

基于 Peters-ONERA 模型的失速颤振特性研究

梁佳骅, 白俊强, 李国俊

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

摘要:采用 Peters 模型模拟线性气动力, ONERA 失速模型模拟由于动态失速引起的非线性气动力, 通过耦合结构运动方程, 建立了状态空间 (state-space) 形式的气动弹性控制方程。采用欧拉预估-校正方法对方程进行时域推进求解, 采用特征根轨迹分析技术在频域内对气动弹性系统进行稳定性分析。基于 Peters-ONERA 气动力模型对动态失速现象进行模拟, 结果表明该气动力模型可以准确地捕捉动态失速气动力的主要特征。采用该气动弹性模型对亚松弛迭代 (under relaxation iteration) 方法在静气动弹性求解稳定性中的影响进行了研究, 研究结果表明, 亚松弛迭代可以增强静气弹求解的稳定性。分别采用频域和时域方法对失速颤振中的颤振临界特性和分岔 (bifurcation) 现象进行了研究, 并分析了初始扰动对系统响应的影响。研究发现: ①在大攻角下, 非线性气动力模态与结构模态的耦合可能导致结构模态的失稳, 从而诱发系统的单自由度颤振; ②初始攻角的变化会显著影响系统的分岔特性; ③在不同的扰动范围内, 气动弹性系统对扰动的敏感度不同, 扰动增强可能会使系统原先稳定的状态被激发为极限环振荡 (limit cycle oscillation, LCO) 状态。

关键词:失速颤振; 动态失速; 亚松弛迭代; 分岔; 扰动

中图分类号: V211.47

文献标志码: A

文章编号: 1000-2758 (2018) 05-0875-09

失速颤振是一种气动弹性失稳现象, 常见于高空长航时 (HALE) 飞行器的大柔性机翼、直升机的桨叶以及涡轮机的叶片上^[1]。失速颤振现象不仅会降低飞行器的气动效率, 而且会导致结构的疲劳甚至破坏。由于失速颤振常常伴随着以流动分离为特征的动态失速现象, 因此具有很强的气动非线性^[2]。考虑到失速颤振问题存在着复杂的非线性因素以及研究人员对失速颤振机理缺乏深入的理解, 因此有必要对失速颤振问题开展更加深入的研究工作, 以便为失速颤振主动控制提供理论基础和技术支撑。

在当今的气动弹性研究领域, 将计算流体力学 (computational fluid dynamics, CFD) 与计算结构力学 (computational structure dynamics, CSD) 耦合是进行非线性颤振分析的重要手段之一^[3]。然而由于实际工程问题的复杂性, 所构建的物理模型往往十分复杂, CFD/CSD 方法存在耗时长、效率低等劣势^[4], 而其中主要的计算代价来源于非线性气动力

的求解。这使得 CFD/CSD 方法难以广泛适用于失速颤振的研究工作中。

为了简化气动力, Peters 等人^[5]基于 Glauert 分解方法发展了非定常气动力的有限状态 (finite-state) 理论和入流 (induced-flow) 理论。相比其他气动力模型, 该方法计算精度较高, 工程实际应用性较强。此外, 该方法具有时域表达形式, 可以加入动态失速修正项来模拟非线性气动力。当前针对二维翼型已经提出了一些较为成熟的半经验失速模型, 例如 ONERA 失速模型和 Beddoes-Leishman 失速模型等。文献[2]总结了当前工程和研究中常用的失速模型, 其中 ONERA 模型形式较为简单, 应用较为广泛。ONERA 模型通过适当的线性有理近似, 将动失速气动力表达为一个二阶非线性常微分方程的形式。此外, ONERA 模型以线化气动力系数和静态气动力系数之差作为输入量, 可以描述气动力的延迟效应和超调效应。

Peters 等人^[6]采用 ONERA 失速模型对直升机

叶片的动态失速问题展开了研究。Mcalister 等人^[7]基于 ONERA 失速模型对二维翼型动态失速中的非定常气动力响应进行预测,并与实验值进行对比。大量研究表明 ONERA 失速模型可以较好地模拟动态失速中的非定常气动力。Tang 等人^[8]通过引入小角度假设,将 ONERA 模型转化到拉氏域中获得线性非定常气动力,并从频域角度对失速颤振问题展开研究。研究结果表明气动弹性系统在大攻角下的失稳模态发生了转换,但研究人员并未对此开展更加详细的机理解释。Laxman 等人^[9]基于 ONERA 失速模型对二元机翼的混沌响应特性进行研究。Beedy 等人^[10]基于谐波分解方法和 Levenberg-Marquardt 非线性最小二乘法,发展了一种拟合 ONERA 非线性参数的新方法,并基于此进行失速颤振边界的预测。

在国内,刘湘宁等人^[11]采用 ONERA 失速模型,结合谐波平衡法,研究了大展弦比复合材料机翼的颤振稳定性。刘廷瑞^[12]采用 ONERA 失速模型,基于 H_∞ 鲁棒控制进行风轮机叶片的失速颤振抑制研究工作。任勇生等人^[13]采用 ONERA 模型进行了复合材料薄壁梁的非线性气弹稳定性研究工作。孙智伟等人^[14]首次综合考虑了 Peters 气动力模型和 ONERA 失速模型,提出了一种新的适用于失速颤振研究的气动力模型,并结合鲁棒控制开展了颤振抑制方面的研究工作。

上述大多是基于 ONERA 失速模型开展的失速颤振边界预测和主动颤振抑制研究工作,鲜有研究者基于 Peters-ONERA 模型,对大攻角下的失速颤振临界特性和不同初始攻角下气动弹性系统的分岔现象展开研究。此外,基于 Peters-ONERA 模型对失速颤振中静气弹求解稳定性的研究工作也很少见。本文基于 Peters-ONERA 气动力模型,建立了系统的状态空间方程。首先通过动态失速算例验证了气动力模型,并研究了亚松弛迭代对静气弹求解稳定性的影响;其次通过频域方法对大攻角下的失速颤振临界特性展开研究;最后通过时域方法研究了失速颤振中的极限环振荡和分岔现象,并研究了初始扰动对系统响应的影响。

1 气动力建模

本节基于 Peters 气动力模型和 ONERA 失速模型分别对线性气动力和非线性气动力进行建模。由

于上述气动力模型都具有时域表达形式,因此易于和结构运动方程耦合,形成完备的状态空间形式。

1.1 Peters 线性模型

图 1 展示了一个具有两自由度的典型二维翼型。其中 Q 为气动中心, P 为刚心, G 为重心。结构坐标系参考原点取在刚心 P 处,浮沉位移 h 向下为正,俯仰位移 θ 抬头为正。刚心 P 在翼型弦长中点后 ab 处,其中 a 为无量纲长度, b 为半弦长。

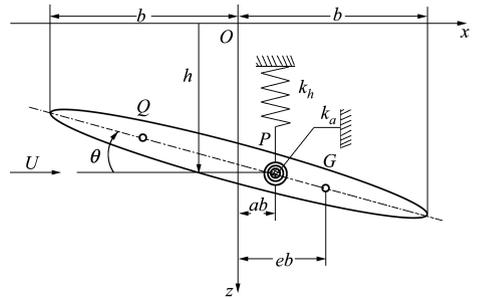


图 1 典型两自由度二维翼型

气动弹性系统关于弹性轴的升力和力矩的线性部分如下^[15]:

$$\begin{aligned} L_0 &= \pi\rho b^2(\dot{h} + U\dot{\theta} - ba\ddot{\theta}) + \\ &2\pi\rho Ub(\dot{h} + U(\alpha_0 + \theta) + b(0.5 - a)\dot{\theta} - \lambda_0) \\ M_0 &= (0.5 + a)bL_0 - \\ &\pi\rho b^3\left(0.5\ddot{h} + U\ddot{\theta} + b\left(\frac{1}{8} - \frac{a}{2}\right)\ddot{\theta}\right) \end{aligned} \quad (1)$$

在方程(1)中, ρ 代表大气密度, U 为无穷远流速度, α_0 代表翼型的初始迎角。在线性升力 L_0 的表达式中,第一项为无环量升力,其依赖于翼型的速度与加速度;第二项为有环量升力,其通过 λ_0 考虑了翼型后缘尾涡的影响。其中 λ_0 表示平均入流诱导速度,Peters 将其近似用有限个人流状态量来表示^[5]:

$$\lambda_0 = 0.5b^T\boldsymbol{\lambda} \quad (2)$$

式中, $\boldsymbol{\lambda}$ 满足如下微分方程^[15]:

$$A\boldsymbol{\lambda} + \frac{U_0}{b}\boldsymbol{\lambda} = \mathbf{c}\left(\dot{h} + U_0\dot{\theta} + b\left(\frac{1}{2} - a\right)\ddot{\theta}\right) \quad (3)$$

1.2 ONERA 失速模型

在 ONERA 模型中, Γ_n (n 代表升力 L 或者力矩 M) 表示由于失速带来的附加环量,可以通过二阶常微分方程表示。需要指出的是,方程(4)的力矩参考点是翼型的四分之一弦长位置。

$$\Gamma_L + \xi_L \frac{U}{b}\Gamma_L + \left(\frac{U}{b}\right)^2 \omega_L^2 \Gamma_L =$$

$$\begin{aligned} & -\frac{\omega_L^2 U^3 \Delta C_L}{b} - \omega_L^2 \eta_L U^2 \frac{d\Delta C_L}{dt} \\ \Gamma_M + \xi_M \frac{U}{b} \Gamma_M + \left(\frac{U}{b}\right)^2 \omega_M^2 \Gamma_M = & \\ & -\frac{\omega_M^2 U^3 \Delta C_M}{b} - \omega_M^2 \eta_M U^2 \frac{d\Delta C_M}{dt} \quad (4) \end{aligned}$$

在方程(4)中,气动力的非线性特性可以通过输入值 ΔC_n (n 代表升力 L 或者力矩 M) 得到。而 ΔC_n 是关于攻角 α 的函数,一般通过实验方法或者 CFD 方法得到。半经验参数 ξ_n , ω_n 和 η_n (n 代表升力 L 或者力矩 M) 分别代表了气动力阻尼、频率,以及气动力延迟。参数可以表示成如下形式 (n 代表升力 L 或者力矩 M):

$$\begin{aligned} \xi_n &= \xi_0 + \xi_2 (\Delta C_n)^2 \\ \omega_n &= \omega_0 + \omega_2 (\Delta C_n)^2 \\ \eta_n &= \eta_0 + \eta_2 (\Delta C_n)^2 \quad (5) \end{aligned}$$

为了得到方程(5)中各个系数的典型值,必须基于某个特定翼型的实验结果或 CFD 结果进行参数辨识。Beedy 等人^[10]认为由非定常升力响应数据拟合得到的非线性参数可以用于非定常力矩的预测。如表 1 所示,给出了部分 ONERA 非线性参数的典型值^[16],其中 Ma 代表无穷远流马赫数。

表 1 ONERA 非线性参数的典型值

Airfoil	ξ_0	ξ_2	ω_0	ω_2	η_0	η_2
0A9 ($Ma=0$)	0.20	0.80	0.10	0.64	3.3	-1.6
0A9 ($Ma=0.35$)	0.20	0.80	0.10	0.64	3.3	-3.4
0A9 ($Ma=0.90$)	0.15	0.65	0.10	0.42	3.3	-1.3
0A212 ($Ma=0.35$)	0.10	0.15	0.10	0.20	5.3	-7.6
VR7 ($Ma=0$)	0.60	1.8	0.35	0.65	3.3	-0.8
NACA 0012 ($Ma=0$)	0.25	0.10	0.20	0.10	3.3	-0.3

综合以上讨论,可以得到气动弹性系统关于弹性轴处的总升力和力矩:

$$\begin{aligned} L_{T0} &= \rho U^2 b C_{l0} + L_0 + \rho U \Gamma_L \\ M_{T0} &= 2\rho U^2 b^2 C_{m0} + (0.5 + a)\rho U^2 b^2 C_{l0} + \\ & M_0 + 2\rho U b \Gamma_M + (0.5 + a)b\rho U \Gamma_L \quad (6) \end{aligned}$$

式中, C_{l0} 和 C_{m0} 表示在零攻角下翼型的升力和力矩系数, L_0 和 M_0 为气弹系统关于弹性轴升力和力矩的线性部分,具体形式可参照(1)式。

孙智伟^[17]认为,忽略阻力不会对动力学特性的定性分析产生较大的影响;张健等人^[18]指出,如果不需要精确地预测颤振边界和系统极限环响应,可以忽略阻力因素。本文中并没有考虑阻力因素,可以

在一定程度上简化气动力模型的复杂程度。

2 气动弹性系统求解方法

对于图 1 所示的气动弹性系统,基于 Lagrange 方程可以得到结构运动方程的矩阵形式表达如下^[19]:

$$\mathbf{M}\ddot{\boldsymbol{\delta}} + \mathbf{G}\dot{\boldsymbol{\delta}} + \mathbf{K}\boldsymbol{\delta} = \mathbf{f} \quad (7)$$

式中, \mathbf{M} 代表质量矩阵, \mathbf{G} 代表阻尼矩阵, \mathbf{K} 代表刚度矩阵, $\boldsymbol{\delta}$ 代表广义位移, \mathbf{f} 代表作用在系统上的广义力。

为了得到气动力控制方程与结构运动方程的全耦合形式,便于失速颤振问题的分析,将广义气动力 \mathbf{f} 写成如下的矩阵表达式^[14]:

$$\mathbf{f} = \begin{Bmatrix} -L_{T0} \\ M_{T0} \end{Bmatrix} =$$

$$\mathbf{A}_1 \ddot{\boldsymbol{\delta}} + \mathbf{A}_2 \dot{\boldsymbol{\delta}} + \mathbf{A}_3 \boldsymbol{\delta} + 0.5 \mathbf{F}_1 \mathbf{b}^T \boldsymbol{\lambda} + \mathbf{F}_2 \boldsymbol{\Gamma} + \mathbf{C}_0 \quad (8)$$

式中, $\boldsymbol{\delta}$ 代表广义位移。

为了将方程(7)写成完备的状态空间形式,定义状态向量 $\mathbf{x} = [\boldsymbol{\delta}^T \quad \dot{\boldsymbol{\delta}}^T \quad \boldsymbol{\lambda}^T \quad \boldsymbol{\Gamma}^T \quad \dot{\boldsymbol{\Gamma}}^T]^T$,可以得到系统的状态空间方程^[14]:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{H}_1 \mathbf{x} + \mathbf{H}_0 \quad (9)$$

在方程(9)中,矩阵 \mathbf{H}_0 和 \mathbf{H}_1 的阶数和 $\boldsymbol{\lambda}$ 的维数有很大关系。为了保证计算的精度, $\boldsymbol{\lambda}$ 的维数可以取 $4 \sim 8$ ^[5],但 $\boldsymbol{\lambda}$ 的维数取得过大可能会导致数值不稳定^[20]。文献[14]建议取维数 $n = 6$ 。

方程(9)即为气动弹性系统状态空间方程的完整形式。从时域分析的角度来说,此问题转化为一阶非线性常微分方程组的求解问题,可以选用多种求解技术,本文采用欧拉预估-校正方法进行时域推进求解;从频域分析的角度来说,此问题转化为矩阵特征值的求解问题,本文通过求解矩阵 \mathbf{H}_1 的特征根得到了系统的特征根轨迹。值得注意的是,由于矩阵 \mathbf{H}_1 是一个非线性矩阵,因此为了进行根轨迹分析,需要对矩阵 \mathbf{H}_1 进行线性化处理。本文采用雅克比矩阵法对 \mathbf{H}_1 进行线性化处理。

3 算例分析

3.1 动态失速算例验证

Mcalister 等人^[7]指出,在减缩频率 k 小于 0.15 的情况下,ONERA 失速模型对非线性气动力的模拟

具有一定的可信度。对于更高的减缩频率,工程上一般不予考虑,因为实际机翼也很难达到如此之高的振动频率^[17]。

动态失速风洞实验^[21]在加拿大蒙特利尔的麦吉尔大学中的气动实验室进行。该风洞是一个低速风洞,湍流度达到了 0.08%,拥有一个 0.9 m×1.2 m×2.7 m 的实验段,风速 35 m/s,雷诺数 1.35×10⁵。本文参考实验件是一个由金属铝材料制成的有限展长直机翼。该机翼的剖面采用 NACA0012 翼型,机翼弦长为 15 cm,展长为 37.5 cm。翼型在俯仰角满足 $\alpha = 10^\circ + 15^\circ \sin\omega t$ 的条件下绕 1/4 弦长处的固定轴做强迫振动,其中 k 代表减缩频率。

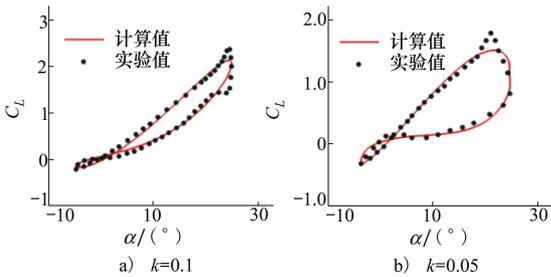


图 2 升力系数迟滞曲线对比图($\alpha = 10^\circ + 15^\circ \sin\omega t$)

本文选用减缩频率 k 分别为 0.1 和 0.05 的 2 个算例进行研究,采用欧拉预估-校正方法对气动力进行时域推进求解。图 2 给出了数值解和实验值对比图。由图 2 可知,当减缩频率为 0.1 和 0.05 时,数值模拟结果在上、下行与实验值吻合较好。此外,该模型对失速攻角位置的预测能力具有一定的可信度。这与 Mcalister 等人得到的结论是一致的。然而,该模型未能很好地捕捉到实验结果中的尖点区域。这是因为基于 ONERA 失速模型得到的结果在数学上是严格的二阶导数连续解,其无法模拟突跳的尖点等不可导区域。但从总体上来说,当引入 ONERA 失速模型后,失速后气动力的变化趋势和变化现象都能够被比较清晰地捕捉到。

3.2 考虑亚松弛迭代的静气弹问题研究

对于非线性颤振问题,无论是在频域内进行特征根轨迹分析,还是在时域内进行推进求解,首先应得到系统在某一条件下的初始稳态解,即静气弹求解问题。本小节通过一个算例,对比采用不同迭代方法得到的静气弹结果,以说明亚松弛迭代在静气弹求解中的意义,并采用亚松弛迭代法,给出不同初始攻角下,系统的静气弹解随来流速度的变化曲线。

对于图 1 的气动弹性系统式(9)给出了系统的状态空间形式。为了得到系统的静气动弹性控制方程,只需要将所有关于时间的导数项全部置零,最终得到系统的静气动弹性控制方程如下^[14]：

$$\begin{aligned} (\mathbf{K} - \mathbf{A}_3) \cdot \boldsymbol{\delta} &= \mathbf{F}_2 \boldsymbol{\Gamma} + \mathbf{C}_0 \\ \mathbf{D}_2 \boldsymbol{\Gamma} + \mathbf{D}_0 &= \mathbf{0} \end{aligned} \quad (10)$$

式中, \mathbf{K} 为刚度阵, \mathbf{C}_0 为零攻角气动力系数矩阵, $\boldsymbol{\delta}$ 为广义位移向量, $\boldsymbol{\Gamma}$ 为失速气动力向量。需要注意的是,矩阵 \mathbf{D}_0 和 \mathbf{D}_2 是关于广义位移向量 $\boldsymbol{\delta}$ 的复杂分段函数。如果在(10)式的第二式中直接将 $\boldsymbol{\Gamma}$ 解出,并带入第一式中去求解 $\boldsymbol{\delta}$,算式将非常复杂。故本文采用迭代方法对两式进行依次间接求解。

以文献[8]中的算例为例,如图 3 所示展示出静态气动力系数随攻角变化曲线。

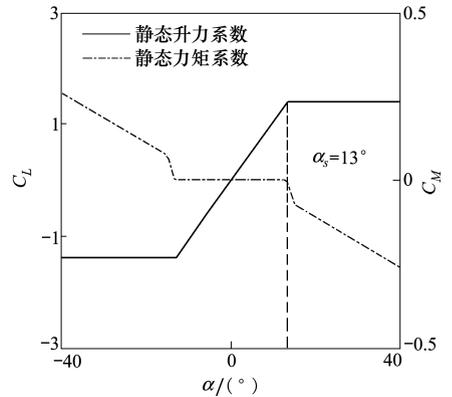


图 3 静态气动力系数曲线

由图 3 可知,翼型的静失速攻角为 13°。静态升力和力矩系数曲线的斜率在此处都有突变。图 4 展示出采用简单迭代法和亚松弛迭代法得到的结果,其中亚松弛因子取 0.4,翼型的初始攻角为 18°,图中虚线代表了失速攻角的位置。

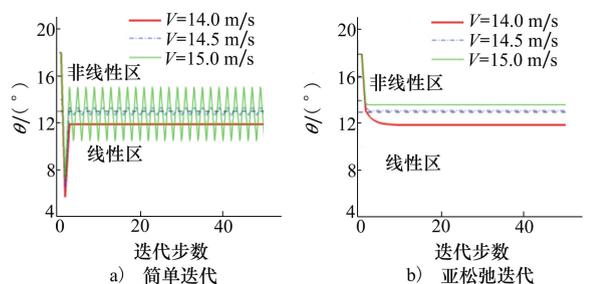


图 4 静气弹收敛历程对比图

当采用简单迭代法,静气动弹性解在来流速度为 14.5 m/s 和 15.0 m/s 时,均有不同程度的振荡。这是由于当来流速度为 14.5 m/s 和 15.0 m/s 时,解在静失速攻角附近反复迭代。而一旦涉及非线性迭代,差值过大将导致迭代过程的不稳定。当采用亚松弛迭代法时,系统解的稳定性提高,收敛曲线变得光滑。在来流速度为 14.5 m/s 和 15.0 m/s 时,解收敛到一个稳定值。然而,当来流速度为 14.0 m/s 时可以看出,当采用简单迭代法时,解在第三步已经收敛;当采用亚松弛迭代法时,解在第十步才基本收敛。采用亚松弛迭代法固然可以提高系统解的稳定性,但同时也会降低系统解的收敛速度,需要权衡考虑。

采用亚松弛迭代技术,通过数值模拟预测在不同初始攻角下,系统静气弹解随来流速度的变化情况,亚松弛因子取 0.4。如图 5 所示展示出计算结果,其中点划线代表了失速攻角的位置:

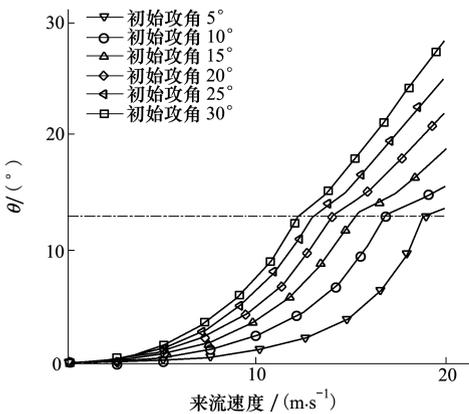


图 5 系统静气弹解变化曲线

由图 5 可知,当初始攻角一定时,来流速度越大,气动载荷越大,系统的静气弹解数值的绝对值也就越大;在来流速度一定时,初始攻角越大,曲线的

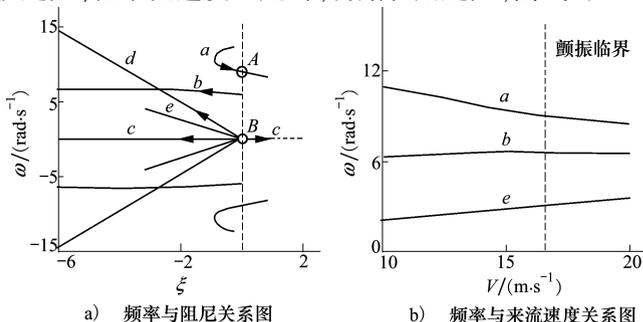


图 6 初始攻角为 0°系统频域响应结果

斜率越大,表明静气弹解的发散速度越快。值得注意的是:每条曲线在 13°处的斜率都是不连续的,斜率有明显下降。这是因为:当俯仰位移小于静失速攻角时,系统中的气动力只有线性气动力的参与;当俯仰位移大于静失速攻角时,非线性气动力将参与迭代过程,这将导致曲线斜率的突变。由于非线性气动力的参与,当攻角增加时,气动力增加趋势有所减缓,从而减缓了系统静气弹解的发散趋势。

3.3 失速颤振的颤振临界特性研究

本小节基于文献[8]中算例,进行失速颤振问题的颤振临界特性分析。其中以 NACA0012 翼型为研究对象,半弦长 b 为 1 m。计算所用的其他结构参数为: $a = -0.1, x_\alpha = 0.05, \omega_h = 6.28 \text{ rad/s}, \omega_\alpha = 12.56 \text{ rad/s}, \mu = 10, r_\alpha^2 = 0.25, \zeta_h = 0.01, \zeta_\alpha = 0.02$ 。选用 ONERA 非线性参数为 $\xi_0 = 0.25, \xi_2 = 0.4, \omega_0 = 0.2, \omega_2 = 0.23, \eta_0 = 0.0, \eta_2 = -2.7$ 。

图 6 给出了系统在初始攻角为 0°时的频域响应结果。其中 a 分支代表俯仰模态; b 分支代表沉浮模态; c 分支代表线性气动力项; d 分支代表尾涡脱落项; e 分支代表了非线性气动力项。

由图 6a) 中的根轨迹图可知,随着来流速度的增加,系统的俯仰模态分支 a 穿过虚轴,而 A 点对应的来流速度为 16.9 m/s。此时系统由于俯仰模态失稳而发生颤振。从图 6b) 可以看出,在颤振临界点附近区域,系统的沉浮模态和俯仰模态频率在不断靠近,具有典型的经典颤振特性。此外,线性气动力 c 在 B 点的失稳代表着系统的静气动弹性发散,对应的来流速度为 22.9 m/s,即系统静气弹发散速度为 22.9 m/s。

下面研究大攻角下的系统响应。如图 7~9 所示,展示了初始攻角为 25°,32°和 35°时的系统频域响应结果。从图 7~9 可以看出,在大攻角情况下,系统颤振特性和经典颤振特性是不相同的。

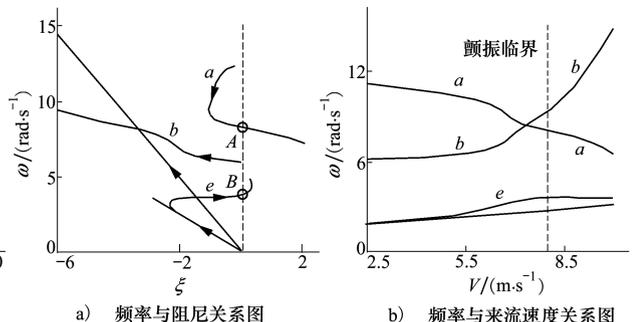


图 7 初始攻角为 25°系统频域响应结果

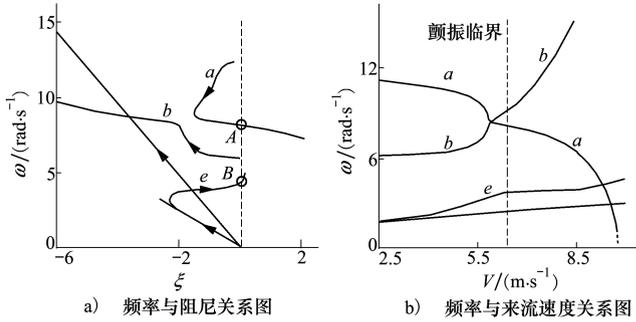


图 8 初始攻角为 32° 系统频域响应结果

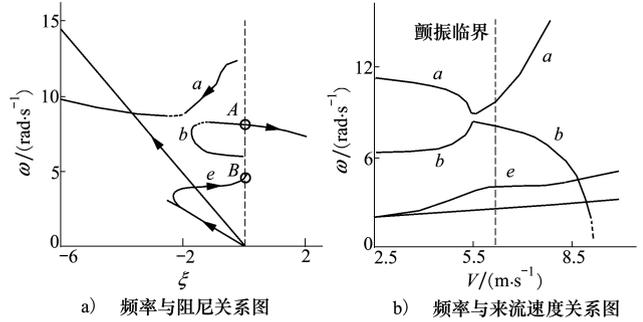


图 9 初始攻角为 35° 系统频域响应结果

当翼型的初始攻角为 25° 时,由图 7a) 的根轨迹图可知,在颤振边界附近,系统的非线性气动力模态分支 *e* 有失稳的趋势,系统的俯仰模态分支 *a* 穿过虚轴失稳。从图 7b) 可以看出,在颤振临界点附近,系统的俯仰模态分支 *a* 和非线性气动力模态分支 *e* 频率在不断靠近,表明系统的俯仰模态和非线性气动力模态有耦合的趋势。

当翼型的初始攻角为 32° 时,由图 8a) 的根轨迹图可知,随着气动力非线性的增强,系统的俯仰模态分支 *a* 和沉浮模态分支 *b* 相互吸引,根轨迹有相互靠近的趋势,但此时系统依然发生的是由于俯仰模态失稳主导的失速颤振。

当翼型的初始攻角为 35° 时,由图 9a) 的根轨迹图可知,系统的俯仰模态分支 *a* 和沉浮模态分支 *b* 继续相互吸引靠近,最终发生模态分支交换。此时系统从俯仰模态失稳转变为沉浮模态失稳。由图 9b) 可以看出,在颤振临界点附近,系统的沉浮模态分支 *b* 和非线性气动力模态分支 *e* 频率在不断靠近,这表明系统的沉浮模态和非线性气动力模态有耦合的趋势。

综上所述,在翼型大攻角的失速颤振问题中,非线性气动力模态与结构模态的耦合作用可能导致结构模态失稳,从而诱发系统的单自由度颤振。

3.4 失速颤振的极限环振荡和分岔现象研究

本小节依然采用 3.3 小节的结构参数,进行失速颤振的极限环振荡和分岔现象的研究。图 10 给出了系统在初始攻角为 14°,来流速度为 10.1 m/s 和 10.7 m/s 时的时域响应结果。

对于经典颤振问题,当来流速度超过颤振临界速度时,系统响应幅值为无限大值,此时系统发生了动气弹发散现象。对于失速颤振问题,当来流速度超过颤振临界速度时,系统响应幅值为有限值,此时系统处于极限环振荡状态,如图 10b) 所示。极限环

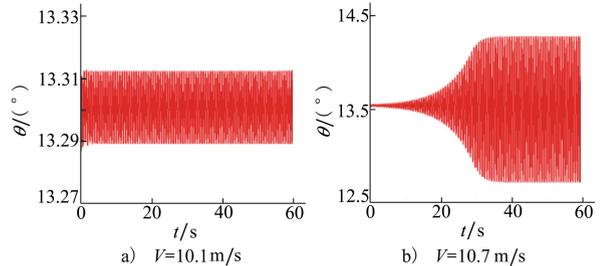


图 10 不同来流速度下的系统响应

振荡是非线性系统的典型特性。当飞行器结构发生极限环振荡时,虽然不会导致飞机的直接解体和破坏,但会带来较为严重的飞机结构疲劳问题。

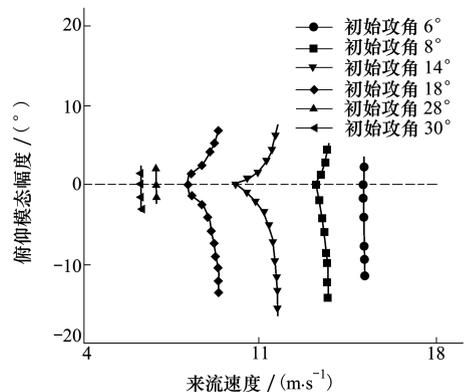


图 11 不同初始攻角下的系统分岔曲线

图 11 展示了不同初始攻角下,系统俯仰模态幅值随来流速度变化的分岔曲线,其中取初始静气弹平衡位置为零位置。每条分岔曲线都以小振幅的颤振临界状态为起始端,动气弹发散状态为结束端。当翼型的初始攻角为 6° 时,俯仰模态振幅在来流速度超过颤振临界速度后急剧增大,出现超临界霍夫

分岔,幅值范围较小;当初始攻角增加到 8° 和 14° 时,俯仰模态振幅在来流速度超过颤振临界速度后增速减缓,同时模态幅值范围变大;当初始攻角增加到 18° 时,俯仰模态振幅在来流速度超过颤振临界速度后有一个小的阶跃,此后模态幅值增速略有增加。当初始攻角增加到 28° 和 30° 时,俯仰模态振幅的变化趋势和小攻角时十分相似。

综上所述,初始攻角的改变会显著影响系统俯仰模态的振幅分岔曲线特性。

3.5 初始扰动对系统响应的影响研究

当考虑失速颤振时,气动弹性系统本身作为非线性系统,其响应会受到初始扰动的影响。为此,有必要研究初始扰动对气动弹性系统响应的影响。在本算例中,依然采用 3.3 小节的结构参数,通过改变初始扰动值得到系统的响应情况。在数值模拟时,取初始静气弹平衡位置为零位置,初始攻角为 25° 。如图 12 所示给出了系统在不同初始扰动下俯仰模态幅值随来流速度的变化曲线。其中图 12a) 为全局图,图 12b) 为图 12a) 中圆圈区域的局部放大图。

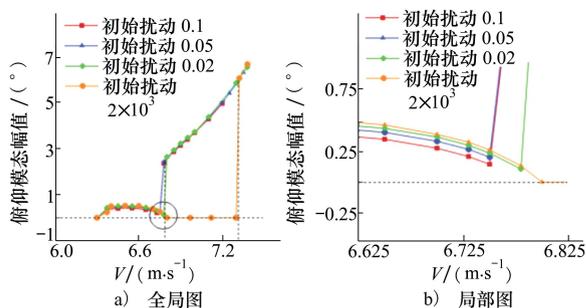


图 12 不同初始速度扰动下的系统响应

在初始扰动为 2×10^{-3} 时,系统受到的外界扰动较小,当来流速度在 6.3 m/s 到 6.8 m/s 范围内时,系统做小幅值的极限环振荡,而当来流速度在 6.8 m/s 到 7.3 m/s 范围内,系统响应是收敛的,模态幅值为 0;当来流速度超过 7.3 m/s 时,模态幅值又迅

速大幅度增加。当初始扰动为 $0.1, 0.05$ 和 0.02 时,系统受到的外界扰动有所增大,俯仰模态幅值曲线几乎是完全重合的。在来流速度为 $6.3 \sim 6.8$ m/s 范围内时,系统做小幅值的极限环振荡。而当来流速度在 6.75 m/s 附近时,模态幅值迅速大幅度增加,此后沿着光滑的曲线逐渐上升,系统响应继续持续着极限环振荡状态,并未出现收敛现象。

综上所述,当初始扰动在 0.02 到 0.1 范围时,系统对扰动变化的敏感度较弱;而当初始扰动在 2×10^{-3} 到 0.02 之间时,系统对扰动的变化非常敏感。当系统的初始扰动变大时,系统原先稳定的状态可能被激发为极限环振荡状态。

4 结 论

本文基于 Peters-ONERA 模型进行了气动弹性系统的气动力建模,并耦合结构运动方程,建立了气动弹性系统的状态空间方程,采用时域和频域方法进行失速颤振特性的研究工作。研究结果表明:

- 1) 本文所采用的气动力模型可以准确捕捉动态失速气动力的主要特征。
- 2) 采用亚松弛迭代法可以有效地抑制静气弹解在迭代过程中的振荡现象,增强静气弹求解的稳定性。
- 3) 在大攻角的失速颤振问题中,非线性气动力模态与结构模态的耦合作用可能导致此结构模态的失稳,从而诱发系统的单自由度颤振。
- 4) 在失速颤振中,初始攻角的改变会显著影响系统的分岔特性。
- 5) 在不同的初始扰动范围内,气动弹性系统对扰动的敏感度是不同的。当系统的初始扰动变大时,系统原先稳定的状态可能被激发为极限环振荡状态。

参考文献:

- [1] Xiang Jinwu, Yan Yongju, Li Daochun. Recent Advance in Nonlinear Aeroelastic Analysis and Control of the Aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(1): 12-22
- [2] Larsen J W, Nielsen S R K, Krenk S. Dynamic Stall Model for Wind Turbine Airfoils[J]. Journal of Fluids and Structures, 2007, 23(7): 959-982
- [3] 寇家庆,张伟伟,叶正寅. 基于分层思路的动态非线性气动力建模方法[J]. 航空学报, 2015, 36(12): 3785-3797
Kou Jiaqing, Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. Dynamic Nonlinear Aerodynamics Modeling Method Based on Layered Model[J].

- Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(12): 3785-3797 (in Chinese)
- [4] 叶正寅, 张伟伟, 史爱明, 等. 流固耦合力学基础及其应用[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2010: 226-227
Ye Zhengyin, Zhang Weiwei, Shi Aiming, et al. Fundamentals of Fluid-Structure Coupling and Its Application[M]. Harbin, Harbin Institute of Technology Press, 2010: 226-227 (in Chinese)
- [5] Peters D A, Karunamoorthy S, Cao W M. Finite State Induced Flow Models. Part I: Two-Dimensional Thin Airfoil[J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(2): 313-322
- [6] Peters D A, Chouchane M. Effect of Dynamic Stall on Helicopter Trim and Flap-Lag Response[J]. Journal of Fluids and Structures, 1987, 1(3): 299-318
- [7] Mcalister K W, Lambert O, Petot D. Application of the ONERA Model of Dynamic Stall[R]. DTIC Document, 1984
- [8] Tang D M, Dowell E H. Comments on the ONERA Stall Aerodynamic Model and Its Impact on Aeroelastic Stability[J]. Journal of Fluids and Structures, 1996, 10: 353-366
- [9] Laxman V, Venkatesan C. Chaotic Response of an Airfoil due to Aeroelastic Coupling and Dynamic Stall[J]. AIAA Journal, 2007, 45(1): 271-280
- [10] Beedy J, Barakos G, Badcock K J, et al. Non-linear Analysis of Stall Flutter Based on the ONERA Aerodynamic Model[J]. Aeronautical Journal, 2003, 107(1074): 495-510
- [11] Liu Xiangning, Xiang Jinwu. Stall Flutter Analysis of High Aspect Ratio Composite Wing[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 19(1): 36-43
- [12] Liu Tingrui. Stall Flutter Suppression for Absolutely Divergent Motions of Wind Turbine Blade Base on H-Infinity Mixed-Sensitivity Synthesis Method[J]. Open Mechanical Engineering Journal, 2015, 9(1): 752-760
- [13] 任勇生, 刘廷瑞. 具有结构阻尼的复合材料薄壁梁的动力失速非线性颤振特性[J]. 振动与冲击, 2013, 32(18): 146-152
Ren Yongsheng, Liu Yanrui. Stall Nonlinear Flutter Behavior of a Thin-Walled Composite Beam with Structural Damping[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(18): 146-152 (in Chinese)
- [14] Sun Zhiwei, Haghighat Sohrab, Liu Hugh H T, et al. Time-Domain Modeling and Control of a Wing-Section Stall Flutter[J]. Journal of Sound and Vibration, 2015, 340: 221-238
- [15] Peters D A. Two-Dimensional Incompressible Unsteady Airfoil Theory-an Overview[J]. Journal of Fluids and Structures, 2008, 24(3): 295-312
- [16] Peters D A, Barwey D, Su A. An Integrated Airloads-Inflow Model for Use in Rotor Aeroelasticity and Control Analysis[J]. Mathematical & Computer Modelling An International Journal, 1994, 19(3/4): 109-123
- [17] 孙智伟. 高空长航时无人机多学科设计若干问题研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016
Sun Zhiwei. Investigation of the Problems in Multidisciplinary Design of High Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle [D]. Xi'an, Northwestern Polytechnical University, 2016 (in Chinese)
- [18] Zhang Jian, Xiang Jinwu. Nonlinear Aeroelastic Response of High-Aspect-Ratio Flexible Wings[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22: 355-363
- [19] 李迺璐, 穆安乐, Balas M J. 基于 Floquet 理论的旋转风机叶片动力失速气弹稳定性研究[J]. 振动与冲击, 2015, 34(24): 82-88
Li Nailu, Mu Anle, Balas M J. Aeroelastic Stability Analysis of the Rotating Stall Wind Turbine Blade Based on Floquet Theory [J]. Journal of Vibration and Shock, 2015, 34(24): 82-88 (in Chinese)
- [20] Hodges D H, Pierce G A. Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity[M]. 2nd Edition. Cambridge, Cambridge University Press, 2011
- [21] Lee T, Gerontakos P. Investigation of Flow over an Oscillating Airfoil[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2004, 512: 313-341

Investigation of Stall Flutter Based on Peters-ONERA Aerodynamic Model

Liang Jiahua, Bai Junqiang, Li Guojun

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The Peters model is used to simulate the linear aerodynamic force and ONERA stall model is used to simulate the nonlinear aerodynamic force. The state-space equation of the aeroelastic system is established by coupling the structural equation. In order to solve problems, Euler predictor corrector method is used in the time domain and eigenvalue analysis method is used in the frequency domain. The case of dynamic stall is simulated based on Peters-ONERA model and the results imply that the validity of the aerodynamic model. The effect of under relaxation iteration on the stability of static aeroelastic solution is studied. It is found that under relaxation iteration can improve the static aeroelastic solution stability. Then based on frequency and time domain methods, flutter critical characteristic and bifurcation phenomenon are studied. It is found that: (1) Under large angle of attack, the coupling between nonlinear aerodynamic modal and structure modal could induce the instability of the structure modal and single degree of freedom flutter. (2) Under different angles of attack, bifurcation characteristic of aeroelastic system is far different. (3) The sensitivity to the disturbance of the system is different in different ranges. When the disturbance increases, the aeroelastic system will change from stable state to limit cycle oscillation.

Keywords: stall flutter; dynamic stall; under relaxation iteration; bifurcation; disturbance; aeroelasticity; angle of attack