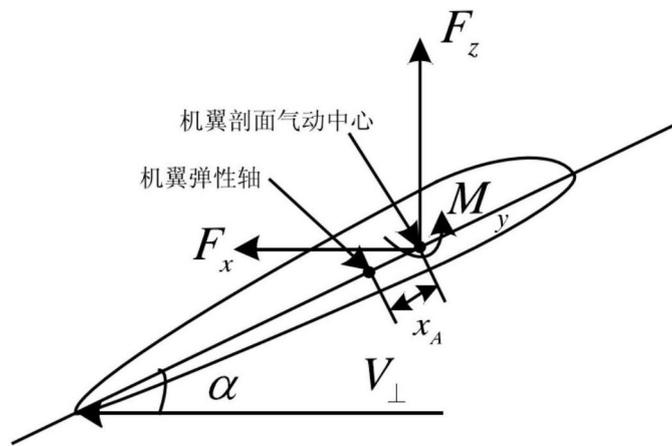


图3

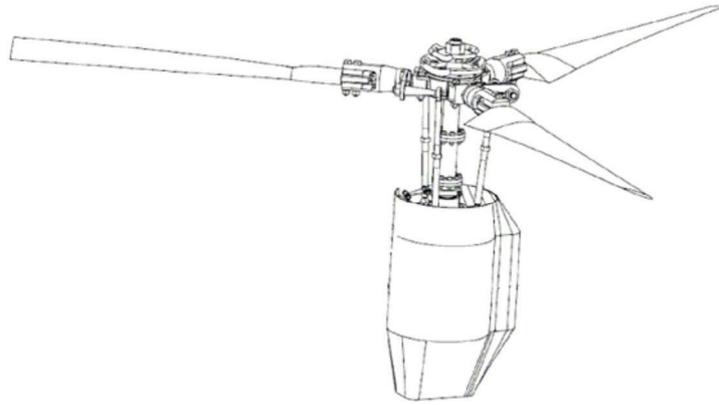


图4

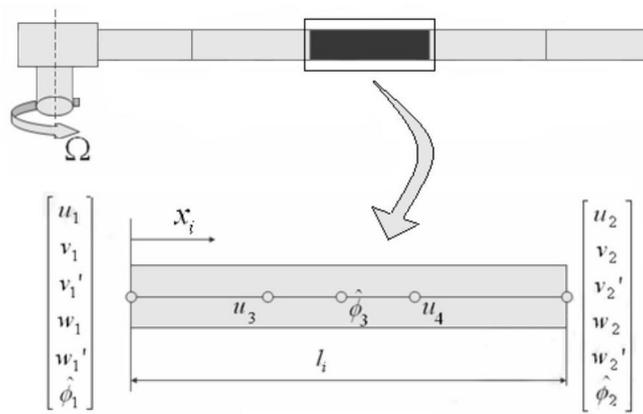


图5

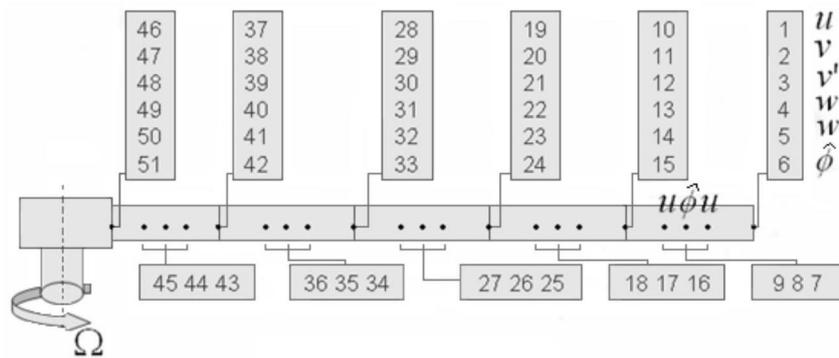


图6