

飞翼无人机嗡鸣气动弹性响应分析

许军¹, 马晓平²

(1.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 2.西北工业大学 无人机所, 陕西 西安 710065)

摘要:提出一种嗡鸣响应分析的 CFD/CSD 耦合方法, 并采用气动结构松耦合技术研究了无尾飞翼无人机的方向舵嗡鸣响应及其引起的副翼、升降舵及襟翼的振动时域响应特性。首先建立较为详细的无尾飞翼无人机结构模型和气动模型, 基于雷诺平均的 N-S 方程建立流体控制方程和结构动力学方程的耦合求解技术; 气动与结构耦合交界面精确匹配, 并选取三维插值技术进行耦合界面结构变形位移与气动力载荷数据的传递; 基于 LU-SGS 子迭代的时间推进技术和 HLLW 的空间离散方法进行气动载荷的计算, 湍流模型采用 SST 湍流模型; 其中气动网格变形技术采用非结构动网格, 动网格更新技术采用弹簧近似光滑和局部网格重构组合方法。首先进行飞翼无人机气动弹性响应特性分析, 验证松耦合技术的合理性并为方向舵偏转引起的嗡鸣响应分析提供参考; 其次在方向舵嗡鸣响应分析时在方向舵转轴端部设置方向舵偏转运动的约束, 基于提出的气动结构松耦合方法计算无尾飞翼无人机方向舵偏转引起的方向舵嗡鸣和全机的方向舵、副翼、升降舵及襟翼振动的时域响应; 并研究了旋转角频率和飞行高度参数变化对飞翼无人机全机振动响应的影响。研究结果表明旋转角频率对方向舵的偏转响应和副翼、升降舵及襟翼的振动响应频率影响较大; 而飞行高度对嗡鸣气弹响应频率并没有影响; 且方向舵是振动位移和结构变形的危险区域, 研究方法及内容可为飞翼无人机工程振动分析提供参考。

关键词:飞翼无人机; 嗡鸣; CFD/CSD; 松耦合; 方向舵; 副翼; 振动

中图分类号: V211.5

文献标志码: A

文章编号: 1000-2758(2015)04-0588-08

新型无尾飞翼无人机具有大展弦比、轻质及柔性等结构特点, 大展弦比无人机在飞行过程中面临流动分离、气动干扰等非线性现象, 这使得结构响应和气动载荷之间的相互耦合愈来愈复杂, 从而产生更加严重的非线性气动弹性问题。为了减小或者消除对飞行器飞行安全造成不利影响的气动弹性现象, 需要发展一种高精度气动弹性计算方法^[1]。国内外一些飞机和导弹在试飞中发生过嗡鸣, 导致飞机结构破损。飞翼无人机作为未来无人机发展的一个重要方向, 对其进行气动弹特别是嗡鸣振动响应方面的研究具有较好的工程研究价值。

嗡鸣是一种发生在跨音速飞行阶段的操纵面单自由度振动, 副翼、方向舵等操纵面在一定的激波作用下会造成这些舵面及全机性振动, 即操纵面嗡鸣问题。国外对于嗡鸣研究开始较早, Pak 等^[2]对标

准 NASP 机翼的嗡鸣响应特性进行了分析; Parker 等^[3]在嗡鸣实验方面做了不少工作, 其研究结果表明舵面是由于舵面上激波的运动和舵面振动之间的相位差造成的; David^[4]运用隐式函数建立舵面偏转状态和铰链力矩之间的数学模型; Fuglsang 等^[5]基于 CFD 方法对控制面嗡鸣进行了仿真; Oddvar 等^[6]基于 Euler 方程研究了跨音速流动引起的副翼嗡鸣问题; Su 等^[7]采用等效片条的方法计算了跨音速的嗡鸣响应问题。国内对于嗡鸣研究较少, 刘千刚等^[8]首先将 CFD 技术用于嗡鸣研究, 基于 Hopf 分岔方法分析嗡鸣及结构参数对嗡鸣的影响; 史爱明等^[9]对机翼嗡鸣进行数值模拟, 并验证了扰流片对抑制嗡鸣的效应; 张伟伟等^[10]基于 Euler 方程分析了二维模型的 B 型和 C 型嗡鸣特性; 杨国伟等^[11]基于多块结构网格研究了副翼嗡鸣问题; 马艳峰等^[12]

基于流固耦合技术研究了大展弦比机翼的非线性颤振特性。

国内外关于嗡鸣公开文献较少,且大多集中于标准算例的验证,对于考虑详细飞机结构模型的嗡鸣响应分析还未见公开发表;而高性能飞翼无人机嗡鸣气动弹性响应研究需要考虑较为详细的飞机结构模型。

本文提出一种飞翼无人机嗡鸣的 CFD/CSD 松耦合计算方法,通过对方向舵嗡鸣特性分析验证 CFD/CSD 松耦合嗡鸣方法的可行性。首先建立较为详细的飞翼无人机结构模型和气动模型,采用基于雷诺平均的 N-S 方程建立流动控制方程和结构动力学方程的耦合求解技术,气动与结构交界面精确匹配;在方向舵转轴端部设置舵面偏转运动的约束限制,采用基于 LU-SGS 子迭代的时间推进技术和 HLLW 的空间离散方法进行求解,湍流模型采用 SST 湍流模型。

1 CFD/CSD 嗡鸣计算方法

气动结构耦合分析属于气动弹性力学研究范围。气动结构耦合迭代方法有 2 种:①松耦合;②紧耦合。因为结构动力学方程和气动控制方程的数学形式及求解方法存在显著差异,对其进行统一耦合求解较难以实现,气动结构紧耦合技术只适用于理论方法研究不适合于工程分析,目前工程计算较为通用的方法是松耦合技术,即分别独立求解结构动力学方程和气动控制方程,在耦合界面上进行结构变形位移和气动双向数据的传递,并利用交错时间推进获得气动结构耦合计算的响应。

气动弹性的气动结构耦合作用仅发生在两者的耦合交界面上,而飞机表面的结构网格和气动网格通常是不同的,在求解气动弹性问题时方程耦合是由交界面上的平衡和相容条件来引入的,故气动弹性问题基本方程和边界条件可表示为:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{U}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{U}} + \mathbf{K}\mathbf{U} = \mathbf{F}(t) \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_{\Omega} \bar{\mathbf{Q}} d\Omega + \iint_S (\bar{\mathbf{G}} - \bar{\mathbf{Q}}\mathbf{q}_b) \cdot d\mathbf{S} = \frac{1}{Re} \iint_S \bar{\mathbf{F}}^V \cdot d\mathbf{S} \quad (2)$$

$$\boldsymbol{\sigma}_s \cdot \mathbf{n} = -p\mathbf{n}, \mathbf{u}_s = \mathbf{u}_F \quad (3)$$

(1) 式为结构动力学方程,其中: \mathbf{M} 、 \mathbf{C} 和 \mathbf{K} 分别为质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵, \mathbf{U} 、 $\dot{\mathbf{U}}$ 和 $\ddot{\mathbf{U}}$ 分别为位移、速度和加速度; $\mathbf{F}(t)$ 为外部气动载荷。(2) 式为积分形式的非定常 N-S 方程组,其中: $\bar{\mathbf{G}}$ 和 $\bar{\mathbf{F}}^V$ 分别

为对称(无黏)项和耗散(黏性)项; Ω 为控制体, S 为控制体表面; $d\mathbf{S}$ 为 S 微元的外法向向量。(3) 式分别为交界面上的法向力平衡和位移相容条件,其中: $\boldsymbol{\sigma}_s$ 为结构应力; \mathbf{n} 和 p 分别为表面法向量和气动压力; \mathbf{u}_s 和 \mathbf{u}_F 分别为结构和气动面的位移。

基于 CFD/CSD 松耦合技术,采用时间推进技术耦合求解方程(1)~(3),开展无尾飞翼无人机方向舵嗡鸣气动弹性响应研究,其中在进行嗡鸣响应分析时方向舵的舵面旋转运动约束施加在飞翼无人机结构模型的方向舵转轴的端面。

2 飞翼无人机模型

无尾飞翼无人机采用内、外翼飞翼布局,翼身高度融合,翼展 15 m,机翼面积为 23.5 m²,平均气动弦长为 1 661.1 mm,机身结构为半硬壳式的,由横向隔框、纵向肋及上下蒙皮构成;机身结构中共有 8 个框,4 根肋;内翼结构由壁板、大梁、翼肋组成,内翼有 4 根梁、6 个肋,内翼后缘布置一个舵面为襟翼;外翼结构由 3 根梁和 16 根肋组成,前梁之前为前缘,前缘通过前梁缘条与主翼盒蒙皮搭接,后梁之后为舵面,外翼后缘共有 3 个舵面,从外向内依次是方向舵、副翼和升降舵,外翼结构从翼展 2 500 mm 到 7 500 mm 处,外翼半展长为 5 m;外翼肋包括普通肋和加强肋。无人机结构模型材料为 LY2024,材料属性如下:密度 2 770 kg/m³,弹性模量为 71 800 MPa,泊松比为 0.33。无尾飞翼无人机模型如图 1 所示。

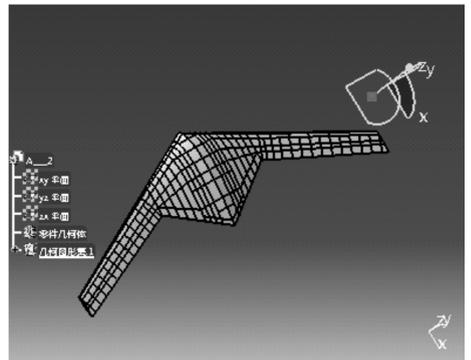


图 1 飞翼无人机全机几何模型

飞翼无人机嗡鸣响应计算采用半模,采用细网格建模有利于气动结构数据的高精度耦合传递,图 2 为飞翼无人机翼肋、翼梁有限元离散的局部网格

放大图,从图中可看出翼梁与翼肋连接处网格质量好,模型采用对称约束方式,方向舵前缘及转轴处网格需要加密,图 3 为飞翼无人机前 4 阶模态图,从图中可看出前 4 阶模态频率分别为 6.36 Hz、22.032 Hz、29.155 Hz、64.455 Hz,CFD/CSD 气动结构计算的耦合面包括机身、内翼、外翼、方向舵、副翼、升降舵和襟翼。

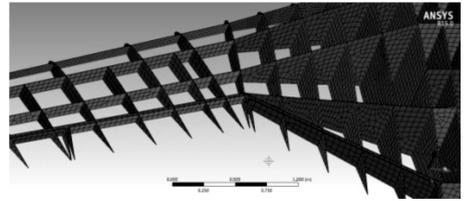


图 2 半模局部结构网格示意图

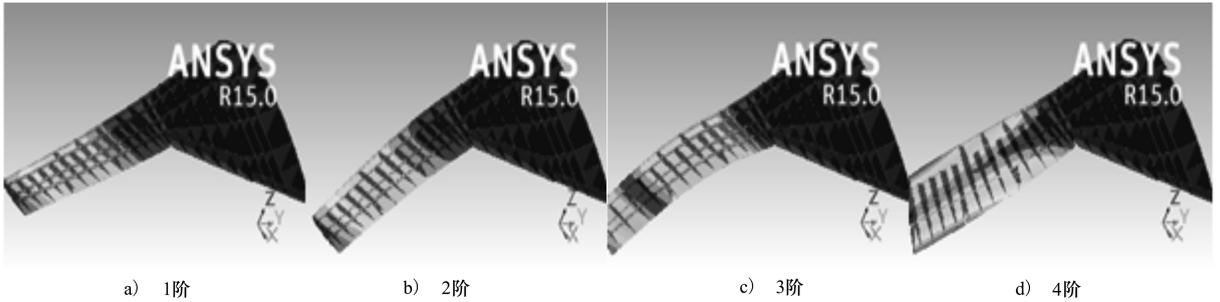


图 3 飞翼无人机前 4 阶模态频率

3 气弹响应

首先采用 CFD/CSD 松耦合方法计算无尾飞翼无人机的气弹响应,计算状态为 $H = 6 \text{ km}$, $Ma = 0.82$,气动结构耦合计算时间步长为 0.0001 s ,气动收敛误差为 1×10^{-6} ,基于雷诺平均的 N-S 方程模拟气动力,湍流模型采用 SST 湍流模型,采用基于

LU-SGS 子迭代的时间推进技术和 HLLW 的空间离散方法进行求解,动网格更新技术采用弹簧近似光滑和局部网格重构组合方法。

图 4 和图 5 分别给出了外翼梢前缘点及不同舵面位置的位移和加速度响应。图 4b) 为不同舵面的位移响应,从图中可看出各个舵面的位移响应逐渐收敛;且方向舵与副翼、升降舵及襟翼相比有较大的响应位移。图 5 为不同位置的加速度响应。

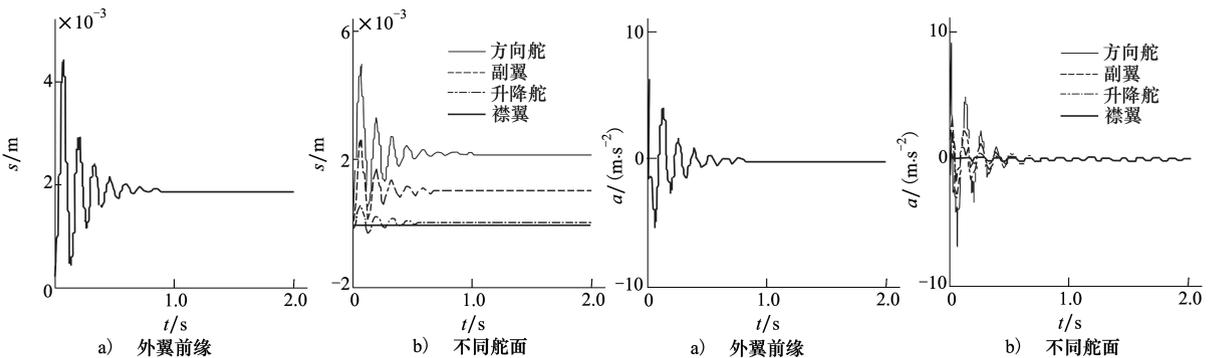


图 4 不同位置位移响应

图 5 不同位置加速度响应

图 6 给出了不同高度下不同舵面位置的振动位移响应,其中图 6a) 为不同高度下的方向舵振动位移响应,从图中可看出不同高度下的方向舵响应逐

渐收敛;且随着高度的增加,方向舵振动响应幅值有所减小;副翼、升降舵及襟翼的振动位移响应也有同样的趋势。

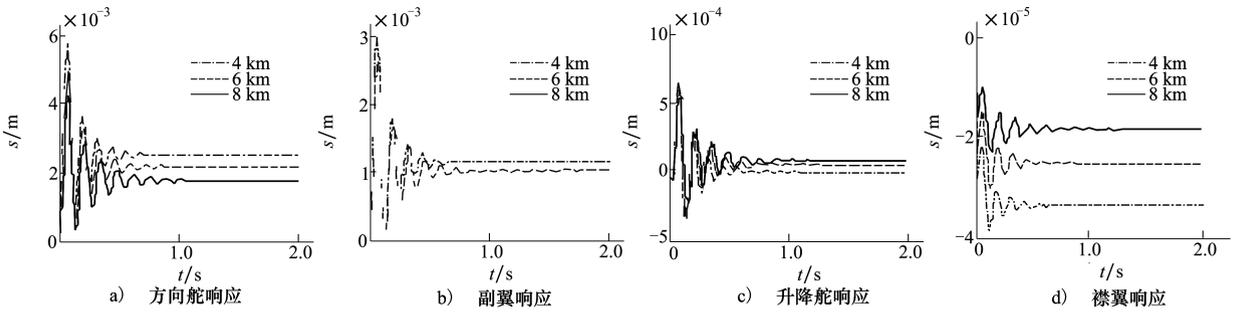


图 6 不同高度下位移响应

4 方向舵嗡鸣响应

方向舵嗡鸣响应分析时方向舵旋转的约束模型如图 7 所示,进行嗡鸣响应分析时舵面的约束施加在飞翼无人机半模的结构模型中,对方向舵转轴的 2 个端面分别在柱坐标系下施加约束,柱坐标系定义如图 7 所示,其中方向舵的旋转方向定义在柱坐标系的 Y 方向,在方向舵嗡鸣响应分析中同时也对机身根部施加固定约束。

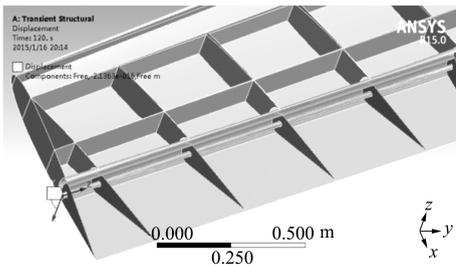


图 7 方向舵偏转运动约束

本文的飞翼无人机方向舵舵面运动方程为:

$$\beta(t) = \beta_0 + \beta_m \sin \omega t \quad (4)$$

本文平均舵面转角 $\beta_0 = 0.0^\circ$, 最大舵面转角 $\beta_m = 10.0^\circ$ 。

采用 CFD/CSD 松耦合技术计算无尾飞翼无人机的方向舵嗡鸣响应,气动结构耦合计算时间步长为 0.001 s,气动收敛误差为 1×10^{-6} ,基于雷诺平均的 N-S 方程模拟气动力,湍流模型采用 SST 湍流模型,采用基于 LU-SGS 子迭代的时间推进技术和 HLEW 的空间离散方法进行求解,动网格更新技术采用弹簧近似光滑和局部网格重构组合方法;方向舵嗡鸣响应分析的给定计算状态参数为: $H = 6$

km, $Ma_\infty = 0.82, \omega_n = 20 \text{ Hz}, \alpha = 0^\circ, \xi = 0, Re = 1.7 \times 10^7$ 。

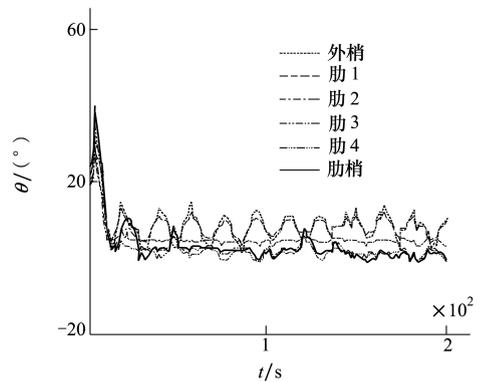


图 8 方向舵不同位置嗡鸣响应

图 8 为给定计算状态下方向舵舵面偏角随时间的响应历程。从图中可看出开始时各个位置检测点的偏角响应幅值均较大,是由于刚开始不稳定;随着时间的推进偏角响应幅均在 10° 左右;而且可看出方向舵外梢的偏角响应幅值整体最大,内梢偏角幅值较小;且从外梢到内梢偏角响应幅值有减小的趋势,这说明方向舵外梢整体变形较大,这也可以从方向舵的结构变形云图图 9 中可以看出。



图 9 飞翼无人机结构变形云图

从图 9 的结构变形云图可看出,计算终了状态时方向舵变形最大,方向舵外梢部是结构危险区域,而副翼受影响与方向舵比较小,升降舵、襟翼、机身、内翼结构变形最小,而从结构变形动画也可发现方向舵是结构变形的危险部分。

为了更清楚地观看方向舵偏转引起的结构变形

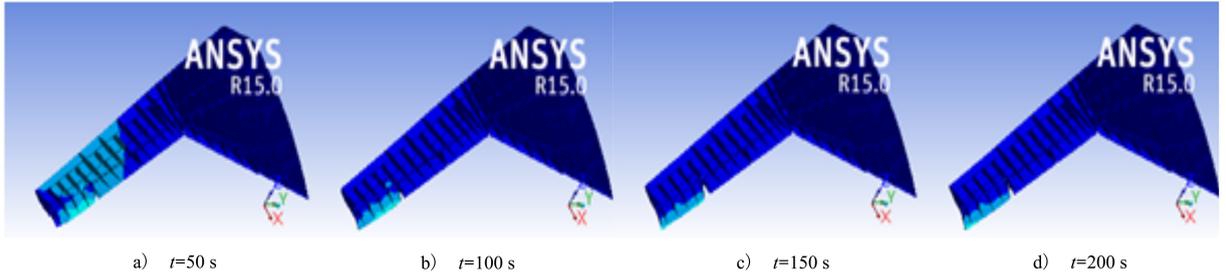


图 10 不同时刻方向舵舵面结构变形

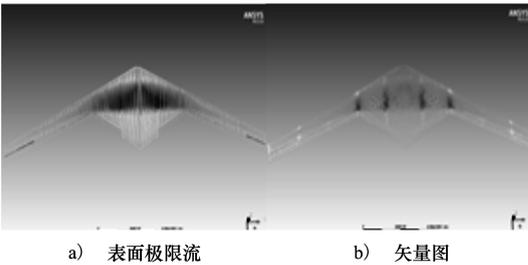


图 11 飞翼无人机气动特征

剧烈。

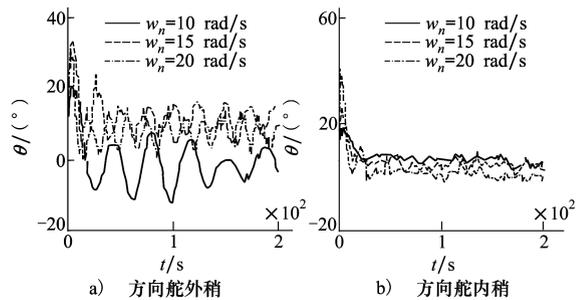


图 13 不同 ω_n 下方向舵嗡鸣响应

图 13 为不同旋转角频率下方向舵的内外梢偏角的时间响应历程,从图中可看出不同的旋转角频率对方向舵的外梢及内梢偏角响应的频率都有较大的影响;且随着旋转角频率的增大,偏角的响应频率也增大;与内梢偏角响应历程相比,外梢的响应更为剧烈。

图 14 为不同方向舵旋转角频率下全机各个舵面的振动位移响应历程。从图中可看出旋转角频率变化对方向舵、副翼、升降舵及襟翼的振动位移响应频率也有较大的影响;且随着方向舵旋转角频率的增大,各个舵面振动响应频率也增大。由图 14a) 可看出方向舵的振动位移响应比较规则,这主要是由于方向舵偏转是在一定的振动周期规律进行的,所以引起的振动响应也在一定的幅值范围。而副翼、升降舵及襟翼的振动位移响应不太规则;且副翼与升降舵及襟翼相比有较大的振动响应,这主要是因

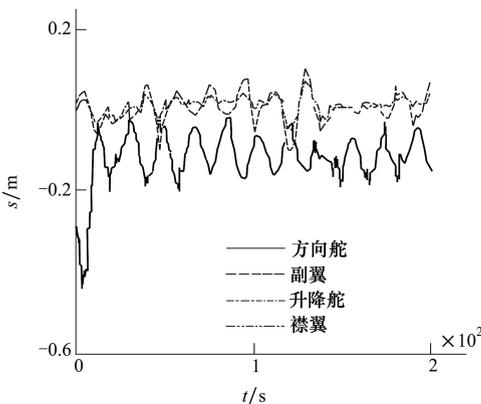


图 12 方向舵不同位置振动响应

图 12 为全机各舵面相对机身振动的时域响应历程,从图中可看出升降舵的响应位移幅值整体较大,升降舵在方向舵偏转引起的振动响应最为剧烈;襟翼的振动响应位移与其他各个舵面相比最小;而方向舵与副翼的振动响应位移与升降舵相比不太

为副翼比升降舵、襟翼更远离翼根。

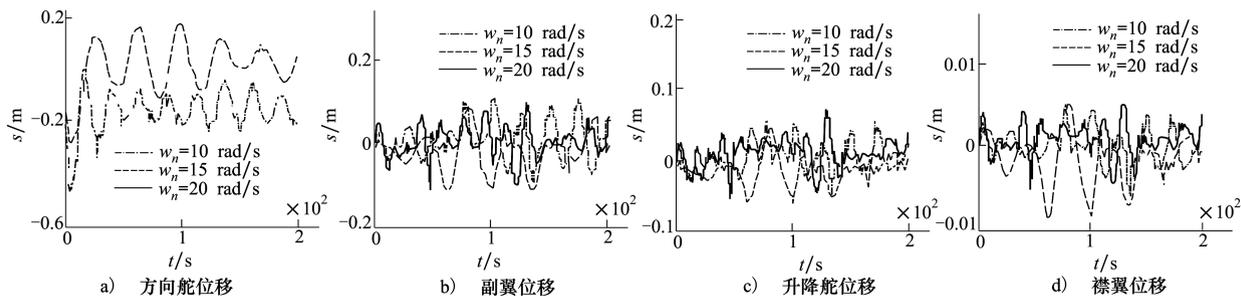


图 14 不同 ω_n 下全机位移

图 15 为不同飞行高度下方向舵的内外梢偏角的时间响应历程,从图中可看出不同的飞行高度对方向舵的外梢及内梢偏角响应的频率并没有影响;

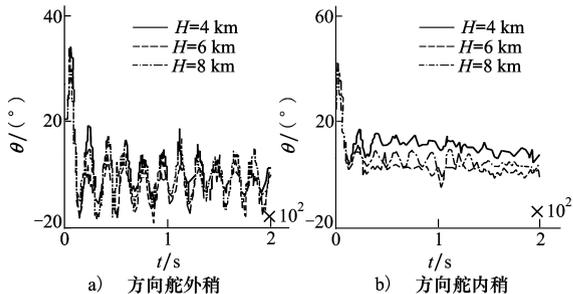


图 15 不同 H 下方向舵嗡鸣响应

且与内梢偏角响应历程相比,外梢的响应更为剧烈,响应幅值更大。

图 16 为不同飞行高度下全机各个舵面的振动位移响应历程。从图中可看出飞行高度变化对方向舵、副翼、升降舵及襟翼的振动位移响应频率并没有影响。由图 16a) 可看出方向舵的振动位移响应比较规则,这主要是由于方向舵偏转是在一定的振动周期规律进行的,所以引起的振动响应也在一定的幅值范围。副翼、升降舵及襟翼的振动位移响应不太规则;且副翼与升降舵及襟翼相比有较大的振动响应,这主要是因为副翼比升降舵、襟翼更远离翼根。

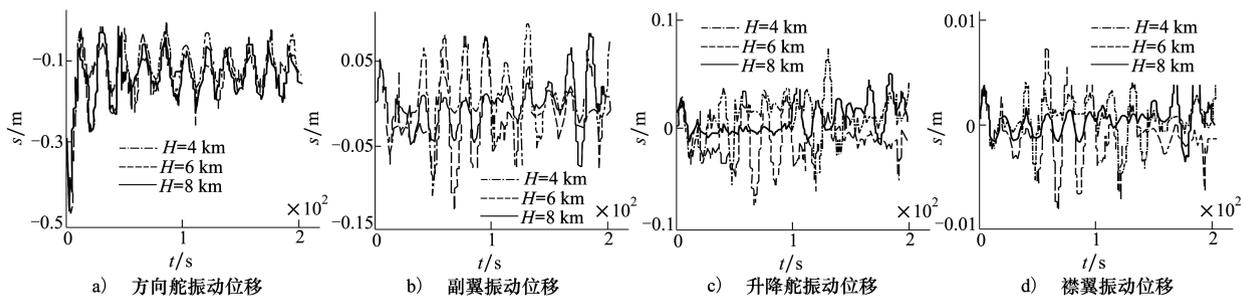


图 16 不同 H 下全机振动位移

5 结论

本文通过气动结构耦合技术研究了飞翼无人机的方向舵旋转引起的嗡鸣响应及全机振动响应问题,并分析了旋转角频率和高度参数变化对嗡鸣响应特

性的影响,得到以下结论:

1) 采用 CFD/CSD 松耦合技术能够模拟舵面偏转引起无人机嗡鸣响应;方向舵旋转引起的嗡鸣响应,方向舵外缘梢部的偏角响应及全机振动响应比其他方向舵监测点都剧烈。

2) 不同的方向舵旋转角频率 ω_n 对方向舵嗡鸣

响应及全机各舵面的振动响应频率有较大的影响;且随着旋转角频率的增大,气动弹性响应频率也增大。

3) 高度 H 变化对气动弹性响应及全机各舵面振动响应的频率没有影响;但对响应的幅值有影响。

4) 飞翼无人机方向舵结构变形在方向舵偏转

引起的嗡鸣响应最为严重,而机身、内翼及襟翼受到的影响较小。

5) 本文仅仅研究了方向舵旋转引起的嗡鸣响应,对于升降舵、副翼、襟翼及组合舵面旋转引起的嗡鸣响应特性还未涉及,这为下一步研究提供了方向。

参考文献:

- [1] Dowell Earl, Edwards John, Strganac Thomas. Nonlinear Aeroelasticity[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 857-874
- [2] Pak Changi, Baker Myles L. Control Surface Buzz Analysis of a Generic NASP Wing[R]. AIAA-2001-1581
- [3] Parker Ellen C, Spain Charles V, Soistmann David L. Aileron Buzz Investigated on Several Generic NASP Wing Configurations [R]. AIAA-1991-0936
- [4] David Nixon. An Analytic Model for Control Surface Buzz[R]. AIAA-1998-0417
- [5] Fuglsang D F, Brase L O, Agraswal S. A Numerical Study of Control Surface Buzz Using Computational Fluid Dynamic Methods [R]. AIAA-1992-2654
- [6] Oddvar O B. Nonclassical Aileron Buzz in Transonic Flow[R]. AIAA-1993-1479
- [7] Su S J, Chen P C. Equivalent Strip Method of Transonic Flaperon Buzz[R]. AIAA-1996-0166
- [8] 刘千刚, 代捷, 白俊强. 跨音速操纵面嗡鸣 Hopf 分叉分析及结构参数对嗡鸣特性影响的研究[J]. 航空学报, 1999, 20(6): 527-532
Liu Qiangang, Dai Jie, Bai Junqiang. Hopf-Bifurcation Analysis of Transonic Control Surface Buzz and Investigation of the Influence of Structural Parameters on Buzz Characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(6): 527-532 (in Chinese)
- [9] 史爱明, 杨永年, 叶正寅. 跨音速单自由度非线性颤振-嗡鸣的数值分析[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(4): 525-528
Shi Aiming, Yang Yongnian, Ye Zhengyin. Investigation of Control Surface Buzz in Transonic Flow[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(4): 525-528 (in Chinese)
- [10] 张伟伟, 叶正寅, 史爱明, 等. 基于 Euler 方程的 B 型和 C 型嗡鸣特性数值研究[J]. 振动工程学报, 2005, 18(4): 458-464
Zhang Weiwei, Ye Zhengyin, Shi Aiming, et al. Numerical Analysis for B-Type Buzz and C-Type Buzz Based on Euler Codes [J]. Journal of Vibration Engineering, 2005, 18(4): 458-464 (in Chinese)
- [11] Yang Guowei, Obayashi Shigeru. Aileron Buzz Simulation Using an Implicit Multiblock Aeroelastic Solver[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(3): 580-589
- [12] 马艳峰, 贺尔铭, 曾宪昂, 等. 基于流固耦合方法的大展弦比机翼非线性颤振特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(4): 536-541
Ma Yanfeng, He Erming, Zeng Xian'ang, et al. Studying Nonlinear Flutter of a High-Aspect-Ratio Wing Based on Fluid Solid Coupling[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(4): 536-541 (in Chinese)

Buzz Aeroelastic Responses Analysis for a Flying Wing UAV

Xu Jun¹, Ma Xiaoping²

(1.College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)
(2.UAV Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710065, China)

Abstract: Transonic rudder buzz responses and aileron, elevator, flap vibration time responses, which were based on the CFD/CSD buzz coupled method, were presented for a tailless flying wing UAV. The RANS N-S equations and finite element methods, based on the detailed aerodynamic and structural model, were established. The interfaces between the structural and aerodynamic model were built with an exact match surface where load transferring was performed based on 3D interpolation. The LU-SGS iteration and HLLW space discrete methods based on the SST turbulence model were used to calculate the aerodynamic force, in which the aerodynamic dynamic meshes used the unstructured dynamic meshes based on the combination of the spring-based smoothing and local remeshing methods. The firstly calculated aeroelastic responses of the flying wing UAV could provide a reference for the buzz responses analysis. The constraints of the rudder motions were fixed at the end of the flying wing UAV structural model, and based on the presented buzz aerodynamic structural coupling method, the flying wing UAV buzz responses and aileron, elevator, flap vibration time responses induced by the rudder motion were studied; the effects of rotating angular frequencies and heights on the vibration time responses were also given. The research results showed that: (1) the rotating angular frequency had a big effect on the rudder buzz and aileron, elevator and flap vibration responses frequency, but the height did not affect the response frequency; (2) the flying wing UAV rudder had the dangerous structural deformations. The research method and conclusions could provide a reference for the flying wing UAV engineering vibration analysis.

Key words: acceleration, aeroelasticity, ailerons, calculations, computational fluid dynamics, errors, finite element method, geometry, iterative methods, Mach number, matrix algebra, Navier Stokes equations, Reynolds number, rudders, schematic diagrams, structural dynamics, three dimensional, turbulence models, unmanned aerial vehicles (UAV), velocity, vibration analysis, vibrations (mechanical); buzz, CFD/CSD, flying wing UAV, loose coupling