



(21) 申请号 202411192150.7

(22) 申请日 2024.08.28

(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 张仕明 姚佐聪 高乐 胡和平
朱棣文 段锦帆 魏武雷 王司文
邓旭东 黄剑

(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.

B64F 5/60 (2017.01)

B64C 27/72 (2006.01)

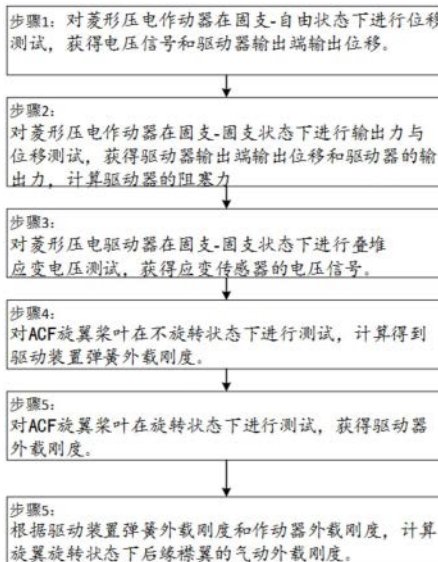
权利要求书2页 说明书6页 附图1页

(54) 发明名称

一种ACF旋翼后缘襟翼及其气动载荷刚度测试方法

(57) 摘要

本申请提供一种ACF旋翼后缘襟翼及其气动载荷刚度测试方法,方法包括:步骤1:对菱形压电作动器在固支-自由状态下进行位移测试,获得电压信号 $\Delta s g^{free}(pk-pk)$ 和驱动器输出端输出位移 $\Delta x_1^{free}(pk-pk)$;步骤2:对菱形压电作动器在固支-固支状态下进行输出力与位移测试,获得驱动器输出端输出位移 $\Delta x_1^{load}(pk-pk)$ 和驱动器的输出力 $f_1^{load}(pk-pk)$,计算驱动器的阻塞力 $f_1^{block}(pk-pk)$;步骤3:对菱形压电驱动器在固支-固支状态下进行叠堆应变电压测试,获得应变传感器的电压信号 $\Delta s g^{block}(pk-pk)$;步骤4:对ACF旋翼桨叶在不旋转状态下进行测试,计算得到驱动装置弹簧外载刚度 k_{flap} ;步骤5:对ACF旋翼桨叶在旋转状态下进行测试,获得驱动器外载刚度 k_{load} ;步骤6:根据驱动装置弹簧外载刚度 k_{flap} 和作动器外载刚度 k_{load} ,计算旋翼

旋转状态下后缘襟翼的气动外载刚度 k_{aero} 。

1. 一种ACF旋翼后缘襟翼气动载荷刚度测试方法,其特征在于,所述方法包括:

步骤1:对菱形压电作动器在固支-自由状态下进行位移测试,获得电压信号的峰峰值 $\Delta sg^{free}(pk-pk)$ 和驱动器输出端输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{free}(pk-pk)$;

步骤2:对菱形压电作动器和力传感器,在固支-固支状态下进行输出力与位移测试,获得驱动器输出端输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{load}(pk-pk)$,得到驱动器的输出力 $f_1^{load}(pk-pk)$,通过计算得到菱形压电作动器的阻塞力 $f_1^{block}(pk-pk)$;

步骤3:对菱形压电作动器,在固支-固支状态下进行叠堆应变电压测试,获得菱形压电作动器压电叠堆所贴应变传感器的电压信号的峰峰值 $\Delta sg^{block}(pk-pk)$;

步骤4:对ACF旋翼桨叶在不旋转状态下进行测试,通过计算得到后缘襟翼驱动装置弹簧外载的刚度 k_{flap} ;

步骤5:对ACF旋翼桨叶在旋转状态下进行测试,获得菱形压电作动器的外载刚度 k_{load} ;

步骤6:根据后缘襟翼驱动装置弹簧外载的刚度 k_{flap} 和菱形压电作动器的外载刚度 k_{load} ,计算当前旋翼旋转状态下后缘襟翼的气动外载刚度 k_{aero} 。

2. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,步骤1包括:

持续激励菱形压电作动器,选取响应稳定段的测试信号,得到菱形压电作动器的压电叠堆所贴应变传感器的电压信号的峰峰值 $\Delta sg^{free}(pk-pk)$,得到驱动器输出端输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{free}(pk-pk)$ 。

3. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,步骤2包括:

利用以下公式计算得到菱形压电作动器的阻塞力:

$$f_1^{block}(pk-pk) = f_1^{load}(pk-pk) \times \frac{\Delta x_1^{free}(pk-pk)}{\Delta x_1^{free}(pk-pk) - \Delta x_1^{load}(pk-pk)}。$$

4. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,步骤4包括:

步骤41:持续激励菱形压电作动器至后缘襟翼响应稳定,选择后缘襟翼挥舞角速度相对较大的信号;

步骤42:激励菱形压电作动器的襟翼挥舞角度的峰峰值 $\Delta x_{HALL}^{non}(pk-pk)$ 、压电叠堆应变传感器信号的峰峰值 $\Delta sg_{pzt}^{non}(pk-pk)$,驱动器输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{non}(pk-pk)$;

步骤43:根据 $\Delta x_{HALL}^{non}(pk-pk)$ 、 $\Delta sg_{pzt}^{non}(pk-pk)$ 和 $\Delta x_1^{non}(pk-pk)$,利用以下公式计算得到驱动器输出力 $f_1^{non}(pk-pk)$:

$$f_1^{non}(pk-pk) = \frac{f_1^{block}(pk-pk)}{\Delta sg_{pzt}^{block}(pk-pk)} \cdot \Delta sg_{pzt}^{non}(pk-pk) - \left(\frac{f_1^{block}(pk-pk)}{\Delta sg_{pzt}^{block}(pk-pk)} / \frac{\Delta x_1^{free}(pk-pk)}{\Delta sg_{pzt}^{free}(pk-pk)} \right) \Delta x_1^{non}(pk-pk) ;$$

步骤44:根据驱动器输出力 $f_1^{non}(pk-pk)$ 和输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{non}(pk-pk)$,利用公式 $k_{flap} = \frac{f_1^{non}(pk-pk)}{\Delta x_1^{non}(pk-pk)}$,计算得到后缘襟翼驱动装置中弹簧性质的机械外载相对作动器输出位移的刚度 k_{flap} 。

5. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,步骤5包括:

步骤51:持续激励菱形压电作动器至响应稳定后,根据后缘襟翼的角度信号,选择挥舞角速度相对较大的一段正弦信号进行分析;

步骤52:得到襟翼挥舞角度的峰峰值 $\Delta x_{HALL}^{rot}(pk-pk)$ 、压电叠堆应变传感器信号的峰峰值 $\Delta sg_{pzt}^{rot}(pk-pk)$ 和驱动器输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{rot}(pk-pk)$;

步骤53:根据 $\Delta x_{HALL}^{rot}(pk-pk)$ 、 $\Delta sg_{pzt}^{rot}(pk-pk)$ 和 $\Delta x_1^{rot}(pk-pk)$,利用以下公式计算得到当前状态所选取的一段正弦信号的驱动器输出力的峰峰值 $f_1^{rot}(pk-pk)$:

$$f_1^{rot}(pk-pk) = \frac{f_1^{block}(pk-pk)}{\Delta sg_{pzt}^{block}(pk-pk)} \cdot \Delta sg_{pzt}^{rot}(pk-pk) - \left(\frac{f_1^{block}(pk-pk)}{\Delta sg_{pzt}^{block}(pk-pk)} / \frac{\Delta x_1^{free}(pk-pk)}{\Delta sg_{pzt}^{free}(pk-pk)} \right) \Delta x_1^{rot}(pk-pk);$$

步骤54:根据当前状态所选取的一段正弦信号的驱动器输出力的峰峰值 $f_1^{rot}(pk-pk)$,利用公式 $k_{load} = \frac{f_1^{rot}(pk-pk)}{\Delta x_1^{rot}(pk-pk)}$,计算得到菱形压电作动器外载刚度 k_{load} 。

6. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,步骤6包括:

步骤61:计算后缘襟翼转动惯量刚度 k_J ,其中,J为后缘襟翼的转动惯量,r为作动器驱动后缘襟翼偏转的力臂;

步骤62:襟翼装置中机械弹簧载荷刚度保持不变,根据后缘襟翼驱动装置弹簧外载的刚度 k_{flap} 、菱形压电作动器的外载刚度 k_{load} 和后缘襟翼转动惯量刚度 k_J ,利用公式 $k_{aero} = k_{load} - k_{flap} - k_J$,计算得到当前旋翼旋转状态下后缘襟翼的气动外载刚度。

7. 根据权利要求6所述的方法,其特征在于,步骤61具体包括:

利用公式 $k_J = -\frac{J}{r^2} \left(2\pi Nb \frac{\Omega}{60} \right)^2$,计算后缘襟翼转动惯量刚度 k_J ,其中,J为后缘襟翼的转动惯量,r为作动器驱动后缘襟翼偏转的力臂。

8. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,所述方法应用于ACF旋翼后缘襟翼,ACF旋翼后缘襟翼上设置有菱形压电作动器,用于驱动后缘襟翼装置;菱形压电作动器的压电叠堆上贴有应变片,用于测量叠堆的变形;后缘襟翼设置有角度传感器,用于测量襟翼的挥舞角度。

9. 一种ACF旋翼后缘襟翼,其特征在于,所述ACF旋翼后缘襟翼采用如权利要求1~8任一项所述的ACF旋翼后缘襟翼气动载荷刚度测试方法实现。

一种ACF旋翼后缘襟翼及其气动载荷刚度测试方法

技术领域

[0001] 本发明属旋翼试验测试领域,具体涉及一种ACF旋翼后缘襟翼及其气动载荷刚度测试方法。

背景技术

[0002] 旋翼的载荷计算问题一直是旋翼动力学研究的重点之一,由于旋翼桨叶气动特性的复杂性,导致旋翼的载荷计算误差一般很大,当下工程中主要通过桨叶上贴应变片组的方式试验测试桨叶某个剖面的挥舞弯矩、摆振弯矩、扭转变矩。对ACF旋翼而言,后缘襟翼的气动载荷是ACF桨叶设计的重要输入,由于后缘襟翼与主桨叶之间间隙的存在,导致其附近的气动更加复杂,因此利用数值仿真计算得到的后缘襟翼气动载荷可信度较低。

[0003] 由于后缘襟翼处于桨叶后缘,其体积小、重量轻,在桨叶旋转条件下,无法直接测量其气动外载,且由于桨叶盒腔内空间狭小,以及后缘襟翼高精度伺服控制的需要,也很难在后缘襟翼与作动器之间串入力传感器进行驱动器输出力的测量。国外公开文献中尚未有见后缘襟翼气动力矩以及气动载荷刚度的测试方法。

发明内容

[0004] 本申请提供一种ACF旋翼后缘襟翼及其气动载荷刚度测试方法,通过菱形压电作动器、菱形压电作动器+后缘襟翼驱动装置、ACF旋翼的旋转试验等试验,测试分析得到ACF旋翼旋转状态的后缘襟翼气动载荷刚度,可用于指导数值仿真模型计算结果进行修正,可用于指导ACF旋翼桨叶的改进设计。

[0005] 第一方面,本申请提供一种ACF旋翼后缘襟翼气动载荷刚度测试方法,所述方法包括:

[0006] 步骤1:对菱形压电作动器在固支-自由状态下进行位移测试,获得电压信号的峰峰值 $\Delta sg^{free}(pk-pk)$ 和驱动器输出端输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{free}(pk-pk)$;

[0007] 步骤2:对菱形压电作动器和力传感器,在固支-固支状态下进行输出力与位移测试,获得驱动器输出端输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{load}(pk-pk)$,得到驱动器的输出力 $f_1^{load}(pk-pk)$,通过计算得到菱形压电作动器的阻塞力 $f_1^{block}(pk-pk)$;

[0008] 步骤3:对菱形压电作动器,在固支-固支状态下进行叠堆应变电压测试,获得菱形压电作动器压电叠堆所贴应变传感器的电压信号的峰峰值 $\Delta sg^{block}(pk-pk)$;

[0009] 步骤4:对ACF旋翼桨叶在不旋转状态下进行测试,通过计算得到后缘襟翼驱动装置弹簧外载的刚度 k_{flap} ;

[0010] 步骤5:对ACF旋翼桨叶在旋转状态下进行测试,获得菱形压电作动器的外载刚度 k_{load} ;

[0011] 步骤6:根据后缘襟翼驱动装置弹簧外载的刚度 k_{flap} 和菱形压电作动器的外载刚度 k_{load} ,计算当前旋翼旋转状态下后缘襟翼的气动外载刚度 k_{aero} 。

[0012] 具体的,步骤1包括:

[0013] 持续激励菱形压电作动器,选取响应稳定段的测试信号,得到菱形压电作动器的压电叠堆所贴应变传感器的电压信号的峰峰值 $\Delta s g^{free}(pk-pk)$,得到驱动器输出端输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{free}(pk-pk)$ 。

[0014] 具体的,步骤2包括:

[0015] 利用以下公式计算得到菱形压电作动器的阻塞力:

$$[0016] \quad f_1^{block}(pk-pk) = f_1^{load}(pk-pk) \times \frac{\Delta x_1^{free}(pk-pk)}{\Delta x_1^{free}(pk-pk) - \Delta x_1^{load}(pk-pk)}。$$

[0017] 具体的,步骤4包括:

[0018] 步骤41:持续激励菱形压电作动器至后缘襟翼响应稳定,选择后缘襟翼挥舞角速度相对较大的信号;

[0019] 步骤42:激励菱形压电作动器的襟翼挥舞角度的峰峰值 $\Delta x_{HALL}^{non}(pk-pk)$ 、压电叠堆应变传感器信号的峰峰值 $\Delta s g_{pzt}^{non}(pk-pk)$,驱动器输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{non}(pk-pk)$;

[0020] 步骤43:根据 $\Delta x_{HALL}^{non}(pk-pk)$ 、 $\Delta s g_{pzt}^{non}(pk-pk)$ 和 $\Delta x_1^{non}(pk-pk)$,利用以下公式计算得到驱动器输出力 $f_1^{non}(pk-pk)$:

$$[0021] \quad f_1^{non}(pk-pk) = \frac{f_1^{block}(pk-pk)}{\Delta s g_{pzt}^{block}(pk-pk)} \cdot \Delta s g_{pzt}^{non}(pk-pk) - \left(\frac{f_1^{block}(pk-pk)}{\Delta s g_{pzt}^{block}(pk-pk)} / \frac{\Delta x_1^{free}(pk-pk)}{\Delta s g_{pzt}^{free}(pk-pk)} \right) \Delta x_1^{non}(pk-pk) ;$$

[0022] 步骤44:根据驱动器输出力 $f_1^{non}(pk-pk)$ 和输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{non}(pk-pk)$,利用公式 $k_{flap} = \frac{f_1^{non}(pk-pk)}{\Delta x_1^{non}(pk-pk)}$,计算得到后缘襟翼驱动装置中弹簧性质的机械外载相对作动器输出位移的刚度 k_{flap} 。

[0023] 具体的,步骤5包括:

[0024] 步骤51:持续激励菱形压电作动器至响应稳定后,根据后缘襟翼的角度信号,选择挥舞角速度相对较大的一段正弦信号进行分析;

[0025] 步骤52:得到襟翼挥舞角度的峰峰值 $\Delta x_{HALL}^{rot}(pk-pk)$ 、压电叠堆应变传感器信号的峰峰值 $\Delta s g_{pzt}^{rot}(pk-pk)$ 和驱动器输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{rot}(pk-pk)$;

[0026] 步骤53:根据 $\Delta x_{HALL}^{rot}(pk-pk)$ 、 $\Delta s g_{pzt}^{rot}(pk-pk)$ 和 $\Delta x_1^{rot}(pk-pk)$,利用以下公式计算得到当前状态所选取的一段正弦信号的驱动器输出力的峰峰值 $f_1^{rot}(pk-pk)$:

$$[0027] \quad f_1^{rot}(pk-pk) = \frac{f_1^{block}(pk-pk)}{\Delta s g_{pzt}^{block}(pk-pk)} \cdot \Delta s g_{pzt}^{rot}(pk-pk) - \left(\frac{f_1^{block}(pk-pk)}{\Delta s g_{pzt}^{block}(pk-pk)} / \frac{\Delta x_1^{free}(pk-pk)}{\Delta s g_{pzt}^{free}(pk-pk)} \right) \Delta x_1^{rot}(pk-pk) ;$$

[0028] 步骤54:根据当前状态所选取的一段正弦信号的驱动器输出力的峰峰值 $f_1^{rot}(pk-pk)$,利用公式 $k_{load} = \frac{f_1^{rot}(pk-pk)}{\Delta x_1^{rot}(pk-pk)}$,计算得到菱形压电作动器外载刚度 k_{load} 。

[0029] 具体的,步骤6包括:

[0030] 步骤61:计算后缘襟翼转动惯量刚度 k_J ,其中, J 为后缘襟翼的转动惯量, r 为作动器驱动后缘襟翼偏转的力臂;

[0031] 步骤62:襟翼装置中机械弹簧载荷刚度保持不变,根据后缘襟翼驱动装置弹簧外载的刚度 k_{flap} 、菱形压电作动器的外载刚度 k_{load} 和后缘襟翼转动惯量刚度 k_J ,利用公式 $k_{aero} = k_{load} - k_{flap} - k_J$,计算得到当前旋翼旋转状态下后缘襟翼的气动外载刚度。

[0032] 具体的,步骤61具体包括:

[0033] 利用公式 $k_J = -\frac{J}{r^2} \left(2\pi N b \frac{\Omega}{60} \right)^2$,计算后缘襟翼转动惯量刚度 k_J ,其中, J 为后缘襟翼的转动惯量, r 为作动器驱动后缘襟翼偏转的力臂。

[0034] 具体的,所述方法应用于ACF旋翼后缘襟翼,ACF旋翼后缘襟翼上设置有菱形压电作动器,用于驱动后缘襟翼装置;菱形压电作动器的压电叠堆上贴有应变片,用于测量叠堆的变形;后缘襟翼设置有角度传感器,用于测量襟翼的挥舞角度。

[0035] 第二方面,本申请提供一种ACF旋翼后缘襟翼,所述ACF旋翼后缘襟翼采用如上述的ACF旋翼后缘襟翼气动载荷刚度测试方法实现。

[0036] 本发明提出了后缘襟翼气动载荷刚度的测试方法,具体为:通过菱形压电作动器在固支-自由边界条件下的位移测试、菱形压电作动器+力传感器在固支-固支边界条件下输出位移与输出力测试、菱形压电作动器在固支-固支边界条件下的压电叠堆应变片电压测试,得到菱形压电作动器+后缘襟翼驱动装置中作动器输出力与压电叠堆应变电压、后缘襟翼角度之间的关系。然后在ACF旋翼不旋转条件下测试得到后缘襟翼机械结构的刚度,再在ACF旋翼旋转试验中利用测试数据分析得到作动器的外载刚度、襟翼挥舞惯性距刚度,得到气动载荷的刚度。

附图说明

[0037] 图1为本申请提供的一种ACF旋翼后缘襟翼气动载荷刚度测试方法的流程示意图。

具体实施方式

[0038] 本申请提供的一种ACF旋翼后缘襟翼气动载荷刚度测试方法,所述方法应用于ACF旋翼后缘襟翼,ACF旋翼后缘襟翼上设置有菱形压电作动器,用于驱动后缘襟翼装置;菱形压电作动器的压电叠堆上贴有应变片,用于测量叠堆的变形;后缘襟翼设置有角度传感器,用于测量襟翼的挥舞角度。

[0039] 如图1所示,为了测试估算后缘襟翼在旋转状态下的气动载荷引起的外载刚度,本申请提供的一种ACF旋翼后缘襟翼气动载荷刚度测试方法,方法包括:

[0040] 步骤1:对菱形压电作动器在固支-自由状态下进行位移测试,获得电压信号的峰峰值 $\Delta s g^{free}(pk-pk)$ 和驱动器输出端输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{free}(pk-pk)$;

[0041] 具体的,步骤1包括:

[0042] 持续激励菱形压电作动器,选取响应稳定段的测试信号,得到菱形压电作动器的压电叠堆所贴应变传感器的电压信号的峰峰值 $\Delta s g^{free}(pk-pk)$,得到驱动器输出端输出位

移峰峰值 $\Delta x_1^{free}(pk-pk)$ 。

[0043] 实际应用中,令菱形压电作动器的一端为固支状态,另一端为自由状态,施加1Hz准静态正弦电压信号,激励信号如下:

[0044] $u(t) = A \sin(2\pi t)$

[0045] 上式中, $u(t)$ 表示随时间变化的激励电压信号, A 为正弦信号的幅值。

[0046] 步骤2:对菱形压电作动器和力传感器,在固支-固支状态下进行输出力与位移测试,获得驱动器输出端输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{load}(pk-pk)$,得到驱动器的输出力 $f_1^{load}(pk-pk)$,通过计算得到菱形压电作动器的阻塞力 $f_1^{block}(pk-pk)$;

[0047] 具体的,步骤2包括:利用以下公式计算得到菱形压电作动器的阻塞力:

$$[0048] \quad f_1^{block}(pk-pk) = f_1^{load}(pk-pk) \times \frac{\Delta x_1^{free}(pk-pk)}{\Delta x_1^{free}(pk-pk) - \Delta x_1^{load}(pk-pk)}。$$

[0049] 令菱形压电作动器一端与力传感器相连,然后将菱形压电作动器+力传感器的两端固支,施加同步骤1中的1Hz准静态正弦电压信号,持续激励至响应稳定,选取响应稳定段的测试信号,得到驱动器输出端输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{load}(pk-pk)$,得到驱动器的输出力 $f_1^{load}(pk-pk)$ 。

[0050] 将菱形压电作动器看作一个弹簧,则根据步骤1和步骤2的测试结果,得到菱形压电作动器的阻塞力(驱动器两端固支条件下施加激励电压驱动器的输出力)。

[0051] 步骤3:对菱形压电作动器,在固支-固支状态下进行叠堆应变电压测试,获得菱形压电作动器压电叠堆所贴应变传感器的电压信号的峰峰值 $\Delta sg^{block}(pk-pk)$;

[0052] 实际应用中,令菱形压电作动器两端固支,施加同步骤1中的1Hz准静态正弦电压信号,持续激励至响应稳定,选取响应稳定段的测试信号,得到菱形压电作动器压电叠堆所贴应变传感器的电压信号的峰峰值 $\Delta sg^{block}(pk-pk)$ 。

[0053] 步骤4:对ACF旋翼桨叶在不旋转状态下进行测试,通过计算得到后缘襟翼驱动装置弹簧外载的刚度 k_{flap} ;

[0054] 具体的,步骤4包括:

[0055] 步骤41:持续激励菱形压电作动器至后缘襟翼响应稳定,选择后缘襟翼挥舞角速度相对较大的信号;

[0056] 步骤42:激励菱形压电作动器的襟翼挥舞角度的峰峰值 $\Delta x_{HALL}^{non}(pk-pk)$ 、压电叠堆应变传感器信号的峰峰值 $\Delta sg_{pzt}^{non}(pk-pk)$,驱动器输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{non}(pk-pk)$;

[0057] 步骤43:根据 $\Delta x_{HALL}^{non}(pk-pk)$ 、 $\Delta sg_{pzt}^{non}(pk-pk)$ 和 $\Delta x_1^{non}(pk-pk)$,利用以下公式计算得到驱动器输出力 $f_1^{non}(pk-pk)$:

$$[0058] \quad f_1^{non}(pk-pk) = \frac{f_1^{block}(pk-pk)}{\Delta sg_{PZT}^{block}(pk-pk)} \cdot \Delta sg_{pzt}^{non}(pk-pk) - \left(\frac{f_1^{block}(pk-pk)}{\Delta sg_{pzt}^{block}(pk-pk)} / \frac{\Delta x_1^{free}(pk-pk)}{\Delta sg_{pzt}^{free}(pk-pk)} \right) \Delta x_1^{non}(pk-pk) ;$$

[0059] 步骤44:根据驱动器输出力 $f_1^{non}(pk-pk)$ 和输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{non}(pk-pk)$,利用公

式 $k_{flap} = \frac{f_1^{non}(pk - pk)}{\Delta x_1^{non}(pk - pk)}$, 计算得到后缘襟翼驱动装置中弹簧性质的机械外载相对作动器输出位移的刚度 k_{flap} 。

[0060] 将含有菱形压电作动器-后缘襟翼驱动装置的ACF旋翼桨叶装与旋翼试验台上,不旋转,施加1Hz准静态正弦电压信号,此时对于菱形压电作动器,其外载主要包括离心力片的弹性力,襟翼轴承的摩擦力等,由于旋翼没有旋转此时襟翼气动外载可忽略,由于襟翼挥舞的频率为1Hz,此时襟翼挥舞的惯性力也可忽略。因此,此状态下作动器的外载可分为两类,即与作动器输出位移相关的弹簧力,与作动器输出位移的速度相关的摩擦力。弹簧力相关的载荷刚度一般由材料的弹性模量、扭转模量等决定,旋翼旋转和不旋转条件下均不变。而与速度相关的轴承等摩擦力,当速度大于一定阈值时,可认为摩擦力时恒力。

[0061] 综上,施加1Hz准静态正弦电压信号,如下:

[0062] $u(t) = B \sin(2\pi t)$

[0063] 持续激励至后缘襟翼响应稳定,选择后缘襟翼挥舞角速度相对较大即摩擦力几乎不变一段的信号,得到襟翼挥舞角度的峰峰值 $\Delta x_{HALL}^{non}(pk - pk)$ 、压电叠堆应变传感器信号的峰峰值 $\Delta s_{pzt}^{non}(pk - pk)$,根据后缘襟翼挥舞角与驱动器位移输出位移的标定关系,得到对应的驱动器输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{non}(pk - pk)$,进而得到当前状态所选取的一段信号的驱动器输出力的峰峰值。

[0064] 步骤5:对ACF旋翼桨叶在旋转状态下进行测试,获得菱形压电作动器的外载刚度 k_{load} ;

[0065] 具体的,步骤5包括:

[0066] 步骤51:持续激励菱形压电作动器至响应稳定后,根据后缘襟翼的角度信号,选择挥舞角速度相对较大的一段正弦信号进行分析;

[0067] 步骤52:得到襟翼挥舞角度的峰峰值 $\Delta x_{HALL}^{rot}(pk - pk)$ 、压电叠堆应变传感器信号的峰峰值 $\Delta s_{pzt}^{rot}(pk - pk)$ 和驱动器输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{rot}(pk - pk)$;

[0068] 步骤53:根据 $\Delta x_{HALL}^{rot}(pk - pk)$ 、 $\Delta s_{pzt}^{rot}(pk - pk)$ 和 $\Delta x_1^{rot}(pk - pk)$,利用以下公式计算得到当前状态所选取的一段正弦信号的驱动器输出力的峰峰值 $f_1^{rot}(pk - pk)$:

$$f_1^{rot}(pk - pk) = \frac{f_1^{block}(pk - pk)}{\Delta s_{pzt}^{block}(pk - pk)} \cdot \Delta s_{pzt}^{rot}(pk - pk) - \left(\frac{f_1^{block}(pk - pk)}{\Delta s_{pzt}^{block}(pk - pk)} / \frac{\Delta x_1^{free}(pk - pk)}{\Delta s_{pzt}^{free}(pk - pk)} \right) \Delta x_1^{rot}(pk - pk);$$

[0070] 步骤54:根据当前状态所选取的一段正弦信号的驱动器输出力的峰峰值 $f_1^{rot}(pk - pk)$,

利用公式 $k_{load} = \frac{f_1^{rot}(pk - pk)}{\Delta x_1^{rot}(pk - pk)}$,计算得到菱形压电作动器外载刚度 k_{load} 。

[0071] 实际应用中,对旋转中的ACF旋翼,悬停或者前飞状态,对后缘襟翼施加减振、降噪等功能需求的激励电压,如Nb/rev旋翼频率的正弦激励电压,如下所示:

$$u(t) = C \sin\left(2\pi Nb \frac{\Omega}{60} t\right)$$

[0073] 需要说明的是,对菱形压电作动器,外载包括后缘襟翼机械装置的弹簧载荷、后缘襟翼的气动载荷、机械装置中的摩擦载荷、以及不可忽略的后缘襟翼转动惯性矩,待响应稳定后,根据后缘襟翼的角度信号,选择挥舞角速度相对较大摩擦力几乎恒定的一段正弦信号进行分析,得到襟翼挥舞角度的峰峰值 $\Delta x_{HALL}^{rot}(pk-pk)$ 、压电叠堆应变传感器信号的峰峰值 $\Delta s g_{pzt}^{rot}(pk-pk)$,根据后缘襟翼挥舞角与驱动器位移输出位移的标定关系,得到对应的驱动器输出位移峰峰值 $\Delta x_1^{rot}(pk-pk)$ 。

[0074] 步骤6:根据后缘襟翼驱动装置弹簧外载的刚度 k_{flap} 和菱形压电作动器的外载刚度 k_{load} ,计算当前旋翼旋转状态下后缘襟翼的气动外载刚度 k_{aero} 。

[0075] 具体的,步骤6包括:

[0076] 步骤61:利用公式 $k_J = -\frac{J}{r^2} \left(2\pi N b \frac{\Omega}{60} \right)^2$,计算后缘襟翼转动惯量刚度 k_J ,其中,J为后缘襟翼的转动惯量,r为作动器驱动后缘襟翼偏转的力臂;

[0077] 步骤62:襟翼装置中机械弹簧载荷刚度保持不变,根据后缘襟翼驱动装置弹簧外载的刚度 k_{flap} 、菱形压电作动器的外载刚度 k_{load} 和后缘襟翼转动惯量刚度 k_J ,利用公式 $k_{aero} = k_{load} - k_{flap} - k_J$,计算得到当前旋翼旋转状态下后缘襟翼的气动外载刚度。

[0078] 另外,本申请提供一种ACF旋翼后缘襟翼,所述ACF旋翼后缘襟翼采用如上述的ACF旋翼后缘襟翼气动载荷刚度测试方法实现。

[0079] 综上所述,本发明提出一种后缘襟翼气动载荷刚度的测试方法,通过菱形压电作动器、菱形压电作动器+后缘襟翼驱动装置、ACF旋翼的旋转试验等试验,测试分析得到ACF旋翼旋转状态的后缘襟翼气动载荷刚度,可用于指导数值仿真模型计算结果进行修正,可用于指导ACF旋翼桨叶的改进设计。

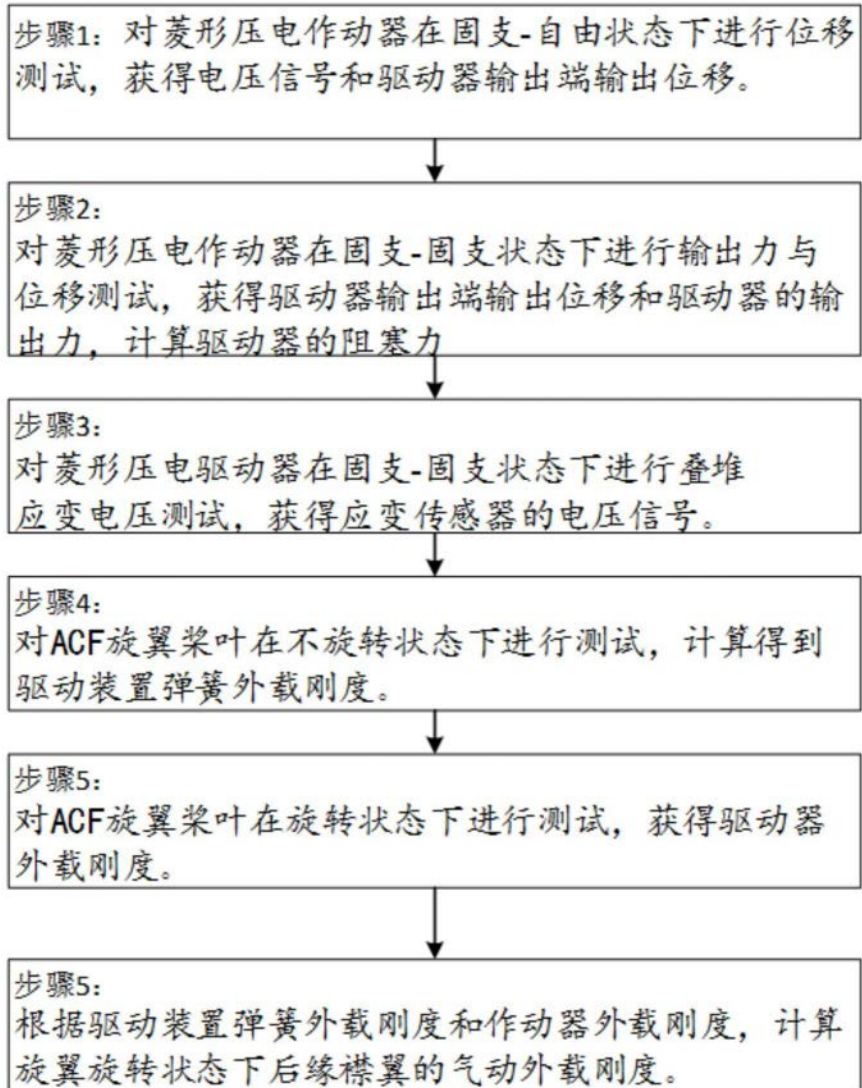


图1