

地效翼的颤振特性研究

赵奥博^{1,2}, 郑冠男^{1,2}, 黄程德¹, 杨国伟^{1,2}, 陈玮琪³

(1. 中国科学院力学研究所流固耦合系统力学重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049; 3. 北京机电工程研究所, 北京 100074)

摘要: 地面效应是指当机翼贴近地面飞行时, 由于受到地面的干扰作用而引起升力增加和阻力降低的现象。研究地面效应对颤振的影响规律。建立基于计算流体力学/计算结构力学耦合的颤振计算方法, 采用标模 AGARD 445.6 机翼对颤振计算方法进行验证。在此基础上, 以贴近地面的三维机翼为研究对象开展颤振分析, 研究指出地面效应增强了非定常气动力的幅值, 而且离地越近这种效果就越明显, 从而导致颤振速度随着离地高度的降低而减小。然后重点讨论了攻角对地效翼颤振的影响, 与不考虑地效的经典线性颤振理论不同, 指出地效翼的颤振速度与攻角有关, 在地效区域内, 增加机翼的攻角会使发生颤振时的静变形变大, 导致机翼抬起和离地高度增加, 地效减弱, 使得颤振速度随攻角的增大而提高。

关键词: 地面效应; 计算流体力学/计算结构力学 (CFD/CSD) 耦合; 颤振

中图分类号: V215.3

文献标志码: A

DOI:10.13465/j.cnki.jvs.2023.17.033

Flutter characteristics of ground effect wings

ZHAO Aobo^{1,2}, ZHENG Guannan^{1,2}, HUANG Chengde¹, YANG Guowei^{1,2}, CHEN Weiqi³

(1. Key Lab for Mechanics in Fluid Solid Coupling Systems, Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100190, China;

2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences (CAS), Beijing 100049, China;

3. Beijing Institute of Mechanical and Electrical Engineering, Beijing 100074, China)

Abstract: Ground effect refers to the phenomenon that when a wing flies close to ground, its lift increases and its drag decreases due to interference of ground. Here, effects of ground effect on flutter were studied. The flutter calculation method based on computational fluid dynamics/computational structural dynamics (CFD/CSD) coupling was established, and this method was verified with the standard model AGARD 445.6 wing. On this basis, the flutter analysis was performed for a 3-D wing close to ground. The study showed that ground effect enhances amplitude of unsteady aerodynamic force, the closer the wing to ground, the more obvious the ground effect, this causes flutter speed to decrease with decrease in wing's height above ground. Then, effects of wing's angle of attack on flutter of ground effect wing were discussed emphatically. It was shown that different from the classical linear flutter theory not considering ground effect, here the flutter speed of ground effect wing is related to wing's angle of attack; in range of ground effect, increase in wing's angle of attack can increase wing's static deformation during flutter to cause increase in wing's height above ground and decrease in ground effect, so flutter speed increases with increase in angle of attack.

Key words: ground effect; computational fluid dynamics/computational structural dynamics (CFD / CSD) coupling; flutter

地面效应是指当机翼接近地面或水面时, 机翼下表面与地面或水面之间形成高压气垫使得升力增加, 同时翼尖涡诱导的下洗速度降低从而使阻力减小。地面效应能增加机翼的有效展弦比和提高升阻比, 因此地效飞行器可以比天上飞机具有更高的运输效率, 同

时比常规的船舶具有更快的速度。

地效飞行器一般指地效翼船^[1], 是利用地面效应在水上飞行的一种运载工具。此外, 水陆两栖飞机^[2]和常规飞机^[3-4]的起降阶段也会受到地面效应的影响。已有研究表明, 地面效应会降低机翼的颤振边界^[5]。颤振是结构在气流中的动不稳定现象, 机翼一旦发生颤振就有可能在很短的时间内发生破坏^[6-11]。既然地面效应会降低颤振边界, 那么就on有必要开展地效翼的

收稿日期: 2022-05-04 修改稿收到日期: 2022-08-25

第一作者 赵奥博 男, 硕士生, 1997年生

通信作者 黄程德 男, 博士, 助理研究员, 1990年生

颤振特性研究。

地效飞行器在地效区内飞行具有较好的气动特性,然而地效区的离地高度与飞行器自身尺寸有关。在海上飞行时为了避免恶劣海况的影响就需要提高飞行的离地高度,而为了保持良好的气动特性,地效飞行器就需要更大的尺寸^[12]。此外,起飞重量大、抗疲劳性能弱、耐海水腐蚀性能差是常规金属地效飞行器发展的制约因素,近年来复合材料的应用能很好地克服这些缺点^[13]。由于机翼的颤振边界会由于地面效应而降低,而地效飞行器的大型化以及复合材料的使用必然会加剧气动弹性稳定性问题。因此,研究地面效应对颤振的影响机理和开展参数影响分析具有一定的研究价值。

目前国内外已开展大量关于地面效应对气动性能影响的研究工作。例如,Barber^[14]通过结合试验和数值计算两种方法,说明在地面效应的研究中边界条件选择移动地面的必要性。Ahmed等^[15]采用移动地面的方法对展弦比为4,翼型为NACA4412的矩形翼进行风洞试验,在机翼两端使用大型端板使其等效为二维流动,在不同离地高度和攻角下开展气动特性的研究,结果发现在0°攻角且非常靠近地面时升力系数反而会出现负值,大于4°攻角时升阻力系数都会随着离地高度的降低而增大。Qu等^[16]对NACA4412翼型在地面效应影响下进行了-4°~20°攻角范围内的数值模拟,计算结果表明攻角随离地高度的变化可以分为三个区域,分别是一个正地面效应区域和两个负地面效应区域,指出翼型和地面之间形成的通道对气动力的变化有重要影响,只有在正地效区域才能有增升效果,而负地效区内随高度的降低升力反而会减小。Rojewski等^[17-19]对地效翼进行了翼型、襟翼和端板多个方面的研究,通过数值模拟的方法对10种翼型进行了计算,分析了地面效应下机翼失速的物理过程;对带有襟翼的翼型进行了不同攻角和飞行高度的数值模拟,给出了多个攻角下的仿真结果,指出襟翼的存在使得地面效应的作用更加明显;之后对带有端板的机翼进行了数值计算,计算结果表明翼尖的诱导阻力减小,端板增强了地面效应。刘浩等^[20]采用数值计算方法研究了亚声速地面效应条件下不同翼型的气动特性,适当增加翼型弯度可以改善翼型的气动性能。Li等^[21]通过数值方法研究了大型水上飞机在线性规则波面上飞行时的气动特性,结果发现波浪形水面的地面效应主要影响机翼下表面的压力分布。Li等^[22]对地面效应下振动机翼的推进性能进行了数值分析。Chernousov等^[23]针对双体运输机进行了低速风洞试验,研究了地面效应对双体运输机气动性能的影响。

现代飞行器设计都需要考虑气动弹性的影响,地

效飞行器在靠近地面时会产生更高的升力,其气动弹性问题同样不容忽视。张斌等^[24]研究了地面效应对二维翼型气动弹性的影响,基于计算流体力学对气动弹性问题进行求解,结果表明由于地效作用,在亚声速阶段二维翼型的颤振速度下降,在跨声速阶段颤振速度的凹坑范围变大。Nuhait等^[25]进行了地面效应作用下二维平板的颤振特性研究,地面效应采用镜像涡系的方法来模拟,结果表明颤振速度随着离地高度的降低而减小,地效作用加剧了平板的气动弹性失稳。Dessi等^[26]对弱地效(离地高度大于弦长的一半)作用下二维气动弹性模型进行了研究,将Theodorsen理论扩展到弱地面效应的情况,通过气动弹性稳定性分析表明,随着离地高度的降低,气动弹性系统的稳定性裕度会变小。Bang等^[27]采用计算流体力学和结构有限元耦合的方法对方程式赛车的尾翼进行了考虑地面效应的静气动弹性研究,并分析了复合材料特性对尾翼气动性能的影响。Dhital等^[28]对地面效应作用下具有结构非线性的气动弹性问题开展了研究,研究对象包括两自由度翼型和带副翼的三自由度模型,分析了靠近地面的状态下间隙非线性引起的复杂气动弹性行为。

可见,目前关于地效翼气动弹性行为的研究主要针对二维翼型问题,缺乏对三维地效翼的气动弹性研究,且都忽略了攻角的影响。传统的线性颤振理论认为机翼的静变形是不影响颤振速度的,但是对于地效翼来说这一观点可能不再成立。这是因为气动弹性变形会抬起机翼,使得离地高度发生变化,从而改变颤振特性,而气动弹性变形是与攻角紧密相关的。这种机制对于三维机翼的颤振特性将会产生更加显著影响。

本文目的是研究在地面效应的作用下三维机翼的颤振特性并讨论攻角的影响。第一章建立基于计算流体力学/计算结构力学(computational fluid dynamics/computational structural dynamics, CFD/CSD)耦合的颤振速度预测方法,第二章采用国际公认的颤振标模AGARD 445.6机翼对建立的CFD/CSD耦合方法进行验证,第三章对三维地效翼开展颤振分析,研究离地高度、攻角和展弦比等关键参数对机翼颤振的影响规律,第四章是全文总结。

1 基于CFD/CSD耦合的颤振预测方法

1.1 CFD/CSD耦合算法

颤振是结构与流体耦合的动不稳定性现象,是飞行器设计最为关注的问题。为了对三维地效翼进行颤振分析,本文采用高精度的CFD/CSD耦合方法进行计算。图1给出了本文采用的CFD/CSD耦合策略^[29],首先基于CFD方法计算气动力,然后把气动力插值到结构CSD节点上并求解结构运动方程得到结构位移,再

把结构位移插值到 CFD 节点上并进行流场的体网格变形,换句话说,在每个物理时间步内气动力和结构位移是在各自的求解器中完成计算并在流固界面上交换力和位移信息实现耦合。

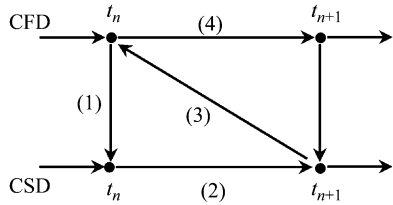


图 1 CFD/CSD 耦合算法流程图

Fig. 1 Flow chart of CFD/CSD coupling algorithm

结构方面采用模态法进行降阶,基于模态的广义结构运动方程采用四阶龙格-库塔法进行求解。气动力计算采用 Fluent 软件,空间离散采用二阶迎风格式,对流通量的计算采用 Roe 格式,梯度计算采用格林-高斯法,湍流模型采用一方程 Spalart-Allmaras 模型,时间离散使用隐式双时间步方法。非定常双时间步内迭代的收敛标准一般要求每个物理时间步内的残差能够下降两个量级,在本文的计算中,内迭代设置的步数为 20 步,计算表明该步数能满足残差下降的收敛标准。

为了在 Fluent 软件中进行颤振计算,结构运动方程求解、流固界面数据插值、流场动网格等关键技术通过编写用户自定义函数(UDF)来实现。

为了模拟地面效应的影响,地面边界条件设置为移动壁面,移动速度与来流速度一致。

1.2 数据交换和网格变形原理

在耦合求解过程中由于气动网格点和结构节点是相互独立的,气动网格点上的气动力需要转换成结构节点上的载荷,同时结构节点的位移引起气动物面变形并插值得到新的空间网格,由此产生了数据交换和气动网格变形两个关键问题,本文采用径向基函数(radial basis function, RBF)方法来解决。RBF 插值方法的一般形式如下^[30]

$$f(\mathbf{r}) = \sum_{i=1}^N \alpha_i \phi(\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_i\|) + p(\mathbf{r}) \quad (1)$$

式中: $f(\mathbf{r})$ 为待插值节点的函数值; $\mathbf{r} = (x, y, z)$ 为待插值节点的位置矢量; N 为控制点的数量; ϕ 为径向基函数。在数据交换时 $p(\mathbf{r})$ 是一个可满足力和力矩平衡的多项式,表达式为 $p(\mathbf{r}) = a_0 + a_1x + a_2y + a_3z$ 。 $\mathbf{r}_i = (x_i, y_i, z_i)$ 为控制点的位置矢量。 α_i 为每个控制点 \mathbf{r}_i 对应的权重系数,且需要满足以下方程:

$$\sum_{i=1}^N \alpha_i = 0, \sum_{i=1}^N x_i \alpha_i = 0, \sum_{i=1}^N y_i \alpha_i = 0, \sum_{i=1}^N z_i \alpha_i = 0 \quad (2)$$

在载荷信息传递过程中需要满足虚功原理,即

$$\mathbf{F}_s^T \mathbf{u}_s = \mathbf{F}_a^T \mathbf{u}_a \quad (3)$$

结构点运动后会引引起气动物面的变形,CFD 计算的空间网格也因此需要不断更新变形。本文采用基于 RBF 插值的网格变形技术,网格变形时式(1)不需要 $p(\mathbf{r})$ 这个多项式,这时插值公式如下

$$f(\mathbf{r}) = \sum_{i=1}^{N_c} \alpha_i \phi(\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{ci}\|) \quad (4)$$

式中, N_c 为物面控制点的数量。本文的径向基函数采用 Wendland's C2 函数

$$\phi(\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_i\|) = \begin{cases} (1 - \|\mathbf{r} - \mathbf{r}_i\|/d)^4 (4\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_i\|/d + 1), & \|\mathbf{r} - \mathbf{r}_i\| \leq d \\ 0, & \|\mathbf{r} - \mathbf{r}_i\| > d \end{cases} \quad (5)$$

其中 d 为支持半径,表示 RBF 插值的径向影响范围^[31]。RBF 网格变形方法的计算量主要是由控制点和待插值空间网格点数量决定,为了提高计算效率,Rendall 等^[32]提出了贪婪算法减少物面插值控制点的数目,该方法既减少了计算量和提高了效率,也能保证物面插值误差限制在一定范围内。因此,本文采用基于贪婪算法的 RBF 网格变形方法解决动网格问题。

2 颤振计算方法验证

2.1 AGARD 445.6 机翼模型

下面采用 AGARD 445.6 机翼^[33]对颤振程序进行验证。CFD 模型采用六面体网格,单元总数为 42 万,其中物面网格量为 4 560(网格分布见图 2),颤振计算的时间步长取为 2×10^{-4} s。关于该模型的网格无关性和时间步长无关性已经过验证^[34]。结构有限元模型采用板单元进行建模,如图 3 所示,划分为 10×10 个四节点板单元。445.6 机翼的材料是桃木材料,近似地认为它是正交各向异性材料,主方向沿四分之一弦线方向,横向弹性模量 0.416 2 GPa、纵向弹性模量 3.151 1 GPa、剪切模量 0.439 2 GPa、泊松比 0.31、密度 381.98 kg/m^3 。

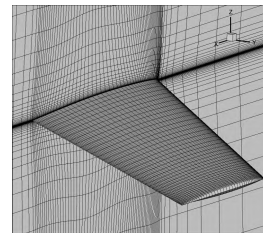


图 2 AGARD 445.6 机翼物面和对称面上的 CFD 网格分布
Fig. 2 CFD mesh on the surface and symmetry plane of AGARD wing 445.6

该模型的颤振计算选用前四阶模态,振型如图 4 所示。通过有限元计算的模态频率与试验进行比较,见表 1,从对比结果来看计算结果与试验基本一致,尤其是第一阶和第二阶的误差均小于 5%,说明有限元模

型是准确的。

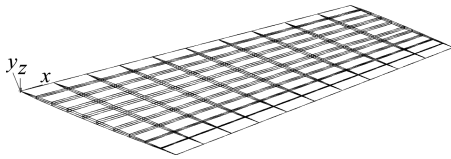


图3 结构有限元模型

Fig.3 Structural finite element model

表1 AGARD 445.6 机翼前四阶模态频率比较

Tab.1 Comparison of the first four modal frequencies of AGARD wing 445.6 单位:Hz

阶次	试验	计算	相对误差/%
1	9.60	9.39	-2.19
2	38.10	39.02	2.41
3	50.70	48.13	-5.07
4	98.50	92.54	-6.05

2.2 颤振计算结果

本节通过改变来流速度的方法求解颤振边界,即让来流马赫数 Ma 和密度保持不变,改变远场温度让声速变化进而改变来流速度,远场压力则是由完全气体状态方程计算确定。提取结构有限元模型的前四阶模态进行 CFD/CSD 耦合计算。通过观察广义位移随时间演化的方式来判断是否出现颤振。

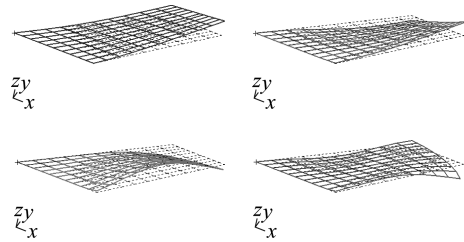


图4 AGARD 445.6 机翼前四阶模态振型图

Fig.4 The first four modal shapes of AGARD wing 445.6

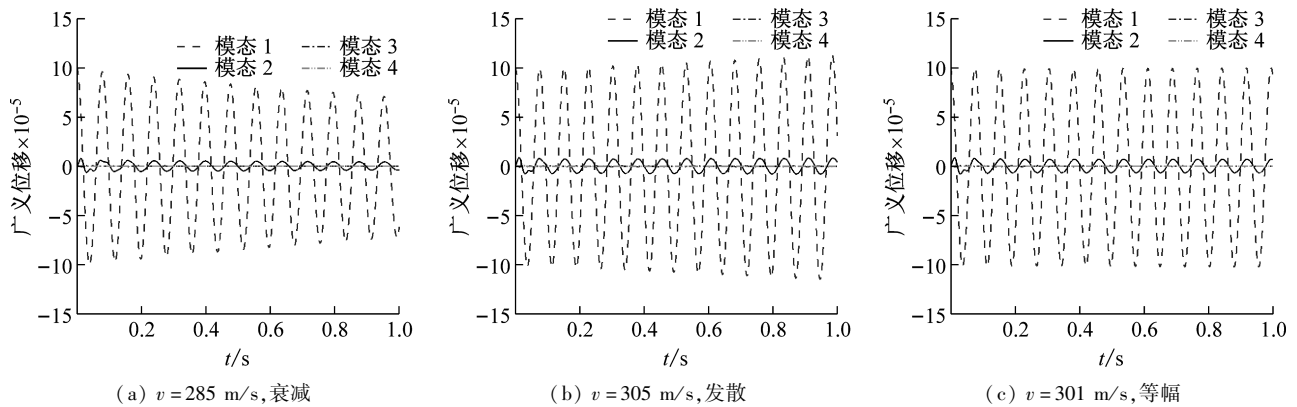


图5 不同速度下的广义位移曲线

Fig.5 Generalized displacements at different velocities

以马赫数 0.96 为例,当速度为 285 m/s 时,广义位移曲线随时间呈现衰减的趋势,因此该速度下是收敛的,也就是不发生颤振,如图 5(a);当速度为 305 m/s 时,广义位移曲线是发散的,表示已经发生颤振,如图 5(b);当速度为 301 m/s 时,广义位移曲线随时间呈现等幅振荡,此时的速度就是颤振速度,如图 5(c)。

表2 AGARD 445.6 机翼颤振速度计算与试验对比

Tab.2 Comparisons of flutter speed of AGARD wing 445.6 between calculations and experiments 单位:m/s

马赫数	试验	计算	相对误差/%
0.499	172.5	175.0	1.45
0.678	231.4	237.1	2.46
0.901	296.7	286.0	-3.61
0.960	309.0	301.0	-2.59

从表 2 可以看出,本文的计算结果与试验基本吻合,所有马赫数下的颤振速度误差均小于 5%,说明建立的 CFD/CSD 耦合方法是合理可信的,该计算方法可以准确地预测机翼的颤振速度。下面针对地效翼开

展颤振分析。

3 地效翼的颤振分析

3.1 计算模型

在低速不可压的飞行条件下对地效翼开展颤振特性分析。地效翼采用 NACA4412 翼型,弦长为 $c = 1$ m,将该翼型沿展向分别拉伸 1 m 和 2 m,得到展弦比 (AR) 分别为 1 和 2 的三维机翼模型,如图 6 所示。离地高度 h 的定义是机翼后缘到地面的距离, h/c 表示无量纲离地高度。

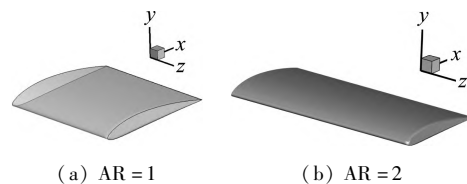


图6 三维机翼模型

Fig.6 Three dimensional wing models

对两个展长的模型分别建立气动网格,采用 ICEM 软件划分六面体结构化网格,机翼物面的首层网格高

度设置为 10^{-5} m, 边界层增长率为 1.2。以 $h/c = 0.1$ 和攻角 0° 的状态为例, 图 7 给出了两个展长模型的物面、地面以及对称面的网格分布。AR = 1 模型的总网格量为 25 万, AR = 2 模型的总网格量为 36 万。

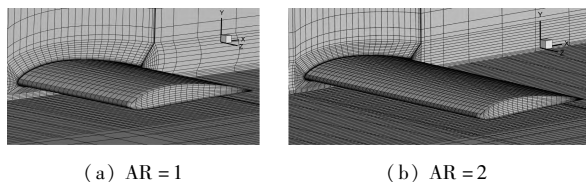


图 7 气动网格分布

Fig. 7 Aerodynamic mesh distributions

为了验证网格无关性, 以展弦比 AR = 1 的模型为研究对象, 共划分三套网格, 网格量分别是 11.1 万, 25 万和 42.7 万, 在 $h/c = 0.1$ 、攻角 0° 、来流 70 m/s 的条件下进行定常流场计算, 三套网格计算得到的升力系数见表 3。

表 3 不同网格计算的升力系数

Tab. 3 Lift coefficients using different meshes

网格	网格量	升力系数
稀疏网格	11.1 万	0.161
中等网格	25 万	0.163
细密网格	42.7 万	0.163

可见, 随着网格量的增加, 中等网格和细密网格的升力系数计算结果一样, 可见中等网格已经满足计算精度, 无需进一步加密。本文将选用中等网格(25 万)来进行颤振计算, 以保证计算效率和节约计算成本。

结构有限元模型采用梁单元进行建模, 参数分别是面外方向的弯曲刚度为 $EI = 20\,000\text{ N}\cdot\text{m}^2$, 扭转刚度为 $GJ = 10\,000\text{ N}\cdot\text{m}^2$, 单位长度质量为 350 kg/m , 单位长度转动惯量为 $30\text{ kg}\cdot\text{m}$ 。三维物面节点与梁单元之间通过多点约束 RBE2 单元连接。采用 NASTRAN 软件进行有限元计算分析, 得到模态频率和振型。AR = 1 模型的前四阶模态频率分别为 4.208 Hz、4.560 Hz、13.570 Hz 和 22.240 Hz, 振型见图 8。AR = 2 模型的前四阶模态频率分别为 1.056 Hz、2.282 Hz、6.594 Hz 和 6.831 Hz, 振型见图 9。

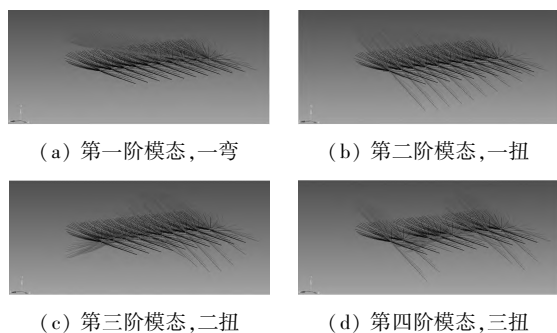


图 8 AR = 1 模型的前四阶模态振型

Fig. 8 The first four modal shapes of AR = 1 model

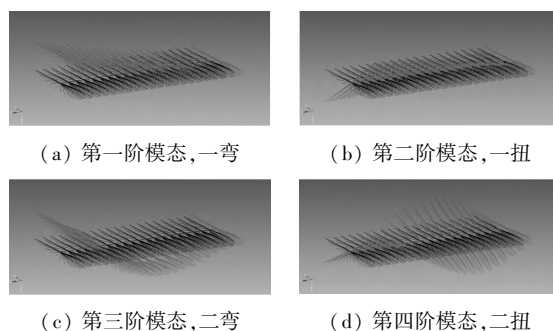


图 9 AR = 2 模型的前四阶模态振型

Fig. 9 The first four modal shapes of AR = 2 model

3.2 离地高度对颤振的影响

在开展颤振计算之前需要进行时间步长无关性的验证, 以离地高度 $h/c = 1.0$ 、攻角 0° 和来流速度 70 m/s 为例, 令颤振计算的时间步长分别为 0.000 5 s、0.001 0 s、0.002 0 s 和 0.005 0 s, 然后开展 CFD/CSD 耦合计算得到广义位移随时间变化的曲线, 见图 10, 图中给出的是第二阶模态的广义位移曲线。可见由于 0.005 s 较大, 该时间步长下的响应与其他时间步长有明显差别, 随着时间步长减小, 广义位移的响应曲线趋于收敛, 其中 0.001 0 s 与 0.000 5 s 的响应曲线已经很接近了。此外, 表 4 给出了各时间步长下第二阶模态的气动阻尼系数(采用特征系统实现算法进行辨识^[35]), 可见随着时间步长减小, 气动阻尼系数趋于收敛, 而且 0.001 0 s 与 0.000 5 s 的气动阻尼系数差别小于 1%。因此, 为了兼顾计算精度和计算效率, 本文地效翼的颤振计算采用的时间步长为 0.001 0 s。

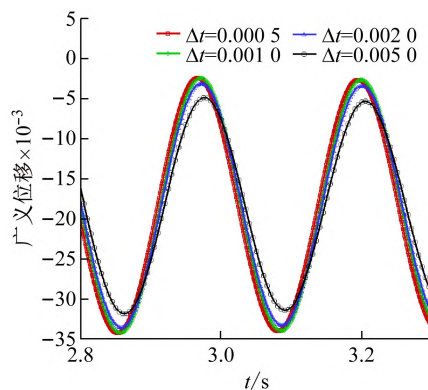


图 10 不同时间步长下的广义位移

Fig. 10 Generalized displacements using various time steps

表 4 气动阻尼系数

Tab. 4 Aerodynamic damping coefficients

时间步长/s	气动阻尼系数
0.000 5	0.001 93
0.001 0	0.001 92
0.002 0	0.002 26
0.005 0	0.003 84

下面针对展弦比 AR = 1 的模型开展考虑地效的颤

振分析。图 11 描绘了无量纲离地高度 $h/c = 1$, 攻角 0° 这个工况下三个不同来流速度的广义位移曲线(由于三、四阶的广义位移很小,故没有在图中显示)。从计算结果中可以看出,当速度为 72.5 m/s 时出现等幅,因此该状态下的颤振速度为 72.5 m/s ,这是由一二阶模

态(弯曲和扭转模态)耦合引起的颤振。同样的方法可以计算出无地效情形的颤振速度为 73 m/s ,与 72.5 m/s 相差不多,说明 $h/c = 1$ 这个离地高度下地面效应对颤振的影响可忽略。

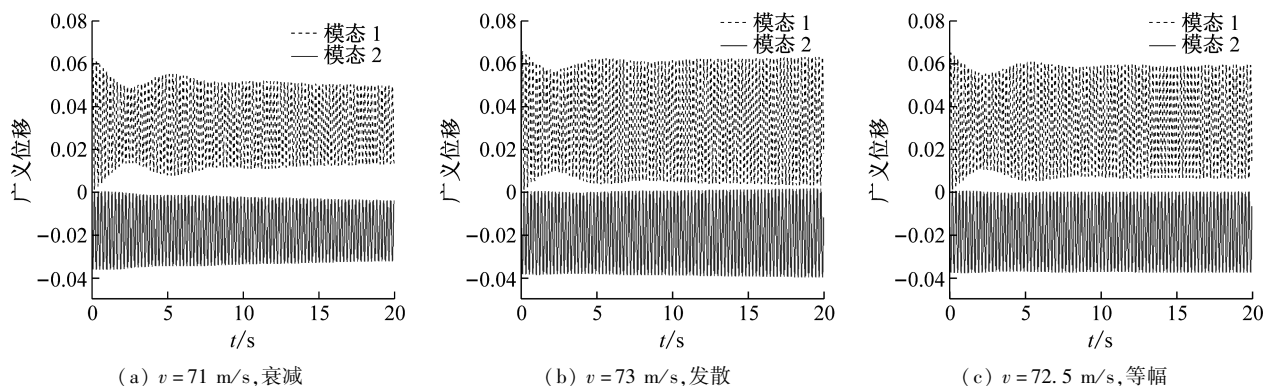


图 11 广义位移, $h/c = 1$, 攻角 0°

Fig. 11 Generalized displacements, $h/c = 1$, $AoA = 0^\circ$

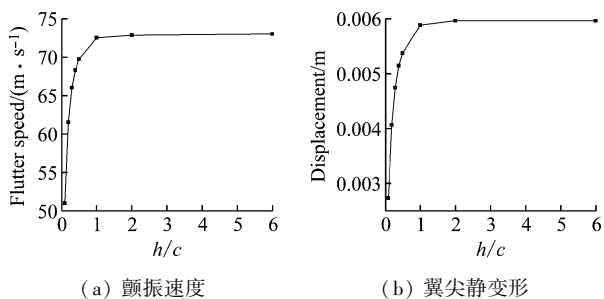


图 12 颤振速度和翼尖静变形随离地高度的变化, $AR = 1$
Fig. 12 Flutter speed and wing tip equilibrium displacement vs ground clearance, $AR = 1$

下面通过改变离地高度研究地效对颤振的影响。图 12 给出了不同离地高度下的颤振速度和翼尖静变形(翼尖后缘的静平衡位置位移),其中 h/c 分别取 $6, 2, 1, 0.5, 0.4, 0.3, 0.2, 0.1$ 。从计算结果可以看出,当 $h/c > 1$ 时,离地高度的变化对颤振速度和翼尖静变形的影响不大,说明这时可以忽略地面效应对颤振的影响。当 $h/c < 1$ 时,随着离地高度减小,颤振速度降低,同时翼尖的静变形也在变小。

从计算结果可以注意到,在地效区域内($h/c < 1$),离地高度的微小变化即可引起颤振速度的显著改变,同时静变形的变化也是十分明显的, $h/c = 0.1$ 时的颤振速度相对于无地效的状态降低了 30.14% ,而翼尖静变形降低了 54.19% ,说明地面效应会显著改变机翼的颤振特性,离地越近,颤振速度越低,静变形也越小。

3.3 地效对颤振的影响机理

过去的研究主要关注地面效应对定常气动特性的影响,很少涉及考虑地面效应的非定常气动和颤振特性方面的研究。对此,本文研究地面效应对非定常气动力特性的影响,并通过这个角度阐明地面效应对颤

振的影响机理。

以离地高度 $h/c = 0.2$ 的状态和无地效状态的对比为例,分别针对第一阶模态和第二阶模态单独施加正弦运动($\eta = 0.5 * \sin(\omega t)$, ω 取对应模态的固有频率),来流条件设置为 70 m/s ,然后通过 CFD 方法计算非定常气动力,并比较有和无地面效应的非定常气动力。图 13(a)中给出了第一阶模态(弯曲模态)的广义非定常气动力随时间的变化关系,可以清晰地看出,地面效应增加了非定常气动力的振幅,意味着在同样的来流速度和结构运动条件下,具有地面效应的气动力能做更大的功。同理,图 13(b)中给出了第二阶模态(扭转模态)的广义非定常气动力随时间的变化,可见地面效应显著提高了非定常气动力的振幅。图 13(c) ~ (f)给出了升力系数和俯仰力矩系数(矩心取翼根弦长中点)的时间曲线,结果表明在地面效应的影响下升力和俯仰力矩的幅值均有所增加。

表 5 给出了不同离地高度以及无地效情形的广义非定常气动力的幅值,可以确定,随着离地高度的降低,非定常气动力的幅值在增加。

表 5 不同离地高度下广义气动力的幅值
Tab. 5 Amplitude of generalized aerodynamic force at different ground clearances

h/c	广义气动力幅值 (第一阶模态)	广义气动力幅值 (第二阶模态)
0.1	6.060	6.637
0.2	4.391	4.414
0.5	3.513	3.332
无地效	3.225	2.984

综上所述,地面效应增强了非定常气动力的幅值,使得在其他条件相同的情况下气动力能做更大的功,

因此地面效应会降低颤振速度,而且离地越近,非定常气动特性的变化就越大,从而颤振速度就越低。

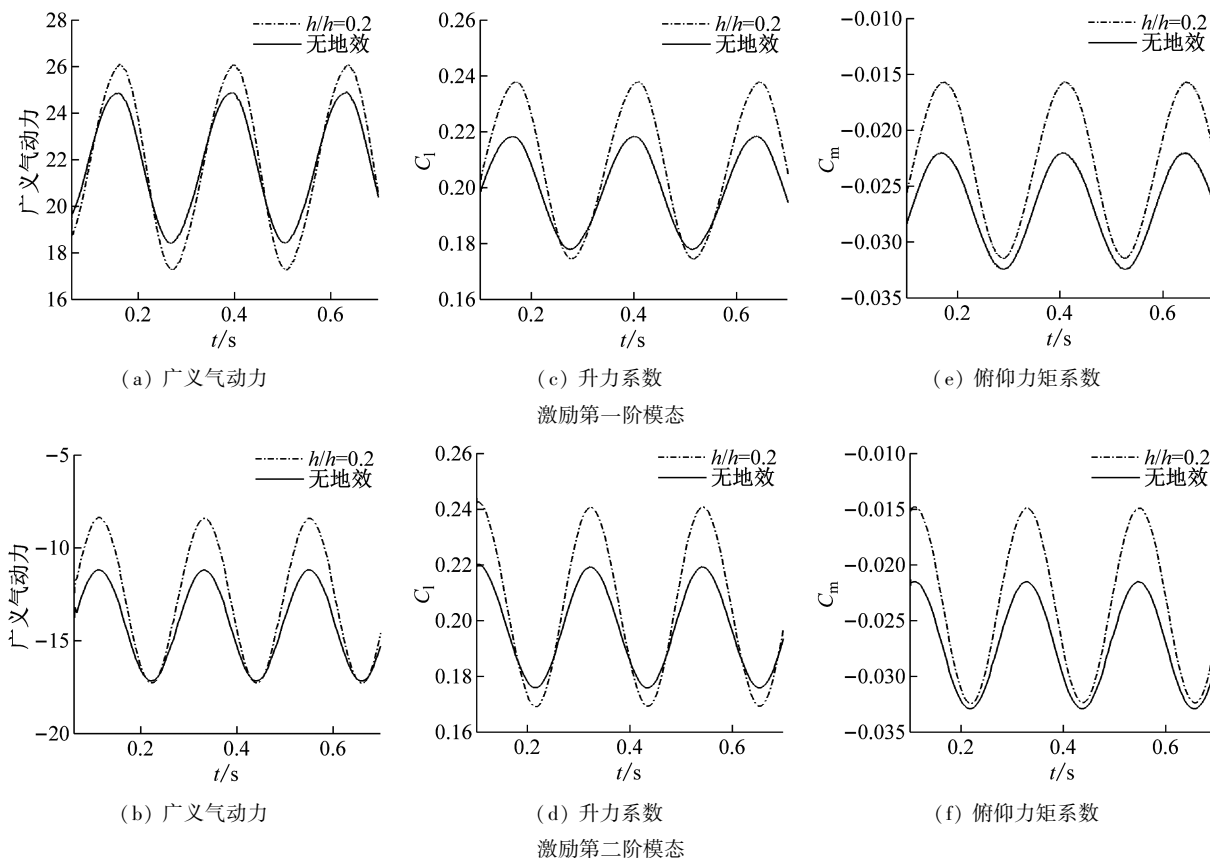


图 13 非定常气动力

Fig. 13 Unsteady aerodynamic forces

3.4 攻角的影响

3.4.1 AR = 1 模型

本节研究攻角对地效颤振的影响,通过旋转机翼分别产生 0°、1°、3°、5°的攻角,然后调整地面到机翼后缘的高度使得 $h/c = 0.5$ 和 0.2 ,即一共生成 8 套网格开展颤振计算。各状态的颤振计算结果如表 6 和表 7。

表 6 颤振速度随攻角的变化,AR = 1

Tab. 6 Flutter speed vs. angle of attack, AR = 1

$\alpha/(\circ)$	单位:m/s	
	$h/c = 0.2$	$h/c = 0.5$
0	61.5	69.7
1	63.0	71.0
3	65.0	71.9
5	67.0	72.4

表 7 翼尖的无量纲静变形随攻角的变化,AR = 1

Tab. 7 Wing tip dimensionless static displacement vs. angle of attack, AR = 1

$\alpha/(\circ)$	$h/c = 0.2$	$h/c = 0.5$
0	0.406 3%	0.536 9%
1	0.421 4%	0.562 8%
3	0.452 8%	0.566 7%
5	0.507 7%	0.588 4%

从表 6 可以看出,攻角对地效翼的颤振速度起到

非常重要的作用,这一发现不同于传统无地效的经典颤振分析,经典理论认为在低速线性流动和线性结构的前提下攻角对颤振没有影响。然而,在本文考虑地效的计算中,颤振速度随攻角的增大而增大。表 7 给出了各攻角下发生颤振时翼尖的无量纲静变形大小(相对弦长 c 的无量纲量 u/c),可以看出在攻角增大后,机翼的变形也会变大,导致机翼抬起,致使地面效应减弱。

当 $h/c = 0.5$ 时,5°攻角的颤振速度比 0°攻角的增大了 3.87%,而翼尖静变形增大了 9.59%;当 h/c 降低为 0.2 时,5°攻角的颤振速度比 0°的增大了 8.94%,而翼尖静变形增大了 24.96%。也就是说, $h/c = 0.5$ 时攻角的影响相对较弱,而在 $h/c = 0.2$ 的强地效区域内,颤振速度及其相应的静变形对攻角的变化会更加敏感。

3.4.2 AR = 2 模型

前面的算例中结构变形并不明显,为了使地效翼产生更加显著的变形和进一步研究攻角的影响,将 AR = 1 模型的展长变为原来的两倍,但不改变原来的弯曲和扭转刚度,即下面针对 AR = 2 的模型开展研究。

首先给出无地效情形 AR = 2 模型的颤振速度为 78.1 m/s,高于 AR = 1 模型的颤振速度(73 m/s)。在下文考虑地效的计算结果中同样表明 AR = 2 模型的颤

振速度高于 $AR = 1$ 的模型。这一点可以从颤振的频率原则角度进行解释。

本文机翼模型的颤振是由第一阶和第二阶模态耦合所引起的,属于经典的弯扭耦合型颤振。机翼柔性与颤振速度大小之间并没有决定性关系,不过颤振速度可以从频率原则的角度来分析。所谓频率原则是指:如果固有频率越接近,模态之间的耦合就会越快发生,从而颤振速度就会变低^[36]。

在本文中,对于 $AR = 1$ 的模型,第一阶和第二阶模态频率分别为 4.208 Hz、4.560 Hz,频率间隔为 0.352 Hz,而 $AR = 2$ 的模型一二阶频率分别为 1.056 Hz、2.282 Hz,频率间隔为 1.226 Hz,因此 $AR = 2$ 的模型具有更高的频率间隔,所以其颤振速度比 $AR = 1$ 的模型更高,这一结论符合经典颤振的频率原则。

下面对 $AR = 2$ 的模型开展地效颤振的计算。 0° 攻角下,颤振速度随离地高度的变化情况如图 14(a) 所示,翼尖静变形的变化情况如图 14(b) 所示。两倍展长模型的计算结果再次验证了前面的结论,即颤振速度和静变形随着离地高度的降低而减小。 $h/c = 0.1$ 时颤振速度相比于无地面效应降低了 25.61%,翼尖静变形降低了 65.01%。通过比较两个不同展长的计算结果,可以看出 $AR = 2$ 模型的静变形要比 $AR = 1$ 模型高出一个量级,这是因为展长变大后,结构的柔性变大,使得机翼更容易产生大变形。

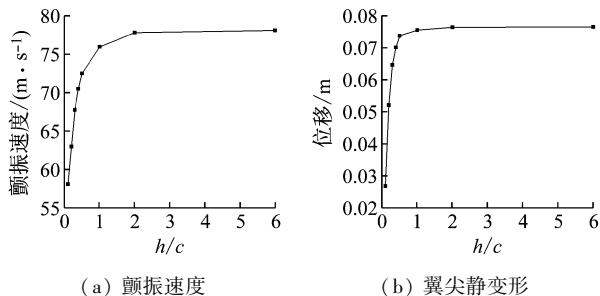


图 14 颤振速度和翼尖静变形随离地高度的变化, $AR = 2$

Fig. 14 Flutter speed and wing tip equilibrium displacement vs. ground clearance, $AR = 2$

对 $AR = 2$ 模型同样开展不同攻角对颤振的影响研究,令攻角 α 分别为 0° 、 1° 、 3° 、 5° , h/c 分别为 0.2 和 0.5。颤振速度随攻角的变化如表 8 所示,颤振速度下翼尖的无量纲静变形(相对弦长 c 的无量纲量 u/c)如表 9 所示。攻角的变化对地面效应下颤振的影响规律和前面的计算一致,即颤振速度和翼尖静变形随着攻角的增大而增大。

值得注意的是,当 $h/c = 0.2$ 时,攻角 5° 的颤振速度比 0° 攻角增大了 15.08%,而对于一倍展长($AR = 1$)的模型,该变化量是 8.94%,说明展长越大,攻角对颤振速度的影响也越大。这是因为展长变大后,机翼更容易产生大的变形,使得机翼静变形对攻角变化更加

敏感,从而引起离地高度出现明显的改变,进而使颤振速度发生显著的变化。图 15 清楚显示了各攻角下发生颤振时的静平衡位置,从翼根到翼尖方向变形逐渐增大。另外,从图中还可以注意到攻角越大静变形也越大,使得当地离地高度增加,地效减弱,颤振速度自然地提高了。

表 8 颤振速度随攻角的变化, $AR = 2$
Tab. 8 Flutter speed vs. angle of attack, $AR = 2$

单位: m/s		
$\alpha/(\circ)$	$h/c = 0.2$	$h/c = 0.5$
0	63.0	72.5
1	66.0	73.5
3	69.8	74.0
5	72.5	74.8

表 9 翼尖的无量纲静变形随攻角的变化, $AR = 2$
Tab. 9 Wing tip dimensionless static displacement vs. angle of attack, $AR = 2$

$\alpha/(\circ)$	$h/c = 0.2$	$h/c = 0.5$
0	5.211%	7.377%
1	9.447%	11.28%
3	17.70%	18.69%
5	25.89%	26.51%

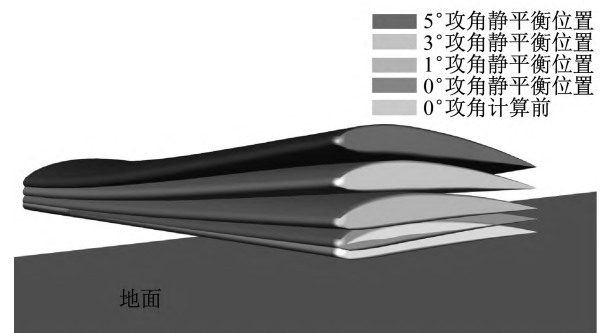


图 15 不同攻角颤振速度下的静平衡位置

Fig. 15 Static equilibrium positions at flutter speeds for different angles of attack

4 结论

本文研究地面效应对机翼颤振速度的影响规律。首先,建立了基于 CFD/CSD 耦合的颤振计算方法,采用标模 AGARD 445.6 机翼对颤振程序进行验证。然后,建立三维地效翼的结构有限元模型和 CFD 网格,在低速不可压的条件下开展地效颤振分析,结论如下:

当 $h/c > 1$ 时,地面效应对颤振的影响可以忽略,颤振规律与无地面效应情形是一样的。而当 $h/c < 1$ 时,地面效应显著,其对颤振的影响主要体现在如下几个方面:

(1) 地面效应增强了非定常气动力的幅值,而且离地越近,非定常气动特性的变化就越大,从而颤振速

度就越低。

(2) 在地效区域内, 颤振速度随离地高度的降低而迅速下降, 而且发生颤振时的静变形也在变小。

(3) 与不考虑地效的经典线性颤振理论不同, 本文研究发现在地面效应的作用下, 攻角对地效翼的颤振特性有显著的影响, 即颤振速度随攻角的增大而增大。

(4) 攻角的影响机制: 在地效区域内 ($h/c < 1$), 增加机翼的攻角, 静变形会变大, 使得机翼抬起, 即当地的离地高度增加, 地效减弱, 那么颤振速度反而会提高。

(5) 若增加展长, 那么机翼的柔性会增大, 导致地效翼的颤振速度对攻角的变化会更加敏感。

参考文献

- [1] YUN L, BLIAULT A, DOO J. WIG craft and ekranoplan, ground effect craft technology [M]. Berlin: Springer, 2010
- [2] 曹楷, 蒋荣, 黄森, 等. 串列地效翼布局水陆两栖飞机气动特性研究[J]. 飞行力学, 2020, 38(5): 20-26.
CAO Kai, JIANG Rong, HUANG Miao, et al. Aerodynamic characteristics of amphibian with tandem ground-effect wing configuration [J]. Flight Dynamics, 2020, 38(5): 20-26.
- [3] TUMSE S, TASCI M O, KARASU I, et al. Effect of ground on flow characteristics and aerodynamic performance of a non-slender delta wing [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 110(1): 1-13.
- [4] BOSCHETTI P J, CÁRDENAS E M, GONZÁLEZ P J, et al. Nonlinear aerodynamic model for wings in dynamic ground effect [J]. Journal of Aircraft, 2020, 57(6): 1234-1241.
- [5] ROZHDESTVENSKY K V. Wing-in-ground effect vehicles [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2006, 42(3): 211-283.
- [6] 陈文, 窦忠谦, 何俊, 等. 基于地面共振试验的操纵面间隙非线性颤振分析方法[J]. 振动与冲击, 2020, 39(16): 75-80.
CHEN Wen, DOU Zhongqian, HE Jun, et al. A numerical method based on ground vibration test for flutter analysis of the control surface with freeplay nonlinearity [J]. Journal of Vibration and Shock, 2020, 39(16): 75-80.
- [7] 张桂玮, 谭光辉, 徐钦炜, 等. 地面颤振模拟试验中加载系统动态特性的影响研究[J]. 振动与冲击, 2020, 39(16): 214-221.
ZHANG Guiwei, TAN Guanghui, XU Qinwei, et al. A study on the impact of dynamic characteristics of a loading system in ground flutter simulation [J]. Journal of Vibration and Shock, 2020, 39(16): 214-221.
- [8] 郑宇宁. 多源不确定性条件下气动弹性系统颤振可靠性分析方法[J]. 振动与冲击, 2021, 40(3): 54-62.
ZHENG Yuning. Flutter reliability analysis method of aeroelastic system under multi-source uncertainty [J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(3): 54-62.
- [9] 段静波, 徐步青. 亚音速流场中曲线纤维变刚度复合材料壁板颤振特性研究[J]. 振动与冲击, 2021, 40(21): 258-265.
DUAN Jingbo, XU Buqing. Flutter characteristics of curved fiber variable-stiffness composite panels in subsonic flow field [J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(21): 258-265.
- [10] 张婷婷, 周健斌, 窦忠谦, 等. 基于多项式修正片条气动力的跨音速颤振分析方法及其试验验证[J]. 振动与冲击, 2022, 41(1): 19-23.
ZHANG Tingting, ZHOU Jianbin, DOU Zhongqian, et al. Transonic flutter analysis method based on polynomial modified strip aerodynamic force and its test verification [J]. Journal of Vibration and Shock, 2022, 41(1): 19-23.
- [11] 李治涛, 韩景龙, 员海玮. 带有双线性非线性全动舵面气动弹性的数值与试验研究[J]. 振动与冲击, 2020, 39(19): 234-242.
LI Zhitao, HAN Jinglong, YUAN Haiwei. Simulation and tests for aeroelasticity of a fully moving rudder surface with bilinear nonlinearity [J]. Journal of Vibration and Shock, 2020, 39(19): 234-242.
- [12] 张思煜, 聂宏, 魏小辉, 等. 超巨型地效飞行器巡航状态气动特性数值模拟[J]. 机械设计与制造工程, 2020, 49(7): 55-59.
ZHANG Siyu, NIE Hong, WEI Xiaohui, et al. Integral design and aerodynamic characteristic research on the large wig craft under cruise [J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2020, 49(7): 55-59.
- [13] 李永胜, 王纬波, 张彤彤. 复合材料地效翼船结构设计计算方法研究[J]. 中国舰船研究, 2020, 15(4): 73-81.
LI Yongsheng, WANG Weibo, ZHANG Tongtong. Investigation of structural design and analysis method for composite wing-in-ground craft [J]. Chinese Journal of Ship Research, 2020, 15(4): 73-81.
- [14] BARBER T. Aerodynamic ground effect: a case study of the integration of CFD and experiments [J]. International Journal of Vehicle Design, 2006, 40(4): 299-316.
- [15] AHMED M R, TAKASAKI T, KOHAMA Y. Aerodynamics of a NACA4412 airfoil in ground effect [J]. AIAA Journal, 2007, 45(1): 37-47.
- [16] QU Q L, WANG W, LIU P Q, et al. Airfoil aerodynamics in ground effect for wide range of angles of attack [J]. AIAA Journal, 2015, 53(4): 1-14.
- [17] ROJEWSKI A, BARTOSZEWCZ J. Airfoil selection for wing in ground effect craft [J]. Journal of KONES Powertrain and Transport, 2017, 24(4): 265-269.
- [18] ROJEWSKI A, BARTOSZEWCZ J. Flaps influence on wing in ground effect lift coefficient [J]. Journal of KONES Powertrain and Transport, 2017, 24(2): 211-216.
- [19] ROJEWSKI A, BARTOSZEWCZ J. Numerical investigation of endplates influence on the wing in ground effect lift force [J]. Journal of KONES Powertrain and Transport, 2019, 26(4): 205-210.
- [20] 刘浩, 孙建红, 张延泰, 等. 地面效应下的不同翼型亚声速气动特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(3): 408-415.
LIU Hao, SUN Jianhong, ZHANG Yantai, et al. Aerodynamic characteristics of different airfoil in subsonic flow with ground effect [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(3): 408-415.
- [21] LI Yanghui, FU Xiaoqin, CHEN Jichang, et al. Numerical

- simulation of seaplane wave ground effect with crosswind [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 38(Suppl): 1-9.
- [22] LI Y, PAN Z, ZHANG N. Numerical analysis on the propulsive performance of oscillating wing in ground effect [J]. Applied Ocean Research, 2021, 114(1): 1-16.
- [23] CHERNOUSOV V I, KRUTOV A A, SAVIN P V, et al. Ground effect aerodynamics of twin fuselage aircraft [C]// IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, Salerno, Italy, 2021.
- [24] 张斌, 徐敏, 谢亮. 地效对二维气动弹性特性的影响 [J]. 航空学报, 2014, 35(8): 2156-2162.
ZHANG Bin, XU Min, XIE Liang. Influence on two dimensional aeroelastic characteristics in ground effect [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(8): 2156-5162.
- [25] NUHAIT A O, MOOK D T. Aeroelastic behavior of flat plates moving near the ground [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(2): 464-474.
- [26] DESSI D, MASTRODDI F, MANCINI S. Analytical formulation of 2-D aeroelastic model in weak ground effect [J]. Journal of Fluids and Structures, 2013, 42: 270-295.
- [27] BANG C S, ZEESHAN A R, KÖNÖZSY L, et al. Aeroelastic Analysis of a single element composite wing in ground effect using fluid-structure interaction [J]. Journal of Fluids Engineering, 2022, 144(4): 1-13.
- [28] DHITAL K, HAN J H. Ground effect on flutter and limit cycle oscillation of airfoil with flap [J]. Journal of Aircraft, 2021, 58(3): 688-692.
- [29] HUANG C, HUANG J, SONG X, et al. Aeroelastic simulation using CFD/CSD coupling based on precise integration method [J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2020, 21: 750-767.
- [30] RENDALL T C S, ALLEN C B. Unified fluid-structure interpolation and mesh motion using radial basis functions [J]. International Journal for Numerical Methods In Engineering, 2008, 74: 1519-1559.
- [31] HUANG Chengde, LIU Wen, YANG Guowei. Numerical studies of static aeroelastic effects on grid fin aerodynamic performances [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(4): 1300-1314.
- [32] RENDALL T C S, ALLEN C B. Efficient mesh motion using radial basis functions with data reduction algorithms [J]. Journal of Computational Physics, 2009, 228(17): 6231-6249.
- [33] YATES E C. AGARD standard aeroelastic configurations for dynamic response. Candidate configuration I.-Wing 445.6 [R]. NASA-TM-100492, 1987.
- [34] LIU Zhongyu, NIE Xueyuan, ZHENG Guannan, et al. Time-domain aeroelasticity analysis by a tightly coupled fluid-structural interaction methodology [J]. Applied Sciences, 2021, 11: 5389.
- [35] 段成荫, 邓洪洲. 基于特征系统实现算法的输电塔气动阻尼风洞试验研究 [J]. 振动与冲击, 2014, 33(21): 131-136.
DUAN Chengyin, DENG Hongzhou. Wind tunnel tests for aerodynamic damping of a transmission tower based on eigensystem realization algorithm [J]. Journal of Vibration and Shock, 2014, 33(21): 131-136.
- [36] 杨超. 飞行器气动弹性原理 [M]. 2版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016.

~~~~~

(上接第 187 页)

- [16] OLGAC N, HOLM-HANSEN B T. A novel active vibration absorption technique: delayed resonator [J]. Journal of Sound and Vibration, 1994, 176(1): 93-104.
- [17] 赵艳影, 徐鉴. 时滞非线性动力吸振器的减振机理 [J]. 力学学报, 2008(1): 98-106.  
ZHAO Yanying, XU Jian. Mechanism analysis of delayed nonlinear vibration absorber [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2008(1): 98-106.
- [18] 王在华, 胡海岩. 时滞动力系统的稳定性与分岔: 从理论走向应用 [J]. 力学进展, 2013, 43(1): 3-20.  
WANG Zaihua, HU Haiyan. Stability and bifurcation of delayed dynamic systems: from theory to application [J]. Advances in Mechanics, 2013, 43(1): 3-20.
- [19] 邵素娟, 任传波, 荆栋, 等. 具有时滞反馈控制的非线性主动悬架系统的稳定性、分岔和混沌 [J]. 振动与冲击, 2021, 40(7): 281-290.  
SHAO Sujuan, REN Chuanbo, JING Dong, et al. Stability, Bifurcation and chaos of nonlinear active suspension system with time delay feedback control [J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(7): 281-290.
- [20] 彭剑, 李禄欣, 赵珧冰, 等. 轴向时滞反馈控制下悬索非线性响应分析 [J]. 应用力学学报, 2018, 35(1): 81-85.  
PENG Jian, LI Luxin, ZHAO Yaobing, et al. Nonlinear responses of suspended cables with a longitudinal time-delay feedback control [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2018, 35(1): 81-85.
- [21] IRVINE H M. Cable structures [M]. New York: MIT press, 1992.
- [22] ARAFAT H N, NAYFEH A H. Non-linear responses of suspended cables to primary resonance excitations [J]. Journal of Sound and Vibration, 2003, 266(2): 325-354.
- [23] ZHAO Y, LIN H, CHEN L, et al. Simultaneous resonances of suspended cables subjected to primary and super-harmonic excitations in thermal environments [J]. International Journal of Structural Stability and Dynamics, 2019, 19(12): 1950155.