

基于 FLUENT 的飞行环境激励谱提取方法研究

祝 俊, 陈换过, 陈建华, 吴 飞

(浙江理工大学机械与控制学院, 杭州 310018)

摘 要: 基于 FLUENT 流体动力学数值模拟平台, 以机翼结构作为研究对象, 模拟亚声速飞行速度的风洞试验。控制方程为惯性坐标系下的三维非定常 Navier-Stokes 方程, 数值模拟环境设定流体速度为 0.8 马赫, 攻角为 4° , 采用一方程的 Spalart-Allmaras 湍流模型, 时间的离散采用二阶格式, 空间方向上采用二阶迎风格式。通过数值模拟计算, 采集机翼表面飞行载荷信号, 并对载荷信号进行预处理, 获得机翼飞行中的环境激励谱值, 为后续飞机结构健康监测研究提供基础。

关键词: 结构健康监测; FLUENT; 飞行环境激励; 机翼

中图分类号: V211.41

文献标志码: A

0 引 言

目前, 在损伤检测领域, 常规结构无损检测的技术方法很多^[1-2], 但检测时需要使用昂贵的专用设备, 且多数须在停机情况下才能进行检测, 因而实时性较差。另外对于高速运转的系统及突发性的裂纹故障等难以正确识别。结构健康监测是国内外研究的热点, 在大型基础工程中具有广阔的应用前景。在工程界, 对于桥梁和大型建筑的结构健康监测的研究中, 环境激励信号通常采用风脉动激励信号和地震波激励信号, 并且已经在工程中成功应用。桥梁的结构健康在线监控的环境激励源, 应用到阶跃冲击激励信号。钻井平台、轮船和大坝的结构健康监测方面, 应用到简谐激励信号来模拟海浪和水流带来的冲击。飞行器结构在结构健康监测领域中是重要的应用对象^[3], 由此飞行器结构的环境激励模拟对飞行器结构健康系统的研究显得尤为重要。

机翼是飞行器的主承力结构, 气动载荷是其承受的主要载荷, 且气动载荷是描述飞行器实际使用状况的最基本参数。在航天领域中, 结构风振响应研究通常采用 VonKarman 谱作为突风激励模型, 模拟试验数据与结构在实际环境中的数据存在一定

误差。采用自然激励技术法(the natural excitation technique)^[4]提取飞行环境激励谱, 能得到飞行器气动载荷的相似激励谱, 对环境激励下飞机结构健康监测研究有重要作用。此外, 对飞行载荷数据的类似研究, 主要应用于整机和相关重要结构的零部件疲劳寿命监控^[5]。目前利用环境激励对飞行器的结构进行损伤检测方面的研究尚较少。

本文针对某型号飞机机翼, 运用计算流体力学 CFD(computational fluid dynamics)技术进行模拟仿真, 尝试采集飞机飞行状态中对应位置的随机载荷, 为后续基于环境随机激励的飞机机翼结构健康监测奠定基础。通过后续分析, 确定环境激励谱对损伤判断的敏感性和有效性, 验证数值模拟方法的适用性, 进而提高飞行器结构健康检测的实时性和高效性。

1 机翼模型建立与网格的生成

机翼结构是飞机的主要承力部位, 其性能的好坏与飞行的整个过程有着密切的联系。机翼结构主要由主梁、副梁、桁条、蒙皮组成。本文采用 NACA Digit Number 23012 标准机翼翼型, 外形尺寸为某机型机翼作为对象建立健康监控系统。

根据机翼结构的受力特性,其破坏大多发生在翼根部的主梁、副梁和机翼蒙皮上。笔者拟采用应力应变监控的方式对机翼蒙皮进行健康监控,并在整个飞行任务中采样 202 点。

数值模拟中计算模型采用真实飞机机翼的1:1的 Gambit 几何模型,用来模拟亚音速飞行的飞行环境,以采集机翼蒙皮在飞行过程中受到的随机环境激励信号,作为结构健康监测研究的基础数据。机翼的有限元网格如图 1 所示。



图1 机翼外形网格

为适用远场边界条件,计算区域采用半径为 45 m,高度为 180 m 的半圆柱体,如图 2 所示。整个流场采用的是非结构化网格,计算域的网格数为 56 389。在非结构网格划分时,对机翼附近区域网格布置紧密,而远离机翼的网格布置稀疏,从而准确获得机翼表面阻力等气动力和力矩,同时节省计算量。

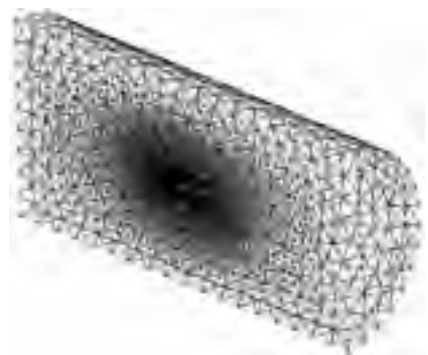


图2 计算域流场网格

2 风洞数值模拟环境分析

风洞数值模拟是模拟飞行器作亚音速(马赫数小于 0.8)飞行,从而获得机翼表面的环境激励。飞行器作亚音速飞行时无激波产生,影响其空气动力特性的主要因素是粘性和气流分离。当马赫数大于 0.3 时,空气密度变化就较大,必须考虑空气压缩性的影响,在 $M=0.3\sim 0.8$ 的飞行区内,雷诺数和马赫数都会影响飞机的空气动力特性,因此需要作压缩性修正。飞机作小迎角飞行时,表面摩擦阻力是飞机阻力的主要部分,为了减小阻力,希望翼面上的气流保持层流流动。

2.1 确定主控方程

对于亚声速粘性绕流流场的计算,数值模拟采用非定常的雷诺应力方程,对于其中的雷诺应力项采用 Spalart-Allmaras 湍流模式^[6]。

在航空航天领域的 CFD 计算中,Spalart-Allmaras 模型和 Menter 的 SST 模型是公认的应用比较成功的两种湍流模型。数值模拟的运行软件是 FLUENT,上述两个湍流模型分别对应 FLUENT 提供的 Spalart-Allmaras 模型和剪切压力传输 (SST) $k-\omega$ 模型^[7]。

湍流模型选择 S-A 一方程模型的原因是:该模型是一个相对简单的单方程模型,具有良好的鲁棒性和数值收敛性,只需求解一个有关涡粘性的输运方程,计算量相对较小。该湍流模型比较适合具有壁面限制的流动问题,对有逆压梯度的边界层问题能够给出很好的计算结果。

运用雷诺平均 Navier-Stokes 方程能够以相对较小的计算代价很好地模拟附体流动和小分离流动。对机翼进行数值模拟所采用的雷诺应力平均 Navier-Stokes 方程为:

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = & -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] + \\ & \frac{\partial}{\partial x_j}(-\rho \overline{u_i u_j}) - \rho \overline{u_i u_j} = \\ & \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{u_i}{x_i} \right) \delta_{ij} \end{aligned} \quad (2)$$

传输方程为:

$$\begin{aligned} \frac{D\bar{\nu}}{Dt} = C_{b1}[1-f_{t2}]\bar{\nu} + \frac{1}{\sigma}[\nabla \cdot ((\bar{\nu} + \bar{\nu}) \nabla \bar{\nu}) + C_{b2}(\nabla \bar{\nu})^2] - \\ \left[C_{w1} f_w - \frac{C_{b1}}{k^2} f_{t2} \right] \left[\frac{\bar{\nu}}{d} \right]^2 + f_{t1} \Delta U^2 \end{aligned} \quad (3)$$

为了方便使用有限体积法进行数值求解,对传输方程(3)进行无量纲化处理,并将其整理为下面的积分形式

$$\begin{aligned} \iiint_{\Omega} \frac{\partial \bar{\nu}}{\partial t} dV + \iint_{\partial \Omega} \rho \bar{\nu} \vec{V} \cdot \vec{n} dS = \\ \iiint_{\Omega} C_{b1}[1-f_{t2}] \rho \bar{\nu} dV - \frac{C_{b2}}{\sigma} \frac{M_{\infty}}{Re_L} \iiint_{\Omega} \rho \bar{\nu} \nabla^2 \bar{\nu} dV + \\ \frac{1}{\sigma} \frac{M_{\infty}}{Re_L} \iiint_{\Omega} \rho [\nabla \cdot ((\bar{\nu} + (1+C_{b2}) \bar{\nu}) \nabla \bar{\nu})] dV + \\ \frac{M_{\infty}}{Re_L} \iiint_{\Omega} \left\{ C_{b1}[(1-f_{t2})f_{t2} + f_{t2}] \frac{1}{k^2} - C_{w1} f_w \right\} \rho \left(\frac{\bar{\nu}}{d} \right)^2 dV \end{aligned} \quad (4)$$

上面方程中各种系数的确定方法如下:

$$C_{b1} = 0.1355, \sigma = \frac{2}{3}, C_{b2} = 0.622, C_{v1} = 7.1,$$

$$C_{t3} = 1.2, C_{t4} = 0.5, k = 0.41, C_{u2} = 0.3, C_{u3} = 2.0,$$

$$C_{w1} = \frac{C_{b1}}{K^2} + \frac{1 + C_{b2}}{\sigma}, f_{t2} = C_{t3} \exp(-C_{t4} \chi^2),$$

$$f_w = g \left[\frac{1 + C_{u3}^6}{g^6 + C_{u3}^6} \right] = \left[\frac{g^{-6} + C_{u3}^{-6}}{1 + C_{u3}^{-6}} \right], g = r +$$

$$C_{u2}(r^6 - r),$$

$$r = \frac{\dot{v}}{sk^2 d^2} = \frac{\dot{v}}{\left(|\omega| + \frac{\dot{v}}{k^2 d^2} f_{v2} \right) k^2 d^2}, f_{v2} = 1 -$$

$$\frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}},$$

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3}, \dot{s} = |\omega| + \frac{\dot{v}}{k^2 d^2} f_{v2}.$$

其中, d 是场点至壁面的最小距离, ω 表示旋度矢量。

2.2 相关物理量参数设置

风洞数值模拟中模拟的流体速度为 0.8 马赫, 所以必须考虑到可压缩性和热物理特性(粘性)随温度的变化。

采用理想气体作为工作介质, 粘性定律选择 Sutherland's Law。Sutherland's Law 定理公式如下

$$\mu = \mu_{ref} \left(\frac{T}{T_{ref}} \right)^{\frac{3}{2}} \frac{T_{ref} + S}{T + S} \quad (5)$$

其中, T_{ref} 代表一个参考温度, μ_{ref} 代表在 T_{ref} 温度下的粘度, S 代表 Sutherland 的温度。定理相关系数的确定为 $\mu_0 = 1.716 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$, $T_0 = 273.11 \text{ K}$, $S = 110.56 \text{ K}$ 。

Sutherland's Law 计算粘性需要求解能量方程。方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho e_0) + \frac{\partial}{\partial x_j} [\rho u_j e_0 + u_j p + q_j - u_i \tau_{ij}] = 0 \quad (6)$$

作为牛顿流体, 对单原子气体服从斯托克斯定律, 所以粘性压力可表示为:

$$\tau_{ij} = 2\mu S_{ij}^* \quad (7)$$

其中 S_{ij}^* 反映流体运动与变形的对称张量, 即应变变化率张量, 定义为:

$$S_{ij}^* = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{1}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij}. \quad (8)$$

根据傅里叶定理给出热流量 q_j :

$$q_j = -\lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} = -C_p \frac{\mu}{Pr} \frac{\partial T}{\partial x_j}, \quad (9)$$

其中层流普朗特系数定义为:

$$Pr \equiv \frac{C_p \mu}{\lambda} \quad (10)$$

假定气体是理想热力学气体, 则以下方程成立:

$$\gamma \equiv \frac{C_p}{C_v}, p = \rho RT, e = C_v T, C_p - C_v = R$$

其中 γ, C_p, C_v 和 R 都是常数。

整体的能量 e_0 定义为:

$$e_0 \equiv e + \frac{u_k u_k}{2} \quad (11)$$

风洞数值模拟中求解器采用了显式的密度基求解器, 利用基于节点的高斯克林函数求梯度的方法计算阻力, 时间的离散采用二阶格式求解, 空间方向上采用二阶迎风格式。外边界条件设置为“远场压力”, 来流压力为一个大气压, 无穷远处来流马赫数为 0.8, 攻角为 4° , 湍流粘度设置为 10。

2.3 求解控制参数设置

Flux Type 通量类型中选择 Roe-FDS 通量差分方法。运用多重网格法加速收敛。

设置残差监视器, 根据气动力的收敛情况来判断是否收敛。设置表面监视器, 对上下表面 202 个点在模拟风洞实验过程中节点受到的压力进行监控, 从而得到 202 个点的时间序列的压力结果。

根据上述分析及相关参数设置, 对风洞实验进行模拟。

2.4 结果分析

观察阻力系数(C_d)、升力系数(C_l)和力矩系数(C_m)的变化曲线, 结果如图 3~图 5, 从图中可看出, 迭代计算 5 s 后, 力和力矩的监视曲线基本不再变化, 表示计算已基本收敛。

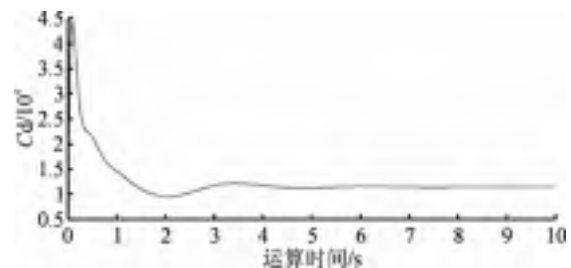


图3 阻力系数随迭代过程变化曲线

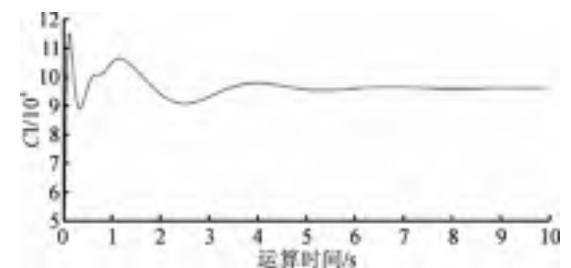


图4 升力系数随迭代过程变化曲线

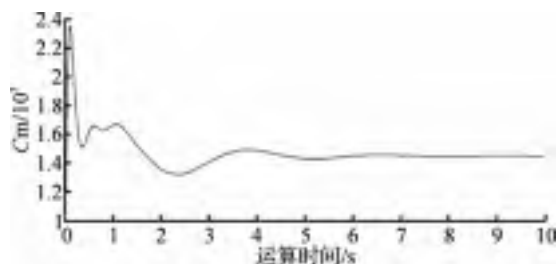


图5 力矩系数随迭代过程变化曲线

在202个监控点中,依据压力值的大小选取10个点,其时间序列压力曲线如图6所示。

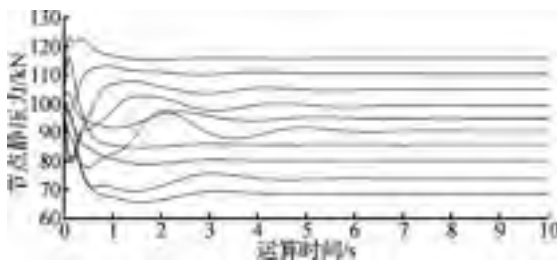


图6 选取的10个点的时间序列压力

图7和图8为某时刻机翼上下蒙皮的压力分布,压力范围在67~120 kPa。观察风洞数值模拟结果,其压力值基本符合飞机在对应环境中承受的压力值。从图7、图8可看出,机翼表面蒙皮受到的压力基本呈环状分布,前缘和后缘蒙皮受到的压力较大,下蒙皮比上蒙皮受到的压力大。



图7 机翼上蒙皮在某时刻的压力分布



图8 机翼下蒙皮在某时刻的压力分布

3 飞行载荷数据的预处理

结构损伤检测是通过信号中的奇异成分来完成检测损伤的。近几年,奇异成分主要研究对象是变化的模态数据,即基础振动数据^[8]。

随机信号的分析可以分为时域分析与频域分析。时域分析主要求矩函数,实际中基本数字特征常用的有均值、方差、相关函数。频域分析主要是求功率谱密度(power spectral density, PSD)。随机信号与确定信号在概念上存在区别,表现在随机信号的特征量是统计特性的反映。对于后续结构健康检测的分析工作主要是在频域范围。

通过上述方法得到的时间序列的压力结果是在模拟风洞实验中取样得到的随机序列。随机信号是一类持续时间无限长、具有无限大能量的功率信号,不满足傅里叶变换的总能量为有限的充要条件,并不能直接进行傅里叶变换,将信号从时域转为频域。为了实现用计算机对随机信号直接进行分析计算,对采集的202个离散随机信号,先截取5s以后的时间序列压力数据,即确定取得计算稳定后的机翼表面时间序列压力数据;再通过FLUENT的快速傅里叶变换(Fast Fourier Transform),得到202个点的机翼表面压力功率谱密度,作为后续试验分析的基础。图9为上述最大压力数据转化而得的功率谱密度曲线。

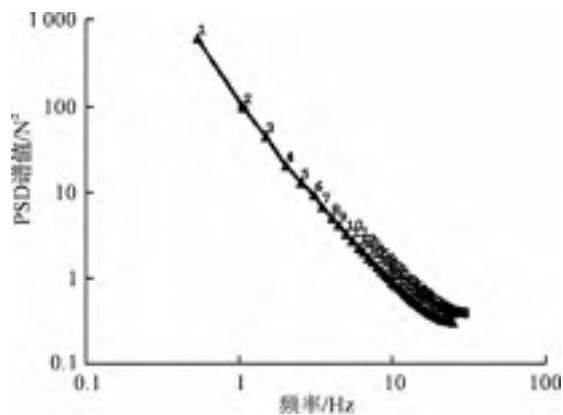


图9 最大压力的功率谱密度曲线

由得到的压力功率谱密度曲线,对机翼模型进行机翼表面压力PSD谱分析,对谱分析结果有针对性地采集信号,在频域内进行分析并确定影响结构健康的重要参数。

4 结论

本文结合CFD虚拟技术,主要运用FLUENT软件,模拟飞行器飞行环境,并对具体机翼模型进行

虚拟风洞试验,得到机翼表面飞行环境载荷激励信号。数值模拟结果表明,本文所建立的虚拟风洞环境,符合真实飞行环境,机翼表面的压力分布较为合理,并能取得相对充足的模拟分析数据。通过数据处理转换,获取飞行器结构的环境随机激励谱,与后续分析相贯通,为下一步的结构健康检测分析的相关研究提供较为可靠的试验数据。

参考文献:

- [1] McCann D M, Forde M C. Review of NDT methods in the assessment of concrete and masonry structures[J]. NDT&E Int, 2001, 34(2): 71-84.
- [2] 耿荣生. 更快、更可靠和更直观,第16届世界无损检测会议综述[J]. 无损检测, 2004, 26(11): 565-592.
- [3] Diamanti K, Soutis C. Structural health monitoring techniques for aircraft composite structures[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2010, 46(4): 342-352.
- [4] James G H III, Carne T G, Laufer J P. The natural excitation technique (NExT) for modal parameter extraction from operating structures[J]. The International Journal of Analytical and Experimental Modal Analysis, 1995, 10(4): 260-277.
- [5] 尚柏林, 宋笔锋, 杨建军. 飞机结构健康监测传感器新技术[J]. 无损检测, 2008, 30(5): 289-324.
- [6] 徐广, 招启军, 王博, 等. 基于 Navier-Stokes 方程的旋翼前飞状态气动特性数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(4): 413-420.
- [7] 周宇, 钱炜祺, 邓有奇, 等. $k-\omega$ SST 两方程湍流模型中参数影响的初步分析[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(2): 213-217.
- [8] Trentadue B, Messina A, Giannoccaro N I. Detecting damage through processing of dynamic shapes measured by a PSD-triangular laser sensor[J]. The International Journal of Solids and Structures, 2007, 44(17): 5554-5575.

Research on Extraction Method of Flight Environment Incentive Spectrum Based on FLUENT

ZHU Jun, CHEN Huan-guo, CHEN Jian-hua, WU Fei

(School of Mechanical and Automation Control, Zhejiang Sci-Tech University, Hangzhou 310018, China)

Abstract: Wind tunnel test of subsonic flying speed is simulated based on FLUENT fluid dynamics numerical simulation platform with wing structure as the research object. The governing equation is three-dimensional non-steady Navier-Stokes equation under inertial coordinate system. The set fluid velocity of numerical simulation environment is 0.8 Mach and the angle of attack is 4° . Spalart-Allmaras turbulence model of first order equation is used. Time discretization uses second order scheme. In terms of space direction, second order upwind scheme is used. This research collects flight load signal on the wing surface through numerical simulation computation, preprocesses the load signal, obtains the environment incentive spectrum value of flying wing and provides basis for subsequent researches on plane structural health monitoring.

Key words: structural health monitoring; FLUENT; flight environment incentive; wing

(责任编辑: 张祖尧)