

文章编号:1674-8190(2015)01-026-06

# 飞行器阵风响应的 CFD-6DOF 仿真分析

李仑,王刚,索谦,叶正寅

(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

**摘要:** 飞行器在大气中飞行,不可避免地受到阵风的影响。阵风所附加的气动载荷引发飞行器飞行状态的改变,过大幅值的阵风影响飞行的性能与安全。针对这种状况,首先采用改进的 Lamb-Ossen 涡模型,建立尾涡形式的阵风场;然后采用基于 CFD 技术的非定常 N-S 方程求解,并在计算网格中引入“网格速度”来模拟阵风,对 SWIM(Subsonic Wall Interference Model)尾涡中的定常气动特性进行验证;最后通过 CFD-6DOF 的耦合,对 SWIM 俯冲穿越尾涡场的飞行轨迹进行研究。结果表明:计算结果与实验值符合较好;SWIM 在尾涡中飞行时出现抖动、下沉、改变飞行状态、剧烈翻转的现象,与实际飞行器进入尾涡中的轨迹特性类似。

**关键词:** CFD;非定常;阵风响应;尾涡;轨迹仿真

**中图分类号:** V211.7

**文献标识码:** A

## CFD-6DOF Simulation Analysis of Aircraft Gust Response

Li Lun, Wang Gang, Suo Qian, Ye Zhengyin

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

**Abstract:** Aircraft flying in the air inevitably encounter the impact gust. The additional aerodynamic gust loads will lead to change the aircraft flight status, and strong gust will affect the performance and safety of aircraft in flight. In view of this situation, the improved Lamb-Ossen vortex model is adopted and the gust field in the wake vortex form is built. Then based on CFD technology, unsteady N-S equations are solved, “grid speed” in the computing grid is introduced to simulate gusts, to verify steady aerodynamic characteristics of SWIM in the wake vortex. Finally, the steady aerodynamic characteristics of SWIM(Subsonic Wall Interference Model) in the trailing vortex and the flight path of SWIM diving across the trailing vortex field are studied by CFD-6DOF. Results show that the calculation result is in good agreement with the experimental data, and the jitter, sinking, changing flight conditions, intense flip phenomena occur while SWIM flying in trailing vortex, which are similar with the trajectory characteristics of aircraft flying into the wake vortex.

**Key words:** CFD; unsteady; gust response; wake vortex; trajectory simulation

## 0 引言

飞行器在巡航及机动飞行中经常受到强烈的阵风影响。阵风产生确定的或随机的附加气动载荷,引起飞行器的刚体运动,过大幅值的阵风可能诱发飞行器出现严重偏离航线、大迎角失速、剧烈翻滚等问题,从而影响飞行器的飞行性能与安全。

为了研究阵风附加的气动载荷与飞行器之间的相互作用,通过 CFD 技术求解飞行器遭遇阵风时的气动响应,同时求解飞行器飞行的六自由度方程,实现 CFD-6DOF(Degree of Freedom)的耦合来研究飞行器阵风中的响应特性。

早期对飞行器阵风响应的研究主要采用准定常假设法,即飞行器在某一时刻的阵风响应载荷等于由阵风引起的攻角变化乘以当地定常升力系数,该方法使用方便快捷但计算精度相对较低<sup>[1]</sup>。近年来,随着 CFD 技术的快速发展,采用 CFD 方法来计算飞行器的阵风响应变得越来越普遍。

收稿日期:2014-02-21; 修回日期:2014-03-06

通信作者:李仑, lilun\_nwpu@163.com

Daniella E. Raveh<sup>[2]</sup>、杨国伟等<sup>[8]</sup>、詹浩等<sup>[4]</sup>使用“网格速度”来描述阵风流场,数值求解非定常 N-S 方程,得到了二维翼型阵风响应。“网格速度”法原理简单,在 CFD 求解中容易实现<sup>[5]</sup>。

尾涡可近似认为是垂直阵风与侧向阵风的叠加,建立尾涡的阵风场模型即可研究尾涡对飞机飞行所带来的影响。当小型飞机进入大型飞机的尾涡时,尤其是在飞机的起降阶段,小型飞机可能出现剧烈地翻滚而导致失事,而飞机在某些特定状况下不可避免地进入其他飞机的尾涡场,因此有必要对飞机在尾涡中的响应特性进行研究。

本文首先采用改进的 Lamb-Oseen 涡模型建立尾涡形式的阵风场;然后将尾涡引起的扰动速度添加到 N-S 方程的求解中,对 SWIM (Subsonic Wall Interference Model) 尾涡场中的定常气动特性进行验证;最后通过 CFD-6DOF 的耦合数值模拟 SWIM 在尾涡场中的飞行轨迹,对飞行过程中出现的抖动、下沉、滚转等动态特性进行研究。

## 1 阵风响应的 CFD-6DOF 数值方法

### 1.1 控制方程

本文使用的流场求解器是基于非结构混合网格雷诺时均 N-S 方程求解程序。流动控制方程<sup>[6]</sup>采用 ALE (Arbitrary Lagrangian-Eulerian) 方法描述 N-S 方程,网格可以任意运动和变形,在绝对坐标系下的积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} Q d\Omega + \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F}(Q, \mathbf{V}_{grid}) \cdot \mathbf{n} dS = \iint_{\partial\Omega} \mathbf{G}(Q) \cdot \mathbf{n} dS \quad (1)$$

式中:守恒变量  $Q = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E]^T$ ;  $\Omega$  为控制体,  $\partial\Omega$  为控制体单元的边界;  $\mathbf{V}_{grid}$  为网格运动速度;  $\mathbf{n}$  为控制体单元边界外法线方向向量;  $\mathbf{F}(Q)$  和  $\mathbf{G}(Q)$  分别为无粘通量项和粘性通量项。

对于方程(1),采用有限体积法对其进行数值求解,非定常时间导数项的离散采用双时间步长法,在虚拟时间步中的推进计算采用隐式 LUSGS 近似法,空间对流项采用 Roe 的通量差分来离散,黏性项则采用中心格式离散<sup>[7]</sup>。

### 1.2 数值模拟方法

假设翼型以一定速度水平飞行,突然受到一上

升气流作用(如图 1 所示<sup>[4]</sup>),则相当于翼型迎角( $\alpha$ )突然增加  $\Delta\alpha$ ,若直接对翼型赋予一个迎角突变的边界条件,计算过程中会出现数值振荡从而导致计算不稳定;同时该突变边界条件使翼型迎角发生突变,并且还会耦合产生一个俯仰角速度,此时计算得到并非单独的迎角变化的阶跃响应<sup>[8]</sup>。

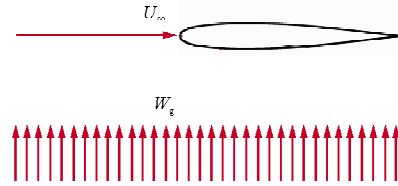


图 1 翼型遭遇阶跃阵风

Fig. 1 Airfoil encountering step gust

由于直接赋予翼型迎角突变的边界条件的缺陷,目前阵风响应的数值模拟一般采用“网格速度”思想:根据相对运动关系,若网格的速度为  $-W_g$ ,相当于在网格不动的情况下翼型受到大小为  $W_g$  的气流作用。通过在网格中添加“网格速度”,避免了俯仰角速度的产生,可以得到独立的阵风响应<sup>[7]</sup>。

### 1.3 刚体运动方程

飞行器作为刚体在空中运动,一般有六个自由度。相应的有六个动力学方程,其中三个描述平动,三个描述绕质心转动。另外,还有六个运动学方程,确定飞行器空间位置和姿态。飞行器坐标示意图如图 2 所示。 $x$  轴指向地平面某选定方向, $z$  轴铅垂向下, $y$  轴垂直  $xz$  平面,按右手定则确定方向。

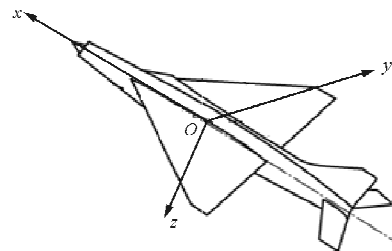


图 2 飞行器坐标示意图

Fig. 2 Schematic diagram of aircraft coordinate

惯性系下质心平动方程

$$\begin{cases} m\dot{v}_x = F_{xa}^i + F_{xe}^i + F_{xg}^i \\ m\dot{v}_y = F_{ya}^i + F_{ye}^i + F_{yg}^i \\ m\dot{v}_z = F_{za}^i + F_{ze}^i + F_{zg}^i \end{cases} \quad (2)$$

体系系下绕质心转动方程

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x^b = [\mathbf{M}_x^b + (\mathbf{I}_{yy}^b - \mathbf{I}_{zz}^b)\omega_y^b\omega_z^b]/\mathbf{I}_{xx}^b \\ \dot{\omega}_y^b = [\mathbf{M}_y^b + (\mathbf{I}_{zz}^b - \mathbf{I}_{xx}^b)\omega_x^b\omega_z^b]/\mathbf{I}_{yy}^b \\ \dot{\omega}_z^b = [\mathbf{M}_z^b + (\mathbf{I}_{xx}^b - \mathbf{I}_{yy}^b)\omega_x^b\omega_y^b]/\mathbf{I}_{zz}^b \end{cases} \quad (3)$$

空间位置

$$[\dot{x}^i \quad \dot{y}^i \quad \dot{z}^i]^T = \mathbf{R}_{B-I} [\dot{v}_x^b \quad \dot{v}_y^b \quad \dot{v}_z^b]^T \quad (4)$$

空间姿态

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\varphi\tan\theta & \cos\varphi\tan\theta \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi/\cos\theta & \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x^b \\ \omega_y^b \\ \omega_z^b \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中:  $m$  为质量;  $v$  为速度;  $F$  为力;  $\omega$  为角速度;  $M$  为外力矩;  $I$  为惯性矩; 通常  $\omega_x$ 、 $\omega_y$  和  $\omega_z$  用  $p$ 、 $q$  和  $r$  表示,  $v_x$ 、 $v_y$  和  $v_z$  用  $U$ 、 $V$  和  $W$  表示; 上标  $i$  和  $b$  分别表示惯性坐标系和体系系; 下标  $a$ 、 $e$ 、 $g$  分别为气动力、外力(发动机推力)、体积力;  $\mathbf{R}_{B-I}$  为体系系到惯性系转换矩阵, 详细表达式参见文献[9];  $\varphi$  为滚转角,  $\theta$  为俯仰角,  $\Psi$  为偏航角。

在求解刚体运动方程(2)~方程(5)时, 采用的线性四步 Adams 预估校正法的步骤为: 首先求解  $n$  时刻的流场, 得到气动力并传给预估步刚体运动方程, 求解  $n+1$  时刻飞行器空间位置和姿态, 再进行流场计算, 得到气动力并传给校正步刚体运动方程得到修正后的  $n+1$  时刻飞行状态量。如此反复, 直到仿真结束。因阵风对飞行器飞行速度和角速度带来较大影响, 进而引起飞行迎角和侧滑角变化, 本文通过  $n+1$  时刻质心位移增量和角度增量的变化来考虑速度和角速度变化对气动特性的影响。

## 2 飞行器尾涡中的气动响应

为了研究飞行器尾涡中的气动特性, R. Struijs 等<sup>[10]</sup>进行了相关的风洞实验: 仅有机身和机翼的 F29 模型(展长 1.36 m)以  $9^\circ$  迎角 ( $C_L = 1.15$ ) 固定在前方, 用来生成一对足够强的翼尖涡, SWIM 处于 F29 模型后方 13 倍展长处。风洞实验  $Ma=0.17$ ,  $Re=2.3 \times 10^5$ 。

采用改进 Lamb-Oseen 涡表达式, 使之更符合尾涡特性, 改进后的 Lamb-Oseen 涡表达式为

$$v(r) = v_m \alpha (r/r_c)^{-\gamma} [1 - e^{-\beta(r/r_c)^{1+\gamma}}] \quad (6)$$

式中:  $-e^{-\beta} + 1 + \frac{1}{\gamma}\beta + 1 = 0$ ,  $\alpha = \frac{1}{1 - e^{-\beta}}$ , 取  $\gamma = 0.5$ , 则  $\beta \approx 1.9$ ,  $\alpha \approx 1.18$ 。

SWIM 在涡旋场中被放置于多个位置, 选取其中五个位置(如图 3 所示)来捕捉模型在涡旋场中升力和滚转的极限状况, 分别对五个不同位置的气动参数进行 CFD 计算。F29 模型产生的翼尖涡参数及位置如表 1 所示。CFD 计算结果与风洞实验结果、文献[10]CFD 计算结果的对比, 如图 4 所示。

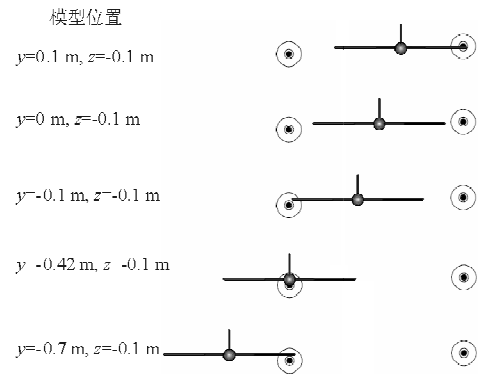


图 3 SWIM 处于尾涡中的算例位置(后视图)

Fig. 3 Example Locations of SWIM in trailing vortex(back view)

表 1 涡旋参数及位置

Table 1 Vortex parameter and location

涡旋	$v_m / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$r_c / \text{mm}$	$y_0 / \text{m}$	$z_0 / \text{m}$
左舷	21.0	5	-0.42	-0.126
右舷	21.0	5	0.39	-0.090

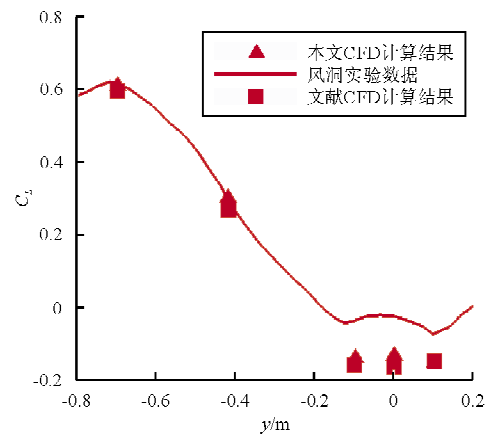


图 4 SWIM 升力响应特性

Fig. 4 Lift response characteristics of SWIM

从图 4 可以看出: SWIM 机翼采用 NA-CA4412 翼型,在  $0^\circ$ 迎角下的升力系数  $C_L=0.29$ ;当 SWIM 位于  $y=-0.7\text{ m}$ 时,左右翼面均承受垂直向上的动压,升力增加效果最为明显;当 SWIM 处于  $y=0.1\text{ m}$ 时,左右翼面均承受垂直向下的动压,升力降低效果最为明显。总之,在 SWIM 位于  $y=-0.7\text{ m}$ 和  $y=-0.42\text{ m}$ 时,本文和文献中的 CFD 计算所得升力系数与风洞实验结果符合较好;在 SWIM 位于  $y=-0.1\text{ m}$ 、 $y=0\text{ m}$ 和  $y=0.1\text{ m}$ 时,由于未考虑 SWIM 对尾涡的扰动效应,本文和文献中的 CFD 计算所得升力系数相较于风洞实验结果偏低。

对实际飞行而言,飞机进入尾涡时,滚转响应特性尤为重要。当 SWIM 处于  $y=-0.42\text{ m}$ 时,由于位于左舷涡旋中心,因此会承受最剧烈的滚转效应。本文和文献中的 CFD 计算所得滚转力矩系数与实验值整体趋势一致,大部分数值点符合较好(如图 5 所示),表明本文所使用的尾涡模型能够较准确地预测飞机在尾涡中的滚转响应特性。

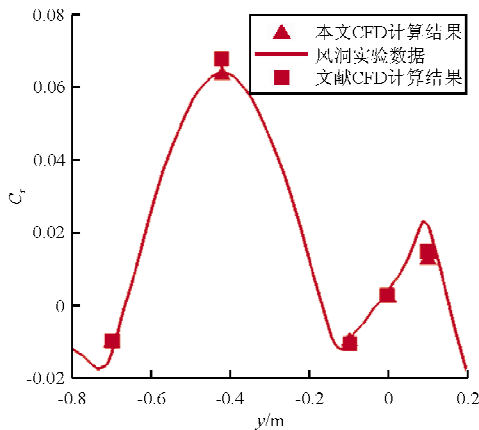


图 5 SWIM 滚转响应特性

Fig. 5 Rolling response characteristics of SWIM

### 3 SWIM 尾涡中的飞行模拟

为了研究尾涡对飞机飞行的危害性,数值模拟 SWIM 从右舷涡旋正上方  $10\text{ m}$ 处、以  $-5^\circ$ 的俯仰角俯冲进入尾涡场,迎角、侧滑角均为  $0$ ,如图 6 所示。取非常常计算步长为  $0.005\text{ s}$ ,总模拟时间为  $4\text{ s}$ ,其中  $0\sim 1.5\text{ s}$ 的内迭代步数为  $150$ , $1.5\sim 2.5\text{ s}$ 的内迭代步数为  $300$ , $2.5\sim 4\text{ s}$ 的内迭代步数为  $150$ 。

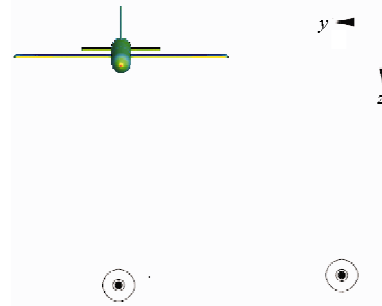


图 6 SWIM 俯冲穿越尾涡场(主视图)

Fig. 6 SWIM dive across the tailing vortex(front view)

飞行环境为  $2\ 800\text{ m}$ 高空处大气状况,飞行速度为  $56\text{ m/s}$ ,使 SWIM 的飞行马赫数、雷诺数与风洞实验状况相同。同时,假设尾涡不随时间耗散。SWIM 的质量参数如表 2 所示。

表 2 SWIM 力学参数

Table 2 Mechanical Parameters of SWIM

参 数	数 值
质量/kg	1.867 00
滚转惯性矩/( $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ )	0.004 24
俯仰惯性矩/( $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ )	0.042 17
偏航惯性矩/( $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ )	0.045 68

SWIM 速度响应曲线如图 7 所示。

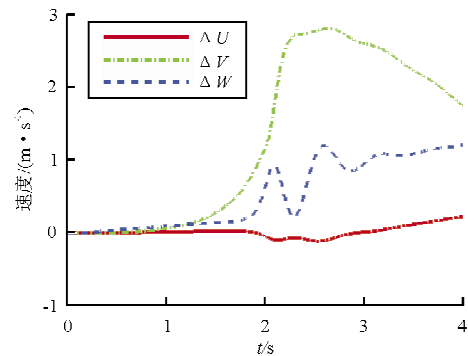


图 7 SWIM 速度响应曲线

Fig. 7 Velocity response curve of SWIM

SWIM 在涡旋场中的受力状况与在涡旋场中的位置密切相关,相对来说,距离涡旋中心越近,受力越明显。尾涡可近似认为是垂直阵风和侧向阵风的叠加,因此 SWIM 在尾涡中水平方向几乎不受力,水平速度增量  $\Delta U$  基本保持不变,与图 7 趋势一致。在  $0\sim 2\text{ s}$ 的时间内,SWIM 主要受右舷涡旋影响,越接近右舷涡旋中心,相应所受正向侧力越大,因此侧向速度增量  $\Delta V$  逐渐增大;在  $2\sim 4\text{ s}$ 的时间内,侧向位移增量超过  $0.39\text{ m}$ ,SWIM

主要受左舷涡旋影响,所受侧力由正向逐渐变为负向,因此侧向速度增量  $\Delta V$  逐渐减小,分析与图 7 趋势一致。SWIM 在涡旋场中飞行时,越接近漩涡中心,升力下降越明显,相应的垂直速度增量  $\Delta W$  在 0~2 s 内基本不变,在 2 s 左右接近漩涡中心时会快速增加,但是受俯仰角震荡的影响, $\Delta W$  也呈现出震荡增加的趋势。

SWIM 的位移响应曲线如图 8 所示。

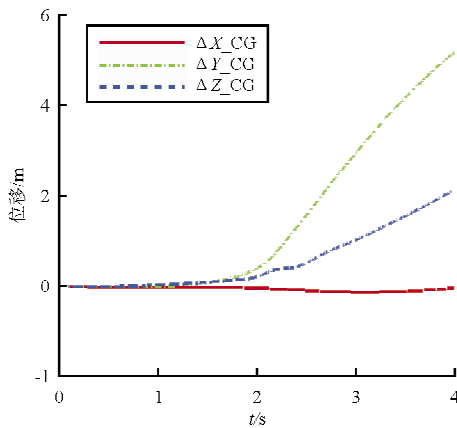


图 8 SWIM 位移响应曲线

Fig. 8 Displacement response curve of SWIM

由于 SWIM 的所受阻力基本不变,水平位移增量基本为 0。在 0~2 s 的时间里,SWIM 所受的侧力和升力变化较小,相应地  $y$  和  $z$  方向位移变化较小;在 2 s 左右,在逐渐接近尾涡中心的状况下,SWIM 受到较大侧力作用,且升力显著下降,在随后的 2 s 出现明显的侧向位移和下沉现象。总体来说,SWIM 从右舷涡旋上方开始俯冲,随后侧向速度逐渐增大,使 SWIM 横侧穿过涡旋场。

SWIM 的滚转角速度( $p$ )曲线如图 9 所示。

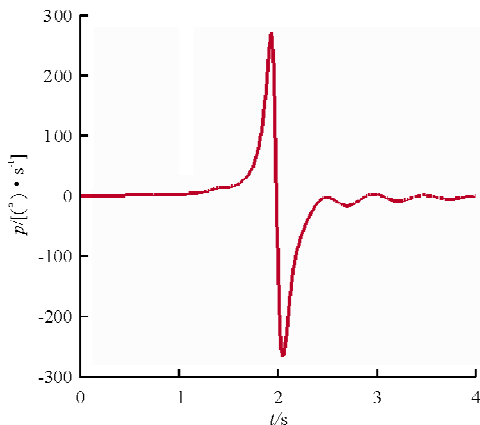


图 9 SWIM 滚转角速度响应曲线

Fig. 9 Roll angle velocity response curve of SWIM

SWIM 处于涡旋场中不同位置,作用在左右翼面的动压会逐渐变化,从而产生不同的滚转效应。当  $\Delta Z_{CG} < 0.39$  m 时,即在 0~2 s 的时间内,SWIM 主要受左舷涡旋产生的正向滚转效应, $p$  逐渐增大,在 2 s 左右达到最大正向角速度;当  $0.39 \text{ m} \leq \Delta Z_{CG} \leq 0.81$  m 时,SWIM 主要受到右舷涡旋的负向滚转效应, $p$  逐渐减小,并在 2.1 s 左右达到最大负向角速度;随后  $\Delta Z_{CG} > 0.81$  m 时,SWIM 受到右舷涡旋的正向滚转效应,同时随着逐渐远离漩涡中心,以及受本身横向静稳定力矩的作用, $p$  会快速衰减,直到模拟时间结束。相应的,SWIM 的滚转角在 0~2 s 一直增大,并在 2 s 左右达到最大角度;随后由于滚转角速度一直为负,滚转角一直减小,直到模拟时间结束,如图 10 所示。

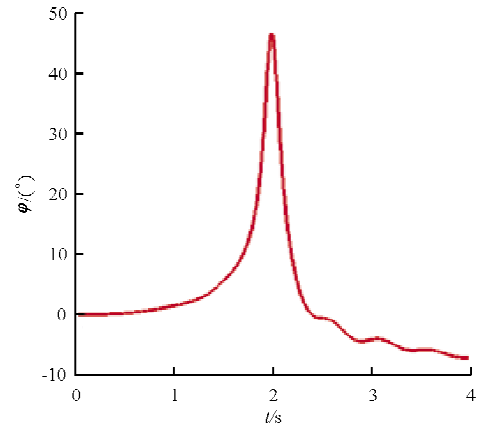


图 10 SWIM 滚转角响应曲线

Fig. 10 Roll angle response curve of SWIM

SWIM 的俯仰角速度( $q$ )和偏航角速度( $r$ )曲线如图 11 所示。

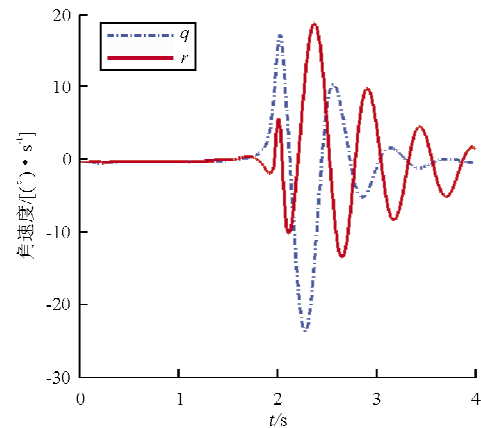


图 11 SWIM 俯仰角速度和偏航角速度响应曲线

Fig. 11 Pitch angle velocity and yaw angle velocity response curve of SWIM

在  $0\sim 2\text{ s}$  的时间里, SWIM 距离涡旋中心较远,  $q$  和  $r$  几乎为 0; 在  $2\text{ s}$  左右, SWIM 接近涡旋中心,  $q$  和  $r$  出现较大幅度的震荡; 随后 SWIM 远离涡旋中心,  $q$  和  $r$  呈现震荡衰减的趋势, 且  $q$  的衰减速度要快于  $r$ 。相应的, SWIM 的俯仰角和偏航角在  $0\sim 2\text{ s}$  内变化不大, 俯仰角和偏航角出现较为明显的震荡, 其响应曲线如图 12 所示。SWIM 进入尾涡后出现了抖动现象, 与实际飞行状况相似。

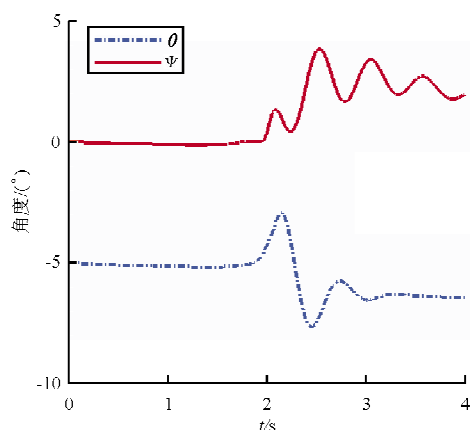


图 12 SWIM 俯仰角和偏航角响应曲线

Fig. 12 Pitch angle and yaw angle response curve of SWIM

## 4 结 论

(1) 通过“网格速度”的方法, 建立尾涡模型, 计算所得的 SWIM 尾涡中的气动特性与实验值符合较好。在求解非定常 N-S 方程中, 引入网格速度方法来计算阵风响应是可行的。

(2) 采用 CFD 技术计算飞行器阵风中的非定常气动参数, 同时与六自由度运动方程进行耦合, 成功地实现了飞行器阵风响应的 CFD-6DOF 仿真。

(3) 当小型飞机进入大型飞机后方较为强烈的尾涡区域时, 飞机将会经历姿态角抖动、轨迹下沉等飞行状态的改变, 甚至发生剧烈翻转等危险的情况。在小型飞机的飞行品质和安全性评估中, 应该充分考虑尾涡这种强烈阵风的影响效应。

### 参考文献

- [1] Parameswaran V, Baeder J D. Indicial aerodynamics in compressible flow-direct computational fluid dynamic calculations[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(1): 131-133.
- [2] Daniella E Raveh. Aerodynamic gust response in high angles of attack[C]. 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC

Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Boston, 2013.

- [3] 杨国伟, 王济康. CFD 结合降阶模型预测阵风响应[J]. 力学学报, 2008, 40(2): 145-153.  
Yang Guowei, Wang Jikang. Gust response prediction with CFD-based reduced order modeling[J]. Journal of Mechanics, 2008, 40(2): 145-153. (in Chinese)
- [4] 詹浩, 钱炜祺. 薄翼型阵风响应的数值模拟[J]. 航空学报, 2007, 28(3): 527-530.  
Zhan Hao, Qian Weiqi. Numerical simulation of gust response for thin airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(3): 527-530. (in Chinese)
- [5] Singh R, Baeder J D. Generalized moving gust response using CFD with application to airfoil-cortex interaction[C]. AIAA-97-2208, 1997.
- [6] 王刚. 复杂流动的网格技术及高效、高精度算法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.  
Wang Gang. New type of grid generation technique together with the high efficiency and high accuracy scheme researches for complex flow simulation[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)
- [7] 詹浩, 钱炜祺. 弹性机翼阵风响应数值计算方法[J]. 计算力学学报, 2009, 26(4): 270-275.  
Zhan Hao, Qian Weiqi. Numerical simulation on gust response of elastic wing[J]. Journal of Computational Mechanics, 2009, 26(4): 270-275. (in Chinese)
- [8] Vasudev Parameswaran, James D Baeder. Indicial aerodynamics in compressible flow-direct computational fluid dynamic calculations[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(1): 131-133.
- [9] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.  
Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Aviation aircraft flight dynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005. (in Chinese)
- [10] Struijs R, Jonville G, Darracq D. Inviscid computation of the effect of wake vortices on a scale-model airplane[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(1): 100-109.

### 作者简介:

李 仑(1989—), 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行器阵风响应与飞行动力学。

王 刚(1977—), 男, 副教授。主要研究方向: 流体力学、流固耦合力学。

索 谦(1989—), 男, 硕士研究生。主要研究方向: 旋转弹轨迹仿真。

叶正寅(1963—), 男, 博士, 教授, 博导。主要研究方向: 空气动力学、气动弹性力学。

(编辑: 赵毓梅)