

文章编号:1674-8190(2019)S1-012-07

大展弦比飞机运动稳定性建模及分析

胡锐¹, 谢长川²

(1. 中国飞机强度研究所 结构冲击动力学航空科技重点实验室, 西安 710065)

(2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘要: 随着飞机设计技术的提高和新型材料的应用, 现代飞机气动弹性效应越来越显著, 刚体运动和弹性体振动互相解耦的关系不再明显, 在分析弹性飞机相关问题时, 应该综合地、统一地考虑飞行动力学与气动弹性力学问题。在一般体轴系下综合考虑飞机刚体运动自由度和弹性振动自由度, 建立弹性飞机刚弹耦合运动的方程, 通过在配平状态下引入小扰动运动假设, 以及利用有理函数拟合技术将偶极子格网法计算所得到的频域非定常气动力转化为时域形式, 建立大柔性飞机刚弹耦合小扰动状态空间方程, 并对纵向运动稳定性进行分析计算。结果表明: 运用本文所采用的方法计算所得结果与传统的线性及刚体计算所得结果进行对比分析, 非线性计算方法所得颤振速度更小, 而且失稳模态亦发生变化, 对于飞行力学模态而言, 长周期模态稳定性变差, 在计算速度范围内出现失稳的现象。

关键词: 大柔性; 非线性; 刚弹耦合; 飞行动力学; 气动弹性; 配平; 稳定性

中图分类号: V215

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.S1.003

Stability Modeling and Analysis of High-aspect-ratio Aircraft

Hu Rui¹, Xie Changchuan²

(1. Aircraft Strength Research Institute of China, Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Structure Impact Dynamics, Xi'an 710065, China)

(2. School of Aeronautics Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Accompanying with the improvements in design technology and application of advanced materials, the structure of modern aircraft is much lighter and more flexible, which induced significant aeroelastic effects. Decoupling of the rigid-body motion and the elastic vibration is not always present. As a result, this dissertation works in the interdisciplinary field of flight dynamics and aeroelasticity to search for an integrated flight dynamic modeling methodology for flexible aircraft. The Lagrange equations of motion of the flexible aircraft are derived, which considered the rigid-body degrees of freedom and elastic degrees of freedom. With the assumption of small disturbance on the nonlinear trim equilibrium state, the state-space equations describing the motion with rigid-body degrees of freedom and elastic degrees of freedom are established. The unsteady aerodynamics in the frequency domain is computed by the doublet-lattice method, and then it is transferred into the time domain by the rational function approximation. The state-space equations are applied to analyze the stability of the very flexible aircraft, and the results are compared to the rigid method and linear method, in order to illustrate the effects of geometric nonlinearity and the coupling between rigid-body motion and elastic vibration.

Key words: very flexible; nonlinearity; coupling between rigid-body motion and elastic vibration; flight dynamics; aeroelasticity; trim; stability

收稿日期: 2019-01-25; 修回日期: 2019-03-04

通信作者: 胡锐, hurui0307@163.com

引用格式: 胡锐, 谢长川. 大展弦比飞机运动稳定性建模及分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(增刊 1): 12-18, 33.

Hu Rui, Xie Changchuan. Stability modeling and analysis of high-aspect-ratio aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(S1): 12-18, 33. (in Chinese)

0 引言

随着飞机设计技术的提高和新型材料的应用,现代飞机气动弹性效应越来越显著,在分析弹性飞机相关问题时,不能简单地将飞行动力学与气动弹性力学进行单独处理,而应该综合地、统一地考虑。Mayuresh J Patil 等^[1]在研究柔性飞翼构型的飞行动力学时,考虑了大尺度飞行运动与几何非线性结构变形之间的耦合,也将大尺度运动下的气动模型包含其中。研究发现柔性飞机在配平状态下会出现大的结构变形,飞行力学特性与传统刚体分析不同,在载荷作用下短周期特征根变成两个实根而且长周期模态也变得不稳定。Carlos E. S. Cesnik 等^[2-3]于非线性气动弹性分析的基础之上,设计并制造了无人机 X-HALE,并通过飞行试验研究刚弹耦合问题。并以试验模型为基础,考虑结构非线性和飞行力学自由度,计算了体自由度颤振,并与放开不同自由度的颤振试验结果进行对比。王立波^[4-5]于平均体轴系下建立了弹性飞机的飞行动力学方程,进行了弹性飞机的刚弹耦合稳定性分析,并与线性计算结果进行了对比。然而此描述方式也有其一定的适用性,在平均体轴系下的动力学方程不能准确的描述飞机大转角、大变形运动时的问题。

考虑到飞机刚体运动与结构弹性自由振动的耦合作用,本文从飞行动力学和气动弹性力学统一化的思想出发,在一般体轴系下建立弹性飞机刚

体/弹性运动自由度统一的运动方程,并以此为基础对弹性飞机稳定特性进行计算分析,进而阐明结构弹性对飞机飞行特性、气动弹性特性的重要影响。

1 基本理论

1.1 弹性飞机刚弹耦合运动方程

在推导弹性飞机飞行动力学方程时需使用大地参考系($Oxyz$)和一般体轴系($Oxyz$),一般体轴系原点选取在初始构型质心处,如图 1 所示。

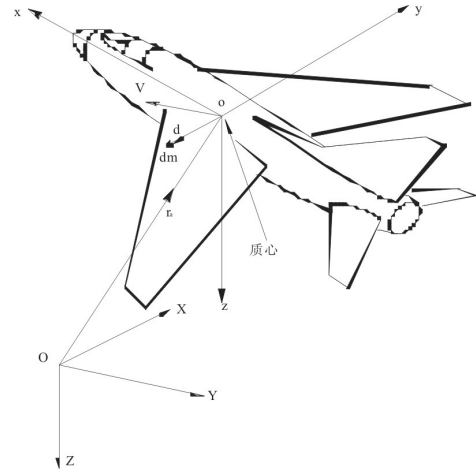


图 1 弹性飞行器动力学中的参考系

根据 lagrange 方程可得到飞机运动动力学方程,结合运动学方程与广义力的表达形式,弹性飞机刚弹耦合运动方程组^[6]可表达为

$$\begin{cases} M\dot{v}_0 + \tilde{S}^T \dot{\omega} + \int_m \ddot{u} dm - (M\tilde{v}_0 + \tilde{\omega}\tilde{S} + 2\tilde{S}_v)\omega = \Phi_r^T (f_G + f_A + f_T) \\ \tilde{S}\dot{v}_0 + J_{\text{total}}\dot{\omega} + \int_m (\tilde{r} + \tilde{u})\ddot{u} dm - \left[2\int_m (\tilde{r} + \tilde{u})\dot{u} dm + \tilde{S}\tilde{v}_0 - \tilde{\omega}J_{\text{total}} \right] \omega = \Phi_r^T (f_G + f_A + f_T) \\ \dot{v}_0 dm + (\tilde{r} + \tilde{u})^T \dot{\omega} dm + \ddot{u} dm + [\tilde{v}_0^T - \tilde{\omega}(\tilde{r} + \tilde{u}) + 2\dot{u}^T] \omega dm + k(u)u = f_G + f_A + f_T \\ \dot{R} = L^T V \\ \dot{\theta} = D^{-1} \omega \end{cases} \quad (1)$$

$$\text{其中, } \begin{cases} -\int_m (\tilde{r} + \tilde{u})(\tilde{r} + \tilde{u}) dm = J_{\text{total}} \\ \int_m (\tilde{r} + \tilde{u}) dm = \tilde{S} \\ \tilde{S}_v = \tilde{S} = \int_m \dot{u} dm \end{cases} \quad (2)$$

式中: r 为弹性体各点在体轴系下的原始位置(即未变形位置); u 为变形量; k 为和变形相关的刚度系数; f_G 、 f_A 、 f_T 分别为作用在有限元节点上的重力载荷、气动载荷以及发动机推力载荷矩阵; Φ_r 、 Φ_v 为刚体平动模态矩阵和转动模态矩阵; L 、 D 为转换矩阵; R 为体轴系空间位置; $\theta = [\phi \theta \psi]^T$ 为体

轴系 $Oxyz$ 与惯性系 $Oxyz$ 之间的欧拉角。

1.2 全机配平方法

在处理静气弹配平问题时,通常采用定常气动力方法来计算空气动力。与此同时,还认为结构的弹性变形是一个极为缓慢的过程,结构因弹性效应所引起的惯性力和阻尼力比气动力要小得多,运动引起的附加气动力也很小,均可略去不计。结构大变形情况下全机静气动弹性配平分析的具体思路是^[7-8]:引入非线性结构有限元描述几何非线性结构,利用偶极子格网法计算大变形飞机的气动力,采用曲面样条插值方法完成气动/结构之间力与位移的传递问题,然后结合全机在变形构型下的刚体运动方程进行大变形状态下的静气动弹性配平,通过多轮次的迭代求解,解决大柔性飞机几何非线性静气动弹性配平问题。其具体计算流程如图 2 所示。

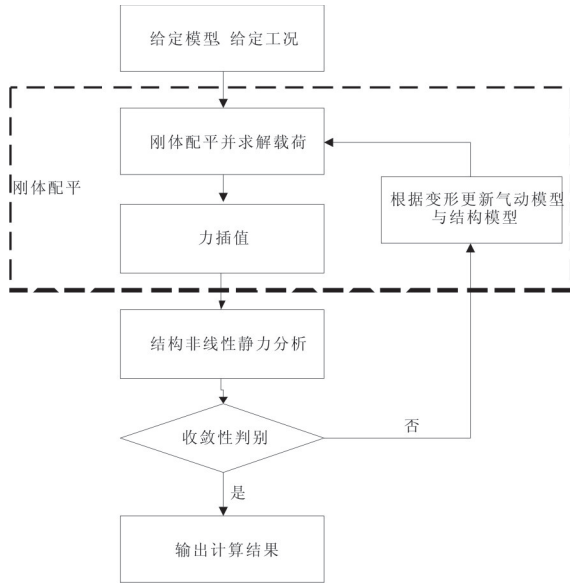


图 2 结构几何非线性静气动弹性配平分析流程

1.3 小扰动方程

对于大柔性飞机而言,由于其在配平状态下的刚度与气动外形发生变化,因此小扰动线化的基准状态即为配平状态。假设弹性体在平衡位置作微小振动,结构变形可用弹性振动模态^[9]表示

$$\mathbf{u}(\mathbf{r}, t) = \sum_{i=1}^n q_i(t) \psi_i(\mathbf{r}) = \boldsymbol{\psi}(\mathbf{r}) \mathbf{q}(t) \quad (3)$$

假设飞机作定直平飞,则有 $\mathbf{v}_0 = (u_0, 0, 0)$, $\dot{\mathbf{v}}_0$

$= \omega_0 = \dot{\omega}_0 = \dot{\theta}_0 = 0$, $(\phi_0 \theta_0 \psi_0) = (0 \ 0 \ 0)$ 。假设初始状态为 $\dot{\mathbf{q}} = 0$, 以弹性模态及广义坐标表示变形并推导刚弹耦合动力学方程,并依据定直平飞条件对方程进行小扰动线化,可得小扰动线化后的飞艇飞行动力学方程^[10]为

$$\begin{bmatrix} mI & -m\tilde{\mathbf{r}}_G & P \\ m\tilde{\mathbf{r}}_G & J & H \\ P^T & H^T & M \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\dot{\mathbf{v}}_0 \\ \Delta\dot{\boldsymbol{\omega}} \\ \Delta\dot{\mathbf{q}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -m\tilde{\mathbf{v}}_0 & 0 \\ 0 & -M\tilde{\mathbf{r}}_G\tilde{\mathbf{v}}_0 & 0 \\ 0 & -P^T\tilde{\mathbf{v}}_0 & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \Delta\mathbf{v}_0 \\ \Delta\boldsymbol{\omega} \\ \Delta\dot{\mathbf{q}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ K\Delta\mathbf{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta F_m \\ \Delta M_m \\ \Delta Q_q \end{bmatrix} \quad (4)$$

运动方程小扰动线化后可得

$$\begin{cases} \Delta\dot{\mathbf{X}} = \Delta\mathbf{u} \\ \Delta\dot{\boldsymbol{\phi}} = \Delta\mathbf{p} \\ \Delta\dot{\mathbf{Y}} = \Delta\mathbf{v} + V_\infty \Delta\boldsymbol{\phi} \\ \Delta\dot{\boldsymbol{\theta}} = \Delta\mathbf{q} \\ \Delta\dot{\mathbf{Z}} = \Delta\boldsymbol{\omega} - V_\infty \Delta\boldsymbol{\theta} \\ \Delta\dot{\boldsymbol{\psi}} = \Delta\mathbf{r} \end{cases} \quad (5)$$

其中各项含义为

广义质量矩阵:

$$M = \int_m \boldsymbol{\psi}^T \boldsymbol{\psi} dm = \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & \cdots & m_{1n} \\ m_{21} & m_{22} & \cdots & m_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ m_{n1} & m_{n2} & \cdots & m_{nn} \end{bmatrix} \quad (6)$$

动量矩系数矩阵:

$$P = [P_1 \ P_2 \ \cdots \ P_n] = \int_m \boldsymbol{\psi} dm \quad (7)$$

角动量系数矩阵:

$$H = [H_1 \ H_2 \ \cdots \ H_n] = \int_m \mathbf{r} \times \boldsymbol{\psi} dm \quad (8)$$

因为在平衡位置的变形为小量,可作如下假设:

$$J_{\text{total}} = J = - \int_m \tilde{\mathbf{r}} \times \tilde{\mathbf{r}} dm \quad (9)$$

1.4 非定常气动力计算

利用偶极子格网法计算得到某减缩频率下广义非定常气动力可表示为

$$\boldsymbol{\Phi}_{sfa}(ik) = q_\infty \mathbf{Q}(ik) \begin{Bmatrix} \mathbf{q}_s(ik) \\ \boldsymbol{\delta}(ik) \end{Bmatrix} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{Q}(ik)$ 为减缩频率为 k 时广义非定常气动力影响系数矩阵; Φ_s 和 \mathbf{q}_s 分别为弹性飞机结构运动模态矩阵和模态坐标列向量; δ 为控制面舵偏角列向量。

采用 MS 法进行有理函数拟合,得到拉氏域内广义气动力^[4]可表示为

$$\Phi_s f_A(s) = q_\infty \mathbf{Q}(s) \begin{Bmatrix} \mathbf{q}_s(s) \\ \delta(s) \end{Bmatrix} \quad (11)$$

广义气动力影响系数矩阵 $\mathbf{Q}(s)$ 的具体表达式如下

$$\mathbf{Q}(S) = \mathbf{A}_0 + \frac{L}{V_\infty} \mathbf{A}_1 s + \frac{L^2}{V_\infty^2} \mathbf{A}_2 s^2 + \mathbf{D} \left(\mathbf{I}, s - \frac{V_\infty}{L} \mathbf{R}_a \right)^{-1} \mathbf{E} s \quad (12)$$

式中: \mathbf{A}_n ($n=1,2,3$)、 \mathbf{D} 和 \mathbf{E} 分别为拟合多项式系数矩阵; L_∞ 为飞行速度; L 为参考长度,通常取参考弦长的一半, $L=c_{\text{ref}}/2$; s 为拉氏变量; \mathbf{I}_r 为与 \mathbf{R}_a 同阶的单位阵; \mathbf{R}_a 为滞后根矩阵。

定义气动力附加变量为

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_a(S) &= \left(\mathbf{I}_r s - \frac{V_\infty}{L} \mathbf{R}_a \right)^{-1} \mathbf{E} s \begin{Bmatrix} \mathbf{q}_s(s) \\ \delta(s) \end{Bmatrix} \\ &= \left(\mathbf{I}, s - \frac{V_\infty}{L} \mathbf{R}_a \right)^{-1} (s \mathbf{E} s \mathbf{q}_s(s) + s \mathbf{E}_c \delta(s)) \end{aligned} \quad (13)$$

可得时域下的非定常气动力

$$\begin{aligned} \Phi_s f_A(t) &= q_\infty [(\mathbf{A}_{ss0} \mathbf{q}_s + \mathbf{A}_{sc0} \delta) + \frac{L}{V_\infty} (\mathbf{A}_{ss1} \dot{\mathbf{q}}_s + \mathbf{A}_{sc1} \dot{\delta}) + \\ &\quad \frac{L^2}{V_\infty^2} (\mathbf{A}_{ss2} \ddot{\mathbf{q}}_s + \mathbf{A}_{sc2} \ddot{\delta}) + \mathbf{D} x_a(s)] \quad (14) \end{aligned}$$

1.5 刚弹耦合运动的状态空间模型

进行稳定性分析需建立弹性飞机刚弹耦合的状态空间方程,将推力扰动项看作一个控制变量 δ_p 合并入控制向量 δ 项,最终整理得到方程^[4]

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_s \dot{\mathbf{V}}_s + \mathbf{B}_s \mathbf{V}_s + \mathbf{K}_s \mathbf{R}_s &= q_\infty \left(\mathbf{A}_{ss0} + \frac{C_{\text{ref}}}{2V_\infty} \mathbf{A}_{ss1} L_{R1} \right) \mathbf{R}_s + \\ &\quad q_\infty \frac{C_{\text{ref}}}{2V_\infty} \mathbf{A}_{ss1} \mathbf{V}_s + q_\infty \frac{C_{\text{ref}}^2}{4V_\infty^2} \mathbf{A}_{ss2} \dot{\mathbf{V}}_s + q_\infty \mathbf{A}_{ss0} \delta + \\ &\quad q_\infty \frac{C_{\text{ref}}}{2V_\infty} \mathbf{A}_{sc1} \dot{\delta} + q_\infty \frac{C_{\text{ref}}^2}{4V_\infty^2} \mathbf{A}_{sc2} \ddot{\delta} + q_\infty \mathbf{D} x_a \end{aligned} \quad (15)$$

其中,

$$\mathbf{M}_s = \begin{bmatrix} mI & -m\tilde{r}_G & P \\ m\tilde{r}_G & J & H \\ P^T & H^T & M \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\mathbf{B}_s = \begin{bmatrix} 0 & -m\tilde{v}_0 & 0 \\ 0 & -M\tilde{r}_G\tilde{v}_0 & 0 \\ 0 & -P^T\tilde{v}_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\mathbf{K}_s = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & -MT_{gt} \\ & -T_{gt} \\ & -M_{eg}T_{gt} & K \end{bmatrix} \quad (18)$$

得到弹性飞机刚弹耦合小扰动运动方程的状态空间形式如下:

$$\dot{\mathbf{x}}_{ae} = \mathbf{A}_{ae} \mathbf{x}_{ae} + \mathbf{B}_{ae} \boldsymbol{\eta} \quad (19)$$

式中: \mathbf{x}_{ae} 为状态矢量; $\boldsymbol{\eta}$ 为控制矢量; \mathbf{A}_{ae} 为特征系数矩阵; \mathbf{B}_{ae} 为控制矩阵,具体表达式为

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{R}}_s \\ \dot{\mathbf{V}}_s \\ \dot{\mathbf{x}}_a \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \mathbf{L}_{R1} & I & \\ \bar{\mathbf{K}}_s & \bar{\mathbf{B}}_s & \bar{\mathbf{D}} \\ \mathbf{E}_s \mathbf{L}_{R1} & \mathbf{E}_s & \bar{\mathbf{R}}_a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{R}_s \\ \mathbf{V}_s \\ \mathbf{X}_s \end{bmatrix} + \\ &\quad \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{ns \times nc} & I & \\ \bar{\mathbf{K}}_C & \bar{\mathbf{B}}_C & \bar{\mathbf{M}}_C \\ \mathbf{E}_c & \mathbf{0}_{ns \times nc} & \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_s \\ \dot{\delta} \\ \ddot{\delta} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (20)$$

分析状态空间模型中特征矩阵 \mathbf{A}_{ae} 的特征值和特征向量,根据状态空间方程稳定性判据可知,若系统所有特征值实部均为负,则系统稳定;若存在实部为正的的特征值,则系统不稳定;若存在纯虚数的特征值,且其余特征值实部均为负值,则系统临界稳定。对于刚体飞行动力学小扰动状态空间方程,只需去掉式中和弹性相关项即可得到。

2 弹性飞机稳定性分析算例

2.1 模型对象描述

选取某大展弦比柔性飞机缩比模型,该模型的相关总体参数如表 1 所示,其半模的总体布局如图 3 所示^[5]。机翼为单梁式结构,材料为合金弹簧钢,弹性模量为 230 GPa,密度为 $7.6 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$,主梁位于 50% 弦长处,其横截面为 $7.03 \times 1.14 \text{ mm}$ 的矩形。左右机翼外形各由 12 个轻木盒段来维持,每个盒段由轻木骨架与热塑模蒙皮组成,为减小由于弯曲变形使得盒段相互挤压而产生对机翼刚度的影响,盒段与主梁单点连接并且相邻

盒段之间留有一定间隙。翼尖添加配重,防止机翼变形过大。机身为单梁形式,平尾和垂尾的结构与机翼相似,与机翼相比,机身、平尾以及垂尾的刚度较大,具体计算分析时可看作刚体情况。

表 1 大展弦比柔性飞机模型总体参数

参数	数值	参数	参数
机翼展长/mm	960	机翼弦长/mm	60
平尾展长/mm	144	平尾弦长/mm	36
机翼翼型	NACA0015	平尾翼型	NACA0009
平尾容量	0.293	机身长度/mm	305
重心纵向位置	机翼 30%弦线处	空机结构重量/g	170
平尾转轴	平尾 39%弦线处	方向舵位置	垂尾 75%弦线处

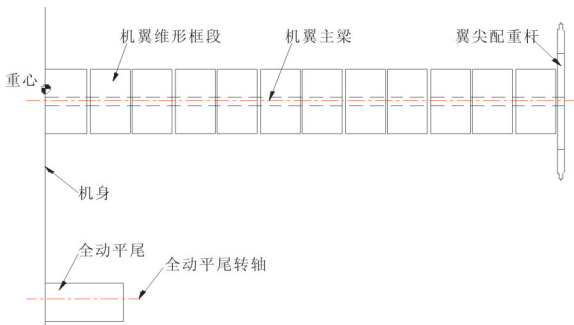


图 3 大展弦比柔性飞机半模布局示意图

根据实际结构各项参数建立气动弹性分析模型,其中初始状态气动力模型如图 4 所示。结构有限元模型如图 5 所示,机身、机翼、平尾以及垂尾等结构的刚度特性均采用梁单元模拟,节点处的短梁为随动载荷加载提供指向,用以做非线性分析,锥形盒段以及机身的质量特性用分散于翼面、尾翼、机身的多个集中质量单元模拟。为使在计算速度范围内,翼尖变形达到半展长的 10% 以上,在模型质心处添加集中重量,使结构质量达到 300 g,用以对比非线性计算与线性计算的区别。

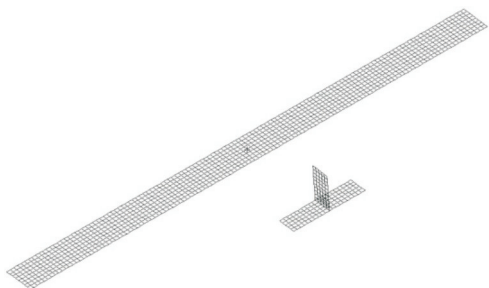


图 4 大展弦比柔性飞机气动力模型

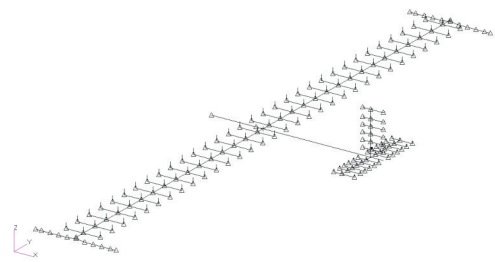


图 5 大展弦比柔性飞机结构有限元模型

2.2 纵向刚弹耦合稳定性研究

弹性飞机运动看作是基准运动和扰动运动的线性叠加,选定全机配平计算得到的平衡状态作为基准运动状态,应用小扰动线性化理论,将描述刚弹耦合运动的非线性方程组线性化为小扰动线性方程组,并根据有理函数拟合将偶极子格网法计算得到的频域非定常气动力转化为时域形式,综合刚弹耦合小扰动运动方程和非定常气动力模型,最终得到描述刚弹耦合系统稳定性的状态空间方程,通过特征值分析技术求解系统的稳定性。

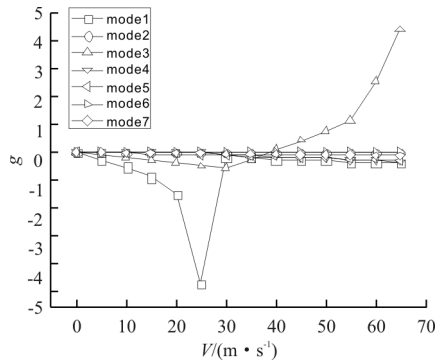
考虑弹性飞翼纵向对称飞行情况,故约束飞翼重心处侧向平动、滚转和偏航等三个刚体运动自由度,进行全机结构固有振动特性分析,计算得到 3 阶刚体运动模态和前 7 阶对称的弹性振动模态特性如表 2 所示。对于非线性刚弹耦合分析而言,其选取的模态为非线性模态,在每个飞行状态下由于结构的变形大小不同而使得其模态发生变化。

表 2 弹性飞机结构纵向固有振型

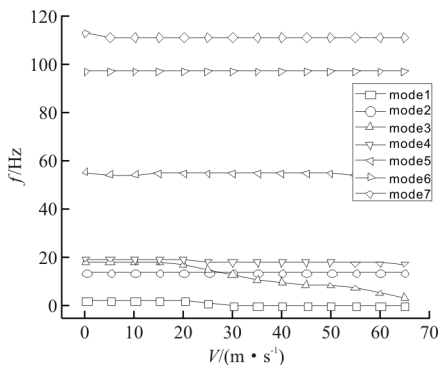
序号	频率/Hz	模态名称
mode 1	0.0	刚体前后平动
mode 2	0.0	刚体沉浮
mode 3	0.0	刚体俯仰
mode 4	2.62	机翼垂直一弯
mode 5	15.55	机翼面内一弯
mode 6	18.84	机翼垂直二弯
mode 7	19.83	机翼一扭
mode 8	55.16	机翼垂直三弯
mode 9	90.53	机身纵向一弯机翼四弯
mode 10	100.56	机翼面内二弯

选择前七阶对称弹性模态进行颤振分析,所得结果如图 6 所示,选择表 2 中所列该飞机的 3 阶纵向刚体运动模态、7 阶弹性振动模态和 1 个气动力

滞后根,建立刚弹耦合状态空间方程,计算得到该飞机的各阶模态的根轨迹如图 7~图 8 所示。

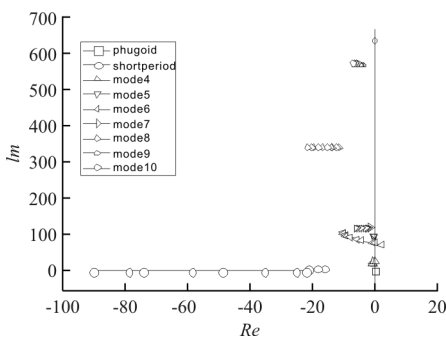


(a) Vg 图

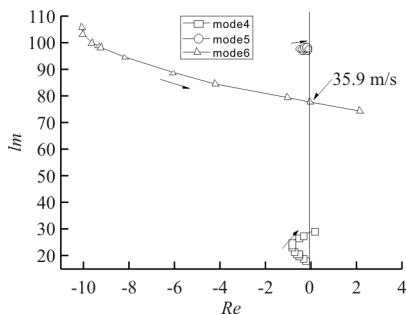


(b) Vf 图

图 6 全机颤振 Vg-Vf 图

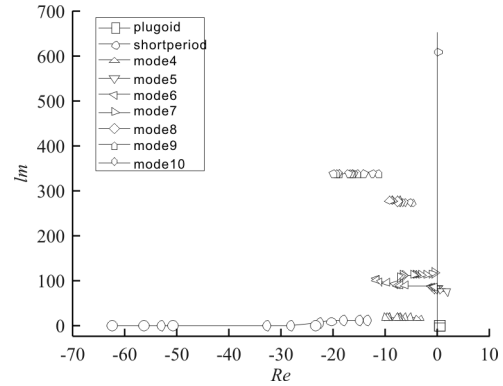


(a) 根轨迹图

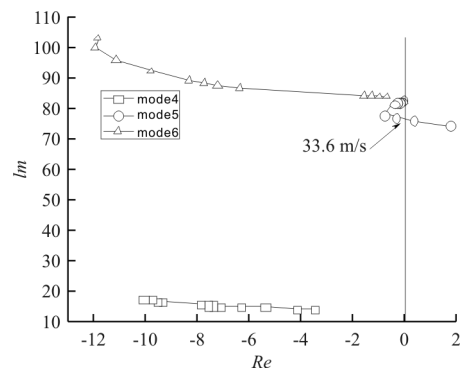


(b) 局部放大图

图 7 大柔性飞机线性刚弹耦合根轨迹及局部放大图



(a) 根轨迹图



(b) 局部放大图

图 8 大柔性飞机非线性刚弹耦合根轨迹及局部放大图

对于经典气动弹性颤振计算,其颤振速度 38.45 m/s,对应模态频率为 9.64 Hz,其发生颤振的对应模态为垂直二弯;对于线性刚弹耦合分析,飞行速度达到 35.9 m/s 时,机翼对称垂直二弯模态的根轨迹穿越虚轴使系统失稳,发生颤振,对应频率为 12.38 Hz;对于非线性计算而言,飞行速度达到 33.6 m/s 时,机翼对称面内一弯模态的根轨迹穿越虚轴使系统失稳,发生颤振,对应频率为 12.1 Hz。可以看出:加入刚体运动模态后,全机颤振速度有所下降,说明刚体运动会对气动弹性特性产生一定的影响;对比两种刚弹耦合分析方法,可以看出两种分析方法所得到的失稳速度有所不同,非线性计算结果比线性计算结果略小,除此之外,其失稳模态分支也有所不同,线性计算为弹性第三阶垂直二弯,非线性计算为弹性第二阶面内一弯。

进一步对短周期和长周期模态根轨迹的细节进行说明,并将线性与非线性计算结果刚体飞行动力学计算结果作对比,如图 9~图 10 所示。

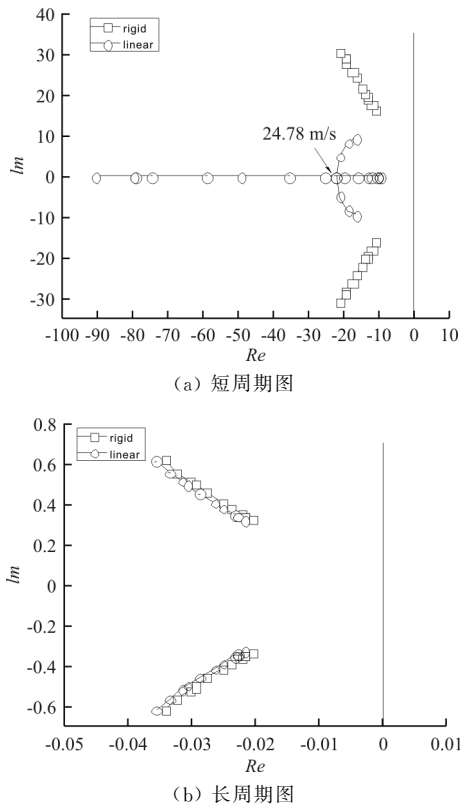


图 9 刚体及线性分析长短周期根轨迹图

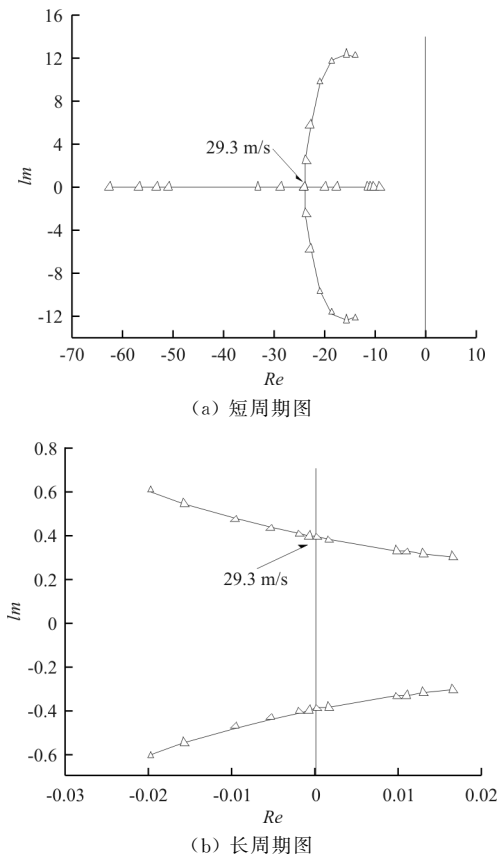


图 10 非线性分析长短周期根轨迹图

对于刚体飞机而言,其纵向短周期模态的阻尼和频率均随着飞行速度的增加而增加。而对于线性与非线性两种情况而言,采用刚弹耦合理论考虑结构弹性的影响后,两种分析方法所得结果呈现基本一致的走势,短周期模态频率随着飞行速度的增加呈减小趋势,且频率值小于刚体情况。飞行速度超过 24.78 m/s 与 29.3 m/s 之后,线性与非线性计算所得短周期模态特征值先后变为两个负实根,振荡收敛的短周期模态转变为单调收敛的形式,其根轨迹分别向复平面正负实轴方向发展,但在颤振速度范围内均未发生失稳。

对于长周期而言,刚体飞机和弹性飞机的长周期模态根轨迹变化趋势基本一致;对于非线性计算而言,在计算速度范围内则会出现发散,主要是由与长周期模态属于弱模态,受许多小量的影响较为明显,非线性情况下,刚度与构型都发生了变化,这种多重因素的综合影响会导致长周期模态发散。可见在结构弹性效应会对经典的飞行力学模态产生影响,从而影响飞行力学特性。

3 结 论

(1) 刚弹耦合的分析方法会对颤振产生一定的影响,比较线性计算与非线性计算,不仅在颤振数值上存在差异,在颤振的主要模态上也存在差异。

(2) 对纵向运动而言,线性与非线性在短周期上呈现基本一致的趋势,在达到某一速度后,振荡收敛的短周期模态转变为单调收敛的形式;而对比长周期则可以得到,非线性计算所得长周期更不稳定,其受到的影响更大。

(3) 刚弹耦合系统分析飞机的稳定性所得颤振速度和飞行力学模态均与传统的经典分析方法有所差别,而非线性的分析方法在理论上更能准确的描述飞机的真实状态,因此不能忽视非线性的影响。

参考文献

- [1] Mayuresh J Patil, Dewey H Hodges. Flight dynamics of highly flexible flying wings[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(6): 1790-1798.
- [2] Shearer C M, Cesnik C E S. Nonlinear flight dynamics of very flexible aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(5): 1528-1545.

- 术, 2013(13): 96-99.
- [5] 陈群志, 周志强, 张强, 等. 振动环境下飞机薄壁结构紧固件疲劳寿命研究[J]. 机械强度, 2015, 37(1): 052-057.
- [6] 中国飞机强度研究所. 航空结构强度技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
- [7] Rice S O. Mathematical analysis of random noise[J]. Noise and Stochastic Processes, 1954(5): 3-4.
- [8] 孟凡涛, 胡愉愉. 基于频域法的随机振动下飞机结构疲劳分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(1): 32-36.
- [9] 施荣明. 飞机结构振动设计与试验[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.
- [10] 姜招喜, 许宗凡, 张挺, 等. 紧固件制备与典型失效案例[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015.
- [11] 王锦丽, 李玉龙, 胡海涛, 等. 加载频率对悬臂梁振动疲劳特性的影响[J]. 振动与冲击, 2011, 30(6): 243-244.
- [12] 李德勇, 王明珠. 随机振动疲劳计算方法比较[J]. 江苏航空, 2010(增刊): 78-80.
- [13] 姚启航, 姚军. 工程结构的振动疲劳问题[J]. 应用力学学报, 2006, 23(1): 12-15.
- [14] 张钊, 张万玉, 胡亚琪. 飞机结构振动分析研究进展[J]. 航空计算技术, 2012, 42(2): 60-64.
- [15] 杨晓华, 姚卫星, 段成美. 确定性疲劳累积损伤理论进展[J]. 中国工程科学, 2003, 5(4): 81-87.
- [16] 刘万远, 张红波. 某发射装置导轨振动疲劳寿命预估[J]. 航空兵器, 2016(3): 75-77.
- [17] 金有刚, 姚军. 随机振动环境下电路板的疲劳寿命与可靠性研究[J]. 强度与环境, 2017, 34(3): 58-62.

作者简介:

王红珍(1981—),女,硕士,工程师。主要研究方向:结构强度分析。

喻琴(1983—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:结构强度分析。

李刚(1977—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:结构强度分析。

邓兴民(1970—),男,硕士,研究员级高级工程师。主要研究方向:系统工程设计。

(编辑:沈惺)

(上接第 18 页)

- [3] Carlos E S Cesnik, Weihua Su. Nonlinear aeroelastic simulation of X-HALE: a very flexible UAV[C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum & Aerospace Exposition, 2015.
- [4] 王立波. 考虑气动弹性效应的飞机飞行动力学研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.
- [5] 王立波, 唐鑫, 杨超. 大展弦比飞翼刚弹耦合运动稳定性分析[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(6): 1096-1104.
- [6] 胡锐. 大柔性飞机刚弹耦合稳定性研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2016.
- [7] 杨超, 王立波, 谢长川, 等. 大变形飞机配平与飞行载荷分析方法[J]. 中国科学:技术科学, 2012, 42(10): 1137.
- [8] Hu Rui, Xie Changchuan, Liu Yi. Aeroelastic trim and static stability analysis of highly flexible aircraft[C]// The 16th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 2015, 06.
- [9] 诸德超, 邢誉峰. 工程振动基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004: 90-105.
- [10] Metavish D, Davidson K. Practical large-motion modeling of geometrically complex flexible vehicles[C]// AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, & Materials Conference AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, 2006.
- [11] Kapel M. Design for active and passive flutter suppression and gust alleviation[R]. NASA R-3482, 1980.

作者简介:

胡锐(1990—),男,硕士研究生,工程师。主要研究方向:结构动力学。

谢长川(1976—),男,博士,副研究员。主要研究方向:气动弹性力学与飞行器设计。

(编辑:赵毓梅)

(上接第 27 页)

- [11] 石庆华, 戴棣, 曹正华. 胶膜对复合材料加筋结构胶接面应力的影响分析[J]. 航空制造技术, 2009, 250(6): 80-84.
- [12] 沈真. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 中国航空研究院, 2001.
- 机结构设计。
- 唐义号(1979—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:直升机结构设计。
- 洪少波(1985—),男,学士,工程师。主要研究方向:直升机结构设计。

作者简介:

徐茂(1987—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:直升

(编辑:沈惺)