

三维动态失速模型研究*

吕 超, 王同光

(南京航空航天大学 江苏省风力机设计高技术重点实验室,南京 210016)

(胡文瑞推荐)

摘要: 研究了一个等速上扬的三维直机翼的动态失速过程,并对失速现象的产生机理及发展过程给出定性的分析.通过与二维情况的对比,重点考察了三维情况下动态失速涡的产生、发展及在物面上的移动对失速性能的影响.在加深了对三维动态失速原理理解的基础上,建立了三维的动态失速模型,能较好地模拟三维动态失速下机翼的气动性能.

关键词: 非定常流动; 三维动态失速; 分离流; 涡运动

中图分类号: V211.1⁺5 **文献标志码:** A

DOI: 10.3879/j.issn.1000-0887.2011.04.001

引 言

动态失速是一种由于来流或迎角出现周期性或非周期性的非定常变化而影响翼型、机翼或者叶片气动性能的现象.风力机运行环境的非定常性尤其突出,因此动态失速在风力机运行过程中十分普遍.造成动态失速的原因,可能有以下几种:偏航运动、大气湍流、风剪切、大气边界层和塔影效应等.因此,动态失速的研究对风力机的空气动力学研究有重要的意义.动态失速的研究尤其是二维动态失速已取得了较为丰硕的成果.无论是通过实验的手段还是数值计算,二维动态失速的过程与机理已经较为清晰地得到揭示,并由此发展出很多可用于工程计算的数学模型,其中较为著名的有 Leishman-Beddoes 模型^[1-2]和 ONERA 模型^[3]等.虽然二维动态失速模型已经能用于工程中进行非定常气动性能的预测,但是即使是相对理想的二维模型也不能模拟三维特性.而三维情况下的动态失速现象,其复杂程度又大大超过了二维情况,显然也与实际情况更为接近,研究三维动态失速会面临更大的困难.

对于三维动态失速的理论和实验研究也取得了一些进展.Tang 等^[4]将半经验的 ONERA 理论模型扩展到三维流动的情形,应用于作俯仰运动的横截面为 NACA0012 翼型的小展弦比机翼,从动态失速实验数据中获得了计算模型所需参数.Coton 等^[5]研究了展弦比为 3 的有限展长机翼的动态失速现象,其上仰率保持恒定运动,上仰迎角超过失速的迎角,得了机翼表面 192 个位置的测压数据,并分析获得了动态失速时沿弦向和展向的动态失速特性信息.

* 收稿日期: 2011-01-25; 修订日期: 2011-02-23

基金项目: 国家 973 计划资助项目(2007CB714600)

作者简介: 吕超(1987—),男,江苏无锡人,硕士生(E-mail: hebevlvchao@sina.com);

王同光(1962—),男,山东蓬莱人,教授,博士,博士生导师,国家 973 计划项目首席科学家(联系人.Tel/Fax:+86-25-84896138;E-mail:tgwang@nuaa.edu.cn).

Spentzos 等^[6]用 CFD 的方法对不同的实验条件进行了一系列的计算,得到了较好的结果,一定程度上证明了求解 Navier-Stokes 方程的方法对于三维动态失速数值计算的可行性.尽管近年来 CFD 方法的进步和计算机计算能力的大幅提升,使应用全流场动态控制方程来研究和预测动态失速现象成为可能,但是三维动态失速的数值计算要用来作为日常设计的实用工具还差得很远,主要原因就是其计算过程需要大量的计算时间,而且转捩模型和湍流模型还需要改进.因此,风电工业和航空航天工业迫切需要发展和使用经验方法来快速进行动态特性计算.

综上所述,动态失速的经验或半经验的工程模型已经由于工程中快速计算的需求变得十分必要.然而,动态失速现象的极端复杂性导致要建立一个三维动态失速工程模型极其困难.本文通过分析一个动态运动中的三维直机翼的动态失速过程,来试图建立一个三维的动态失速模型.重点研究了二维与三维的异同,将三维流动与二维流动联系起来,即沿展向突出表现为三维的特性和中间截面偏向于二维的特性.所以,中间截面的模拟延续二维的建模方法,向两边翼尖延伸过程中加入三维的特征.

1 三维动态失速机理

图 1 给出了三维动态失速的流动显示拓扑图^[7].这里只显示了两种涡结构,即在前缘区域出现的动态失速涡和两边的叶尖涡.实际还存在第 3 种涡结构,也就是剪切层涡,即由于逆压梯度产生的尾缘分离形成的反方向回流导致的涡结构.这 3 种涡结构相互作用相互影响的过程非常复杂.而剪切层涡对动态失速涡的开始和发展影响相对于叶尖涡来说要小得多,本文重点关注的是动态失速涡的形成和发展,所以图中忽略了剪切层涡.

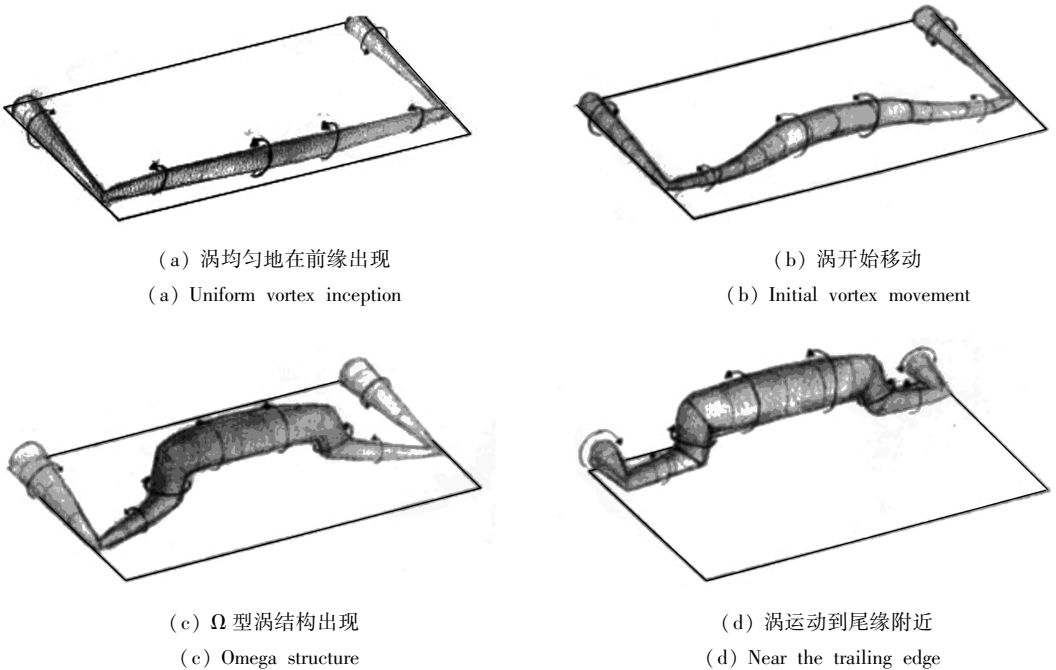


图 1 三维动态失速涡结构拓扑图

Fig. 1 The topology images for 3D dynamic stall vortex

在图 1(a)中,动态失速涡一开始几乎是均匀地在 $1/4$ 弦长处形成,形成后不断发展并为前缘增加吸力.这均匀的涡结构存在时间并不长,一旦尾缘分离出现后,很快就将出现明显的三维特征.

在图 1(b)中,中间截面附近的涡的强度开始变得比靠外侧的截面的涡的强度大,然后开始迅速地向尾缘移动。值得注意的是,中间部位的涡移动的比两边的要快。

在图 1(c)中,与此同时,由于两边靠近叶尖的涡速度比中间的慢,就存在一个被中间部位的涡和叶尖涡一起强行“拉”向下游而加速的过程,并且在这个过程中,中间部位的涡会从机翼表面分离,从而形成所谓的“ Ω ”型的涡结构。

在图 1(d)中,涡结构随后的移动非常复杂,沿展向不同截面以不同的速度向尾缘移动,最终又几乎同时一起从尾缘脱落。

2 三维动态失速模型的建立

对动态失速整个过程的模拟主要由 3 部分组成,分别为附着流模拟、分离流动的模拟以及动态失速涡的形成和发展的模拟。

2.1 附着流模拟

非定常附着流模拟是动态失速模型准确性的前提。本文仍用扰动时产生的阶跃气动响应来解决,即经典的阶跃响应方法^[1-2]。总的阶跃响应由两部分组成:1) 环量项,它很快增长到接近定常状态的值并保持稳定;2) 非环量项(即脉冲项),它开始时是脉冲的并且随时间迅速衰减。对于三维附着流动,不同的展向位置对应的法向力系数斜率不同,且均小于二维情况,越靠近两边翼尖的位置法向力系数的斜率相对越小。

2.2 分离流模拟

2.2.1 中间截面的准二维模拟

在非定常条件下,气流分离点位置通常会因为有效迎角的延迟或边界层分离的延迟而滞后。在本文中,有效迎角通过在原始迎角中引入延迟作用而得到:

$$\Delta\alpha'(S) = \Delta\alpha(S)(1 - e^{-S/T_\alpha}), \quad (1)$$

其中, T_α 为一时间延迟常数, α' 为延迟迎角, S 为无量纲时间, $S = 2Wt/c$, 表示以来流速度 W 经过的半弦长的个数来度量的时间, c 为弦长,

$$\begin{cases} \Delta\alpha'(S) = \alpha'(S) - \alpha'(S - \Delta S), \\ \Delta\alpha(S) = \alpha(S) - \alpha(S - \Delta S). \end{cases} \quad (2)$$

根据 Kirchhoff 流动理论^[8], 可得到:

$$f' = 4 \left[\sqrt{\frac{C_n}{C_{n\alpha}(\alpha' - \alpha_0)}} - \frac{1}{2} \right]^2, \quad (3)$$

至此,延迟分离点位置 f' 可根据延迟迎角 α' 由式(1)得到。

2.2.2 三维流动后缘分离的模拟

三维机翼绕流在后缘的分离情况较为复杂,越接近机翼两边,受机翼两边翼尖涡下洗影响越大,展向流动对分离的影响也越明显,导致中间的部位会先于两边分离,即分离点沿展向有一个延时。而因为有翼尖涡的下洗影响,导致中间截面的分离点比起真正的二维流动,要有一个因为下洗角的存在而引起的延时。这一延时效应在本文中表示为关于展弦比 λ 的一个简单的函数:

$$f'' = f' \left(1 + \frac{1}{k_0\lambda} \right), \quad (4)$$

其中 k_0 为常数,由非定常实验数据确定。

通过分析实验数据^[7],可给出下列简单的公式来表达机翼各个截面的分离点情况:

$$f_{3D}'' = f'' \left(1 + \frac{4}{3} \frac{x e^{2-x}}{\lambda} \right), \quad (5)$$

其中 x 是机翼某截面到中间截面的无量纲距离, $0 \leq x \leq 0.5$. 由式(5)可以看到, 展弦比越大, 这个延时越不明显, 这是符合三维气动规律的.

2.3 动态失速开始判据

2.3.1 中间截面准二维动态失速开始判据

尽管三维动态失速比二维的情况要复杂很多, 但是定性的来说, 两者的过程还是存在一定的相似性, 只是有了展向流动和叶尖涡的影响. 在三维机翼的中间截面, 动态失速的开始与发展与二维的翼型情况非常类似. 直到尾缘分离十分明显且占主导作用时, 机翼的三维效应才会变得明显起来. 所以, 工程模型中把中间截面的流动简化成准二维流动是可行的.

对于如风力机绕流这一低 Mach 数流动, 本文应用 Sheng 等^[9]提出的动态失速起始判据, 即当缩减俯仰率 r 小于一定的值 r_0 时, 动态失速开始的有效迎角随俯仰率线性增长.

$$\alpha_{cr} = \begin{cases} \alpha_{ds0}, & r \geq r_0, \\ \alpha_{ss} + (\alpha_{ds0} - \alpha_{ss}) \frac{r}{r_0}, & r < r_0, \end{cases} \quad (6)$$

式中, α_{ss} 为静态失速开始迎角, 参数 α_{ds0} , T_α , α_{ss} , r_0 对于不同翼型的取值不同, 由风洞试验给出.

在中间截面, 当满足下式时, 动态失速开始发生:

$$\alpha' \geq \alpha_{cr}. \quad (7)$$

2.3.2 三维动态失速开始判据

在之前拓扑图分析中提到, 根据对三维流动实验的分析与研究, 一开始前缘动态涡的出现是均匀的(图 1(a)), 最后脱落的过程也几乎是同时发生(图 1(d)), 而期间在物面上移动的过程非常复杂. 但是, 考虑到一开始出现的均匀动态失速涡只存在了很短一段时间, 其诱导的升力很小, 可以忽略不计. 随着涡向下游移动, 开始出现明显的三维效应. 中间部位的动态涡发展的比两边的要快, 涡的强度也更大, 形成一个 Ω 型的涡结构(图 1(b)和(c)). 可以预见, 中间截面将首先达到动态失速开始的标准, 然后依次向两边扩展.

基于中间截面的准二维假设, 当 $\alpha' = \alpha_{cr}$ 时, 中间截面开始动态失速, 然后依次向两边扩展, 由此可得到如下的经验公式:

$$\alpha_{cr,3D} = \alpha_{mid} + \Delta\alpha_{3D}, \quad (8)$$

其中, α_{mid} 是在中间截面的有效迎角 α' 等于 α_{cr} 时的三维机翼的几何迎角, 而 $\Delta\alpha_{3D}$ 可经验地表示为

$$\Delta\alpha_{3D} = \left[13x \frac{e^{5/2-\lambda^2 x}}{1 + (1/3)(\lambda/x)} \right] [25r \cdot e^{2.12 - (100/3)r}], \quad (9)$$

式中, $\Delta\alpha_{3D}$ 为沿展向的动态失速开始迎角相对于中间截面的延时, 由两部分相乘得到. 前半部分 $13x \left[\frac{e^{(5-\lambda^2)x/2}}{1 + (1/3)(\lambda/x)} \right]$ 是由展向位置到中间截面距离 x 和展弦比 λ 决定的展向延时影响; 后半部分 $25r \cdot e^{2.12 - (100/3)r}$ 是由缩减俯仰率决定的延时程度, r 越大, 延时的程度越大. 当俯仰率为 0 时, $\Delta\alpha_{3D}$ 即为 0, 符合静态的失速特征.

2.4 动态失速过程模拟

2.4.1 中间截面准二维动态失速模拟

动态失速开始后, 法向力的进一步增大, 表现为分离点进一步延迟:

$$\Delta f''(S) = \Delta f'(S) (1 - e^{-S/T_v}) . \tag{10}$$

一般来说,动态失速过程包含前缘动态失速涡的形成和其随后从机翼上表面分离并沿弦向向下游移动。在 Leishman-Beddoes 二维动态失速模型中,总的涡法向力系数 C_n^v 以指数形式随时间衰减,但与此同时又会有一个新的增量补充进来。该关于采样数 N 的采样系统可表示成如下的形式:

$$C_n^v(N) = C_n^v(N - 1) \exp\left(-\frac{\Delta S}{T_v}\right) + [C_v(N) - C_v(N - 1)] \exp\left(-\frac{\Delta S}{2T_v}\right) , \tag{11}$$

其中

$$C_v(N) = C_n^c(N) \left\{ 1 - \left[\frac{1 + \sqrt{f''(N)}}{2} \right]^2 \right\} m_v \frac{\tau_v}{\tau_{vl}} , \tag{12}$$

其中, τ_v 表示无量纲的涡时间参数,是用来记录涡移动时间的, $\tau_v = 0$ 表示动态失速开始时涡从翼型上表面发展到一定强度并开始分离向下游移动的时刻; $\tau_v = \tau_{vl}$ 表示涡到达后缘并即将脱落的时刻。涡衰减时间常数 T_v 和涡通过翼弦的时间常数 τ_{vl} 都可以由非正常实验数据得到。 m_v 与涡的强度有关,也由实验确定。

当前缘分离达到临界条件时,气动载荷会发生突然的变化。此刻涡开始沿弦线移动,在涡移动的过程中,涡的诱导力由式(11)和式(12)控制。当 $\tau_v = \tau_{vl}$ 时,涡到达翼型后缘并脱落进尾流中,涡法向力就终止累积。之后涡诱导升力迅速地衰减,这个过程在无量纲时间段 $\tau_{vl} \leq \tau \leq 2\tau_{vl}$ 中完成。

2.4.2 三维的动态失速涡

三维效应显现后,如何准确模拟三维的涡结构是本研究的重点之一。从图 1 中的流动拓扑分析中可看出,三维涡结构中间比两边的强度要大一些,从而导致涡诱导力在不同截面非常可观的变化。然而在物面流场和涡结构之间存在相互作用,而涡到物面的垂直距离在各个截面都不相同,这样会改变涡诱导从中间到两边递减的趋势,沿展向涡诱导力可能出现不连续的变化^[7]。

本文用一个变量 $K_{v,3D}$ 来控制沿展向的涡法向力增量 C_v 的大小,于是,涡诱导法向力系数表达为

$$C_{v,3D}(N) = C_n^c(N) \left\{ 1 - \left[\frac{1 + \sqrt{f''(N)}}{2} \right]^2 \right\} m_v \frac{\tau_v}{\tau_{vl}} K_{v,3D} , \tag{13}$$

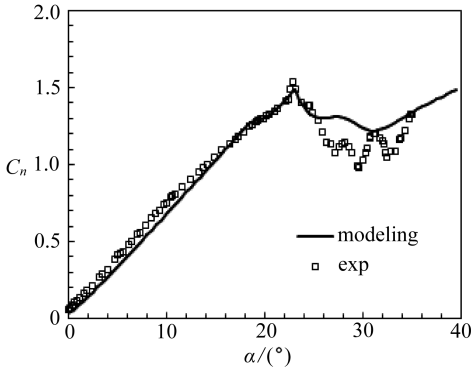
其中经验参数 $K_{v,3D}$ 的大小与涡离物面的垂直距离有关。

3 算例分析

3.1 验证算例 1

计算模型展弦比为 3, Mach 数为 0.16, 俯仰率为 $92.44^\circ/s$, 无量纲化后缩减俯仰率为 0.006 085。实验数据来自英国 Glasgow 大学的 Handley Page 风洞的三维直机翼等速上仰实验^[7]。计算结果与实验数据的对比如图 2 所示。

此算例动态失速模拟结果良好,尤其在小迎角和较大迎角时比较准确。在很大的迎角时,计算结果和实验数据误差较大,可见这个模型在涡移动时和脱落后的动态失速诱导模拟方面还需要进一步改进。尽管如此,对于一个工程模型来说,这样的计算结果是能够接受的。值得注意的是,本动态失速模型对动态失速的开始捕捉得非常准确。



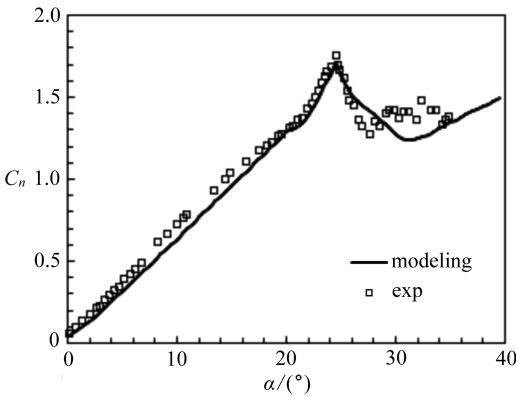
(a) 57% 截面处 ($x = 0.07$)

(a) 57% span ($x = 0.07$)

3.2 验证算例 2

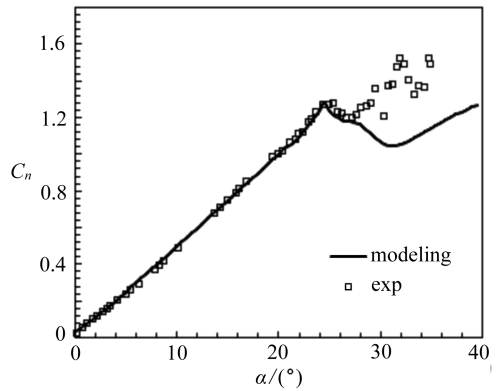
在算例 1 基础上,改变缩减俯仰率为 0.015 982. 计算结果和实验结果的对比如图 3 所示.

算例 2 的俯仰率很大,动态失速涡对法向力系数的提升十分明显. 本文的模型在整个迎角范围内与实验值相比都取得了比较好的结果. 由流动拓扑图可见,动态失速涡强度由中间向两边递减. 而另一方面, Ω 型涡结构上各个点到物面的垂直距离沿展向是不同的. 在涡强度和涡离翼面垂直距离两种因素的综合作用下,涡诱导力沿展向出现不连续的变化. 这一现象在图 2 和图 3 的实验数据中都得到印证,即 $x = 0.18$ 的位置的法向力系数值比 $x = 0.07$ 和



(b) 68% 截面处 ($x = 0.18$)

(b) 68% span ($x = 0.18$)



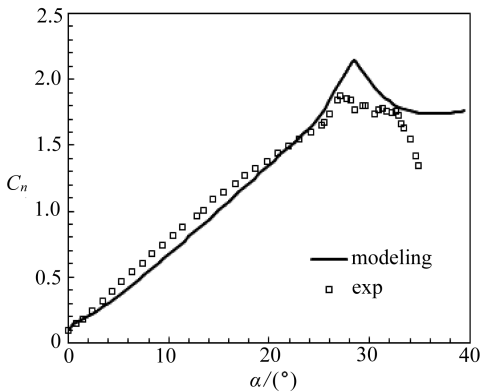
(c) 80% 截面处 ($x = 0.3$)

(c) 80% span ($x = 0.3$)

图 2 算例 1 模型计算结果与实验值的比较

Fig. 2 Comparison of calculation of example 1 and the experiment

$x = 0.3$ 位置的大. 本文的三维动态失速模型准确地再现了这个由 Ω 型涡结构导致的涡诱导力的这一特殊变化.



(a) 57% 截面处 ($x = 0.07$)

(a) 57% span ($x = 0.07$)

3.3 验证算例 3

Tang 等^[4]用扩展成三维的 ONERA 模型模拟了一个截面为 NACA0012 翼型的小展弦比机翼俯仰运动的非定常流动,并与实验数据进行了比较. 本算例选取其中在 $15^\circ \sim 27^\circ$ 作俯仰运动时的升力系数 C_l 进行模拟. 缩减频率为 0.35, 展弦比为 2, 计算截面为 75% 截面. 本文的计算结果、Tang 的计算结果和实验结果的对比如图 4 所示.

用本文的计算方法所得的结果与实验结果符合较好,整体上甚至比 Tang 的结果更好. 对迟滞环的模拟和实验相比还是存在着一定的误差,但是考虑到

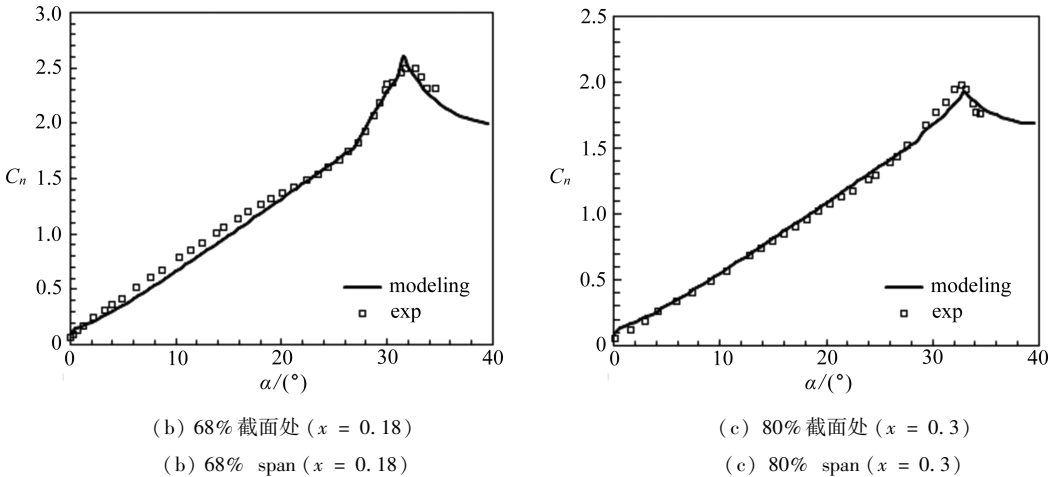


图3 算例2 模型计算结果与实验值的比较

Fig.3 Comparison of calculation of example 2 and the experiment

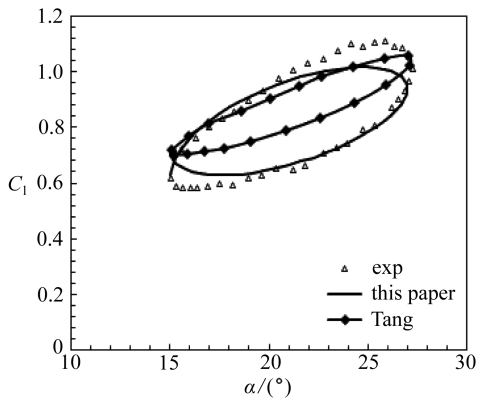


图4 计算结果和实验结果对比图

Fig.4 Comparison of calculations with experiment for the pitching wing

三维动态失速模拟的难度,这样的计算结果还是令人满意的。

4 结 论

本文基于三维动态失速的机理,通过适当的经验假设将机翼展向三维动态失速涡的产生、发展和移动与中间截面的准二维气动特性联系起来,建立了半经验的三维动态失速模型.本文模型的模拟结果与三维动态失速实验数据吻合较好.当然,本模型还有很多地方需要改进,尤其是在涉及到大迎角的情况时.这一改进只能通过大量实验数据的支持和对机翼或者叶片动态效应理论的进一步研究来实现。

参考文献:

[1] Leishman J G. Practical modeling of unsteady airfoil behaviour in nominally attached two-dimensional compressible flow[R]. UM-AERO-87-6. USA: University of Maryland, 1987.

[2] Leishman J G, Beddoes T S. A semi-empirical model for dynamic stall[J], *Journal of the American Helicopter Society*, 1989, 34(3):3-17.

- [3] Petot D. Differential equation modeling of dynamic stall [J]. *La Recherche Aerospatiale (English Edition)*, 1989, (5): 59-72.
- [4] Tang D M, Dowell E H. Experimental investigation of three-dimensional dynamic stall model oscillating in pitch[J]. *Journal of Aircraft*, 1995, **32**(5): 163-186.
- [5] Coton F N, Galbraith R A McD. An experimental study of dynamic stall on a finite wing[J]. *The Aeronautical Journal*, 1999, **103**(1023): 229-236.
- [6] Spentzos A, Barakos G N, Badcock K J, Richards B E, Coton F N, Galbraith R A McD. Computational fluid dynamic study of three-dimensional dynamic stall of various platform shapes[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, **44**(4): 1118-1128.
- [7] Ferrechia A. Analysis of Three Dimensional Dynamic Stall[D]. PhD Thesis. Glasgow: Dissertation submitted to the faculty of engineering, University of Glasgow, 2000.
- [8] Bisplinghoff R L, Ashley H, Halfman R L. *Aeroelasticity*[M]. New York: Dover Publications, Inc, 1996.
- [9] Sheng W, Galbraith R A McD, Coton F N. A modified dynamic stall model for low mach numbers[R]. AIAA- 2007-0626, AIAA, 2007.

Modelling of Three-Dimensional Dynamic Stall

LÜ Chao, WANG Tong-guang

(*Jiangsu Key Laboratory of Hi-Tech Research for Wind Turbine Design, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, P. R. China*)

Abstract: The dynamic stall process in three-dimensional (3D) case on a rectangular wing undergoing a constant rate ramp-up motion was introduced to provide qualitative analysis about the onset and development of the phenomenon of the stall. Subsequently, on the base of having enhanced the understanding of the mechanism of the dynamic stall, a 3D dynamic stall model was constructed with the emphasis of the onset, growth and the convection of dynamic stall vortex on the 3D wing surface. The results show that this engineering dynamic stall model can simulate the 3D unsteady aerodynamic performance appropriately.

Key words: unsteady flow; 3D dynamic stall; separation flow; vortex motion