

文章编号: 1000-4750(2015)03-0203-09

风力机翼型动态失速气动特性仿真

刘 雄¹, 梁 湿², 陈 严¹, 张石强², 陈 淳²

(1. 汕头大学工学院, 汕头 515063; 2. 中材科技风电叶片股份有限公司, 北京 100092)

摘 要: 基于 Beddoes-Leishman(B-L)半经验动态失速模型, 从附着流、分离流和动态涡三个方面阐述了风力机翼型在动态失速情况下非定常气动系数计算方法。在此基础上根据风力机翼型工作时的实际特点对原 B-L 模型中分离流和动态涡气动系数的计算进行了改进, 并将模型扩充到适用于全范围攻角的动态失速计算。利用所编制的程序仿真了风力机翼型 S809 和 NACA4415 动态失速下的升力、阻力和力矩系数。计算结果与实验数据吻合良好。改进模型与原 B-L 模型计算结果的对比表明, 改进后的模型提高了对非定常气动系数计算的精确性和适用区间, 能更好地预测动态失速气动力的变化。

关键词: 风力机; 空气动力学; 翼型; 动态失速; Beddoes-Leishman 模型

中图分类号: TK83 文献标志码: A doi: 10.6052/j.issn.1000-4750.2014.03.0165

DYNAMIC STALL SIMULATION OF WIND TURBINE AIRFOILS

LIU Xiong¹, LIANG Shi², CHEN Yan¹, ZHANG Shi-qiang², CHEN Chun²

(1. School of Engineering, Shantou University, Shantou 515063, China; 2. Sinomatch Wind Power Blade Co., Ltd., Beijing 100092, China)

Abstract: Based on the Beddoes-Leishman (B-L) semi-empirical dynamic stall model, the dynamic stall characteristics of wind turbine airfoils were studied through the analysis of attached flows, separated flows and dynamic vortices. According to the operating conditions of wind turbine airfoils, the method for evaluating dynamic stall coefficients associated with the separated flows and dynamic vortices in the B-L model was amended. The amended model was also extended to produce transient aerodynamic force coefficients over the entire range of possible angles of attack. The lift, drag and pitch moment coefficients of wind turbine airfoils S809 and NACA 4415 during dynamic stall were calculated. The simulation results showed good agreement with experimental data. Compared with the original B-L model, the present model shows considerable improvements in accuracy when predicting the transient aerodynamic force coefficients and is capable of producing better dynamic stall estimations.

Key words: wind turbine; aerodynamics; airfoil; dynamic stall; Beddoes-Leishman model

在水平轴风力机中, 叶片是其最关键的部件之一^[1], 叶片翼型的气动性能对整个风力机的运行和使用寿命起着决定性的作用^[2-3]。而目前由静态理论计算得到的载荷只有动态实测值的 50%~70%^[4],

因此有必要建立更加精确的动态气动载荷分析程序。对动态失速等非定常气动特性的精确建模是风力机动态气动载荷分析的前提^[5-6]。动态失速是指当翼型进行俯仰振荡运动时, 其失速攻角比翼型静

收稿日期: 2014-03-07; 修改日期: 2014-07-10

基金项目: 国家自然科学基金项目(51276106); 教育部高等学校博士点科研基金项目(20124402110005); 教育部科学技术研究重点项目(212130); 国家高技术研究发展计划(863 计划)项目(2012AA051302)

通讯作者: 梁 湿(1987-), 男, 湖南人, 工程师, 工学硕士, 主要从事风能利用研究(E-mail: liangshi@sinomablade.com.cn).

作者简介: 刘 雄(1975-), 男, 湖南人, 教授, 博士, 博导, 主要从事风能利用研究(E-mail: lx@stu.edu.cn);

陈 严(1964-), 男, 湖南人, 教授, 博士, 博导, 主要从事风能利用研究(E-mail: ychen@stu.edu.cn);

张石强(1981-), 男, 重庆人, 工程师, 博士, 主要从事风能利用研究(shiqiang.zhang@sinomablade.com.cn);

陈 淳(1969-), 男, 安徽人, 高工, 硕士, 主要从事风能利用研究(chenchun@sinomablade.com.cn).

止时的失速攻角要大,且翼型空气动力特性随攻角变化的曲线出现迟滞的现象^[7]。此时的气动力系数特性与稳态数据会出现明显的偏差,极大地增加风力机的动态载荷和输出功率,从而对风力机的结构载荷设计产生严重影响。在现代风力机的设计中,设计者也开始意识到对翼型的失速运行的深入了解非常重要,深入研究翼型动态失速特性对改进翼型设计和提高风力机的气动效率也有十分重要的意义^[8]。

动态失速理论模型的研究起始于20世纪50年代,第一个解释模型是Boeing-Vertol模型^[9]。该模型建立动态失速和静态失速攻角的关系,基于该关系计算翼型的动态攻角并由静态气动数据插值得到动态气动力系数。Tran和Petot于1981年提出了ONERA模型,该模型采用三阶微分方程描述各气动力系数^[10]。其后,Beddoes和Leishman建立了Beddoes-Leishman(B-L)动态失速模型。该模型综合考虑了附着流的流动延迟效应和流动分离的所带来的影响。由于最初针对直升机的转子动力学,因此模型包含了与马赫数有关的非定常附着流的表达,以及相当复杂的表达流动延迟的方程^[11]。其后所提出的Oye模型则忽略了附着流的瞬态效应,引入静态等效附着程度的一阶滤波器来表示动态失速^[12]。以上模型中实用性较强的为半经验的ONERA模型和B-L模型。B-L模型由于更多地考虑了运动翼型的绕流物理特性,能更好地模拟翼型动态失速特性,因而被广泛采用。部分实验室和研究机构在B-L模型的基础上也发展了各自的简化模型或进行相关修正用于动态气动特性的计算^[13-16]。

随着风力机向大型化、柔性化和变桨距方向发展,要求有更加精确的模型来计算其在非定常工况下的气动特性。本文在B-L模型的基础上,考虑风力机翼型工作时的实际特点,通过对有关气动力系数计算方法的改进来仿真风力机翼型在动态失速下的气动力系数。对实际风力机翼型S809和NACA 4415的动态失速气动特性进行了计算,并与实验数据进行了对比。

1 B-L模型及其改进

B-L模型是由Beddoes T S和Leishman J G建立的对二维叶片进行动态气动计算的较为成熟的模型^[11]。模型根据动态气流的影响分为附着流、分离流和动态涡三个过程,不同的过程用不同的方程

来描述。模型采用固定在翼型上的坐标系,气动力系数分量是法向力系数 C_N (垂直于弦长方向)和切向力系数 C_T (弦长方向)。而定常的气动力数据通常是以升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 的方式提供(下面分别以上标st表示静态气动数据,dy表示动态气动数据),因此首先要将其变换到翼型坐标系中^[5]。图1与式(1)分别为坐标转换关系及公式。

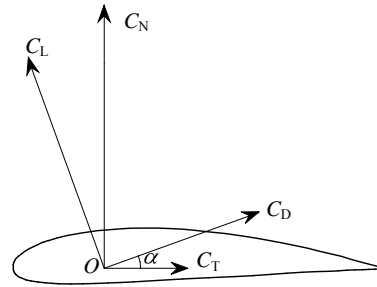


图1 翼型的两种坐标系

Fig.1 Coordinate systems for the airfoil

$$\begin{cases} C_N = C_D \sin \alpha + C_L \cos \alpha \\ C_T = C_D \cos \alpha - C_L \sin \alpha \end{cases} \quad (1)$$

下面将分别从附着流、分离流和动态涡三个方面来描述B-L模型。

1.1 附着流

准确模拟附着流的气动特性是求解非定常气动力的前提条件,附着流可通过阶跃响应的叠加来模拟。总的阶跃响应对法向力的影响由两部分组成:一是非环流项,用 C_N^I 来表示,它开始时是脉冲的并且随时间迅速衰减;二是环流项,用 C_N^C 来表示,它很快增长到接近定常状态的值并保持稳定^[16]。非环流项和环流项都可用递推的方法计算得到,附着流情况下,总的法向力系数是由环流和非环流两部分组成,即:

$$C_N^{\text{pot}} = C_N^C + C_N^I \quad (2)$$

切向力可以用如下公式得到^[11]:

$$C_T^{\text{pot}} = C_N^{\text{pot}} \tan \alpha_E \approx C_{N\alpha}(M) \alpha_E^2 \quad (3)$$

式中, α_E 为去除尾流影响后的攻角。

由非环流引起的力矩系数变化可由下式计算:

$$\Delta C_M^I = \left[-\frac{1}{M} \phi'_\alpha(S, M) \right] \Delta \alpha \quad (4)$$

1.2 分离流

1.2.1 前缘分离

确定并表示出前缘发生分离的条件对模拟动态失速非常重要。分析静态的翼型实验数据,可得到一个静态的临界值 $C_N = C_{N_L}$,该值对应于前缘分

离开始时的临界压力,这样就可以确定失速开始的范围。对于非定常情况即为附着流下总的法向力系数 C_N^{pot} , 非定常情况下随攻角变化的法向力系数 $C_N(t)$ 有滞后效应,同样与 $C_N(t)$ 有关的前缘压力也有滞后效应^[16]。为了得到分离时的有效攻角,需要考虑由于压力响应滞后而引起的攻角偏移。模型采用一阶延迟方程描述压力响应滞后对法向力的影响:

$$\frac{dC'_N}{dS} = \frac{C_N - C'_N}{T_p} \quad (5)$$

因此,当 $C'_N(t) > C_{NL}$ 时,前缘分离或激波引起的分离开始;而如果已经进入了失速计算,那么 $C'_N(t) > C_{NL}$ 也可以作为判断流体重新附着的标准。

由滞后的法向力系数 C'_N 可得到此时与之对应的有效攻角:

$$\alpha' = \frac{C'_N}{C_{N\alpha}(M)} + \alpha_0 \quad (6)$$

式中, α_0 为 $C_N=0$ 时的攻角。

1.2.2 后缘分离

对风力机而言,如果使用动态翼型数据,后缘分离被认为是最重要的现象^[17]。与后缘分离有关的环流损失会引起升力、阻力和俯仰力矩系数的非线性特性。后缘分离引起的翼型非线性气动特性可用基尔霍夫(Kirchhoff)模型来模拟。

$$C_N^{st}(\alpha) = C_{N\alpha}(\alpha - \alpha_0) \left(\frac{1 + \sqrt{f^{st}(\alpha)}}{2} \right)^2 \quad (7a)$$

$$C_T^{st}(\alpha) = C_{N\alpha}(\alpha - \alpha_0) \tan(\alpha) \sqrt{f^{st}(\alpha)} \quad (7b)$$

式中, f 是与攻角有关的分离点位置,在翼型表面可以用 $f=x/c$ ($f=0$ 时完全分离, $f=1$ 时为完全吸附)来表示,其中 x 是分离点到前缘的距离, c 是弦长,如图 2 所示^[14]:

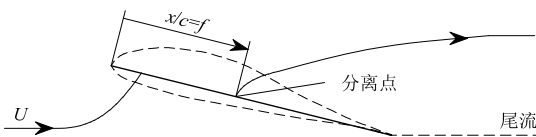


图2 Kirchhoff 流中平板分离流的后缘分离点位置

Fig.2 The trailing edge separation point f defined in the Kirchhoff flow past a fiat plate

通过反求式(7)就可得到攻角和流动分离点的关系式(以 f_N 表示法向, f_T 表示切向):

$$f_N^{st} = \left[2 \sqrt{\frac{C_N^{st}(\alpha)}{C_{N\alpha}(\alpha - \alpha_0)}} - 1 \right]^2 \quad (8a)$$

$$f_T^{st} = \left[\frac{C_T^{st}}{C_{N\alpha}(\alpha - \alpha_0) \tan(\alpha)} \right]^2 \quad (8b)$$

对大部分翼型来说,在小攻角情况下通过式(8a)计算得到的静态法向分离点 f_N^{st} 与通过式(8b)计算得到的静态切向分离点 f_T^{st} 相差不大。再通过指数函数来拟合法向分离点和切向分离点对攻角的函数关系后所得到的曲线基本上是一致的。因此在原 B-L 模型中,分离点是通过式(8a)计算得到,再通过分段指数函数拟合得到分离点 f 随攻角 α 的变化关系,而不再计算切向分离点,并在以后的计算中通过拟合得到的曲线关系来计算有效分离点,具体参考文献[11,18]等。

但通过研究发现,这种方法对运行攻角范围比较广的风力机翼型来说,通过拟合得到的分离点再利用式(7)反求得到的法向力和切向力系数在稳态情况下就与原始数据不能很好的吻合。经过分析得出主要由以下几个方面原因引起:其一是通过分段指数函数拟合的分离点曲线不能完全反映分离点的大小及变化趋势,尤其是要同时反映法向分离点和切向分离点,通过指数函数拟合来表示分离点 f 与攻角 α 的曲线丢失了一些重要的特征;其二是这种方法有时不易找到满意的表达式并只在一定的攻角范围内有效^[19],对不同翼型在不同雷诺数下的曲线需要分别拟合,费时费力;其三是分离点虽然在物理意义上表示气流分离的程度,但计算得到的法向分离点和切向分离点之间毕竟存在差别,不足以用同一个变量来反映。基于以上原因,本文分别计算法向分离点和切向分离点来用于法向力和切向力的计算,并在计算出特定攻角下各自的分离点后,存储成与攻角对应的值,采用查询表格的形式,由攻角分别得出法向分离点和切向分离点,其他分离点通过在这些分离点之间线性插值来得到。这既能得到比较精确的结果又省去了曲线拟合的工作,还增强了程序的通用性。

此外,上述由式(8)计算得到的分离点经过平方后都是正值,但实际上存在某些攻角需要负的分离点才能重新得到之前的气动力系数。这种由于平方而引起分离点负号丢失的现象也会极大的影响气动力系数的计算。为了消除这种影响引入符号函数 sign 做如下改进,改进后的分离点计算公式为:

$$f_N^{st} = t_N^2 \text{sign}(t_N) \quad (9a)$$

$$f_T^{st} = t_T^2 \text{sign}(t_T) \quad (9b)$$

式中:

$$t_N = 2\sqrt{\frac{C_N^{st}(\alpha)}{C_{N\alpha}(\alpha - \alpha_0)} - 1};$$

$$t_T = \frac{C_T^{st}(\alpha)}{C_{N\alpha}(\alpha - \alpha_0)\tan(\alpha)}.$$

图3为S809翼型在雷诺数为 1.0×10^6 时通过改进后的公式计算得到的法向和切向分离点,图中同时给出了原B-L模型采用的分离点拟合曲线。可以看出,拟合曲线在 $0^\circ \sim 20^\circ$ 攻角范围内虽然反映了分离点的变化趋势,但数值相差比较大,精度比较低。在 20° 攻角后则没有反映出分离点的变化特点,只是大体接近。总的来说,分离点拟合曲线既没有反映出法向分离点随攻角先减小后又有增大的变化趋势,也没有反映切向分离点有负值的特点。另外从图中还可以看出,对于S809翼型,法向分离点和切向分离点的差别比较大,最大偏差达120%。因此利用法向分离点来计算切向力系数会引起较大的误差。

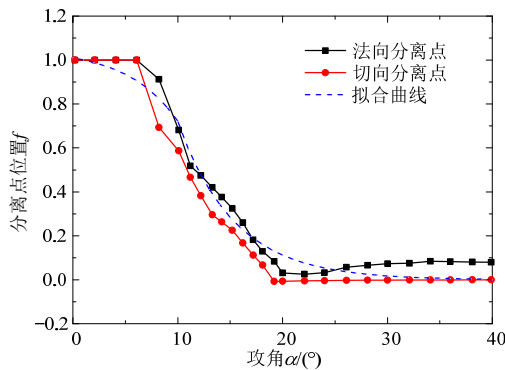


图3 S809翼型在雷诺数为 1.0×10^6 时的静态分离点
Fig.3 Static separation point of S809 airfoil at $Re = 1.0 \times 10^6$

图4则显示了通过原B-L模型采用的分离点拟合曲线和本文的分离点计算方法分别反求得到的法向力和切向力。结合图3可以看出,通过原B-L模型拟合分离点反求的法向力和切向力只在小于 15° 攻角范围即翼型气动力系数线性变化区域内与原始数据吻合较好,大于这个攻角范围后则不能反映原始气动力的变化趋势,且偏差较大;此外,由于原B-L模型中分离点全为正值,在切向力的计算中无法反映出负值的特点。

通过式(9)得到分离点后,将式(6)得到的有效攻角在法向分离点和切向分离点对攻角的表格中通过查表线性插值,就可以得到有效分离点 f_N' 和 f_T' 。然后通过对 f' 的一阶延迟来产生最终的非常尾迹动态分离点 f'' ,其方程可表示为:

$$\frac{df''}{dS} = \frac{f' - f''}{T_f} \quad (10)$$

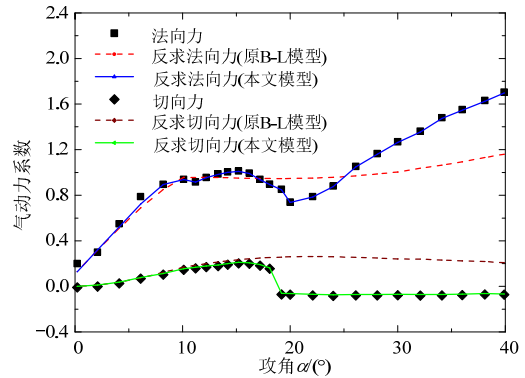


图4 S809翼型通过分离点反求得到的气动力
Fig.4 Reproduced aerodynamic forces using separation point location of S809

式(7)中气动力系数的计算是针对定常情况的,考虑到非定常并结合之前分离点的修正,在计算出动态分离点 f'' 后,用动态分离点来修正非定常情况下附着流总的法向力和切向力即可得到对应的后缘分离非线性法向力系数 C_N^f 和切向力系数 C_T^f 。最终用于计算分离流气动力系数的公式为:

$$C_N^f(\alpha) = C_N^{\text{pot}} \left(\frac{1 + \sqrt{|f_N''|} \text{sign}(f_N'')}{2} \right)^2 \quad (11a)$$

$$C_T^f(\alpha) = C_T^{\text{pot}} \sqrt{|f_T''|} \text{sign}(f_T'') \quad (11b)$$

图5显示了S809翼型在作正弦规律俯仰运动时(图中 $\omega = (2V_k)/c$, k 为衰减频率, c 为弦长)由各静态分离点得到的动态分离点曲线。动态分离点曲线的回路是引起翼型动态失速气动力系数出现迟滞现象的主要原因,其大小及变化趋势直接影响翼型非定常气动力系数的计算。图中可以看出原B-L模型所采用的拟合曲线计算得到的动态分离点与实际的法向和切向动态分离点曲线差别很大,势必影响到动态气动力的计算精度。从后面的仿真结果可以验证改进后的分离点计算方法有效地提高了模型的计算精度。

对由后缘气流分离引起的非线性力矩系数 C_M^f ,由Kirchhoff理论不能直接得出,与分离点 f 随攻角 α 的变化关系类似,在原B-L模型中是通过分离点和力矩系数的多项式拟合来实现的。这种通过曲线拟合的方法同样只在一定的范围内适用,并且需要多段曲线组合,超出范围后拟合出的曲线与实际数据之间的偏差很大。本文采用文献[20]提出的通过动态攻角 α'' 的方法来确定非常力矩系

数, 具体思路是: 首先将静态条件下的攻角和相应的力矩系数存储成对应的表格, 然后通过式(6)计算得到有效攻角 α' , 然后在有效攻角的基础上得到动态攻角 α'' , 最后通过动态攻角 α'' 在静态条件下攻角与相应力矩系数存储成的表格中插值得到动态力矩系数 C_M^f 。其中动态攻角 α'' 的计算类似于式(10)动态分离点的计算, 通过对有效攻角 α' 的一阶延迟来得到, 其方程可表示为:

$$\frac{d\alpha''}{dS} = \frac{\alpha' - \alpha''}{T_\alpha} \quad (12)$$

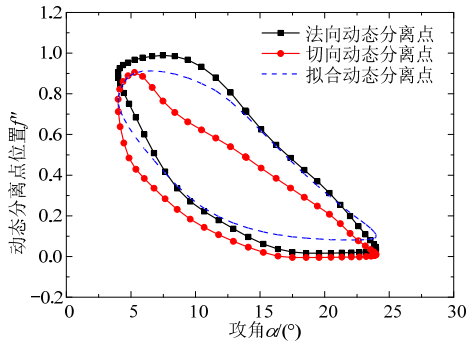


图5 S809翼型的动态分离点
($\alpha = 14 + 10\sin(\omega t), k = 0.1, M = 0.08$)

Fig.5 The transient separation point of S809 airfoil
($\alpha = 14 + 10\sin(\omega t), k = 0.1, M = 0.08$)

1.3 动态涡

模型使用涡流升力来描述涡流的产生和分离对升力的影响, 涡法向力系数的增量 c_v 由非定常环流法向力和由 Kirchhoff 理论近似得到的非定常法向力的差值决定, 即:

$$c_v = C_N^C - C_N^f \quad (13)$$

总的涡法向力系数 C_N^v 随时间按指数规律递减, 但同时也被新的涡流补充, 因此涡流升力的变化规律可以表示为:

$$\frac{dC_N^v}{dS} = \frac{dc_v - C_N^v}{T_v} \quad (14)$$

在涡产生、向后缘移动直至脱落进尾流的过程中, 翼型的压力中心随着涡的弦向位置的变化而变化, 当涡到达翼型后缘时, 压力中心的变化达到最大值。分析大量与动态失速有关的实验数据, 压力中心与 1/4 弦长处的距离可用经验公式表示如下:

$$CP_v = 0.2 \left(1 - \cos \left(\frac{\pi \tau_v}{T_{vl}} \right) \right) \quad (15)$$

其中, τ_v 是无量纲时间参数 ($\tau_v = 0$ 时动态失速涡从翼型上表面开始分离, $\tau_v = T_{vl}$ 时涡到达翼型后缘)。

由于压力中心后移而导致的对 1/4 弦长处的俯仰力矩增量为:

$$C_M^v = -CP_v \cdot C_N^v \quad (16)$$

在原 B-L 模型中, 并没有指出涡流对切向力的影响, 但根据文献[15,19]的研究, 涡流对切向力也有影响, 特别是在大攻角情况下比较明显, 涡流对切向力的影响在此表示为:

$$C_T^v = C_N^v \cdot \alpha' \cdot (1 - \tau_v) \quad (17)$$

以上式(5)、式(10)、式(12)、式(14)和式(15)中, T_P 、 T_f 、 T_α 、 T_v 、 T_{vl} 为经验时间常数, 是基于大量实验数据得到的, 在有关 B-L 模型的相关论文中有它们的推荐值^[11,20](T_P 、 T_f 、 T_α 、 T_v 、 T_{vl} 的推荐值分别为 1.7、3.0、0.3、6.0、11.0), 这些推荐值对所有翼型来说一般都能得到较理想的结果; 另外瑞典航空研究所(FFA)基于 B-L 模型理论采用移动渐近线法(MMA)对多种翼型在不同衰减频率下的时间常数进行了优化并得到了它们对应的优化值, 也可用于计算, 具体可参考文献[21]。

综上所述, 发生动态失速时, 总的非定常动态法向力系数、切向力系数和力矩系数可表示为:

$$C_N^{dy} = C_N^f + C_N^v \quad (18)$$

$$C_T^{dy} = C_T^f + C_T^v \quad (19)$$

$$C_M^{dy} = C_M^f + C_M^v + C_M^L \quad (20)$$

得到翼型坐标下的非定常气动力系数 C_N^{dy} 和 C_T^{dy} 后, 将其投影到垂直和平行于风速的方向上, 加上零升力攻角对应下的阻力系数 C_{D0} , 就可以得到非定常动态升力系数 C_L^{dy} 和阻力系数 C_D^{dy} 。

$$\begin{cases} C_L^{dy} = C_N^{dy} \cos \alpha - C_T^{dy} \sin \alpha \\ C_D^{dy} = C_N^{dy} \sin \alpha + C_T^{dy} \cos \alpha + C_{D0} \end{cases} \quad (21)$$

2 模型扩展

在原 B-L 模型中, 只考虑了大约从 $-10^\circ \sim 30^\circ$ 的攻角范围。但实际上风力机运行时的攻角远远超过这个范围, 在设计时, 需要考虑从 $-180^\circ \sim 180^\circ$ 的全范围攻角以计算各种不同工况下的载荷。这就需要模型进行改进, 以使模型适用于全范围攻角。虽然以上通过查表插值的方式可在全范围攻角内计算, 但目前还缺乏大攻角区间的翼型气动数据, 静态的气动数据也是通过平板理论扩展至 90° , 然后对 90° 以外的攻角以 90° 为轴缩放和映射而来的^[8]。根据一般翼型空气动力特性与绕翼型的流动, 按攻角大小一般可以划分为附着流 ($-10^\circ \sim 10^\circ$)、失速区

(10°~30°)和深失速区(30°~90°)三个流动区^[7]。因此,类似于静态气动数据的扩展,将攻角扩展至±90°以外。对于±90°以外的攻角,其气动数据按照修改后的攻角进行计算,修改后的攻角 α_m 定义如下^[19]:

$$\begin{cases} \alpha_m = \alpha & , |\alpha| \leq 90^\circ \\ \alpha_m = 180^\circ - \alpha & , \alpha > 90^\circ \\ \alpha_m = -180^\circ - \alpha & , \alpha < -90^\circ \end{cases} \quad (26)$$

这里, α 为当前的攻角, α_m 为修改后用于计算的攻角。

3 算例

基于改进的 B-L 模型,编写出计算程序,对风力机翼型 S809 和 NACA4415 的升力系数、阻力系数及力矩系数进行了仿真。为了使仿真结果与实验数据进行对比,计算中的一些初始化参数(如弦长、风速、衰减频率等)采用与风洞实验时相同的参数,这里用的实验数据为俄亥俄州立大学(OSU)所进行的风洞实验数据^[22-24]。计算中使攻角以正弦规律振荡,即 $\alpha = \alpha_{\text{mean}} + \alpha_{\text{amp}} \sin(\omega t)$ 。

图 6 和图 7 显示了 S809 翼型在不同工况下采用原 B-L 模型与改进 B-L 模型分别仿真得到的结果与实验数据的对比。图中可以看出改进前后的模型都较好的反映了动态失速过程中气动力的变化趋势,其中改进后的模型仿真结果与实验数据吻合程度更好,准确地预测了动态失速过程中关键攻角处气动力的变化。而原 B-L 模型由于对分离点和力矩系数是通过曲线拟合的方式来计算的,因此仿真结果曲线变化比较平稳,对关键攻角处气动力的变化表现不明显,尤其是阻力系数。此外,在大攻角时原 B-L 模型没有考虑涡流对切向力的影响,使得计算出的阻力系数比改进后的模型及实验数据低。不过改进后的 B-L 模型在两种工况下 25°攻角附近也都低估了动态涡流引起的气动力变化,没有预测到气动力的极值。在流动分离区域判断气流是否重新附着较实验数据提前,较早的进入了附着流。这导致从分离流进入附着流时,仿真得到的气动力比实验数据大,且大衰减频率下的现象比小衰减频率下的现象更明显。

图 8 和图 9 为 NACA4415 翼型的仿真结果与实验数据的对比,同样可以看出改进后的 B-L 模型仿真得的结果较原 B-L 模型与实验数据更接近,迟滞回路更吻合,关键点处的变化趋势更明显,特别是阻力系数。存在的问题是改进 B-L 模型同样没有准

确预测到动态涡的作用大小以及由附着流进入分离流再回到附着流不是特别准确。

总的来说,改进 B-L 模型较原 B-L 模型更好地反映了动态失速过程中气动力的变化趋势,且随着衰减频率的不断减小,振荡角速度越来越小而趋于静态,仿真得到的结果也越来越与实验数据一致。在非正常情况下时,升力系数和力矩系数除了由于涡流建立和脱落而引起气动数据的突变没有准确的预测到,其他情况下都较好地预测了其变化。而阻力系数没有很好地反映动态失速过程中的迟滞现象,在低攻角区间比实验数据明显,高攻角区间则比实验数据稍弱。另外,在高攻角区间内,预测的阻力系数较实验数据偏低。

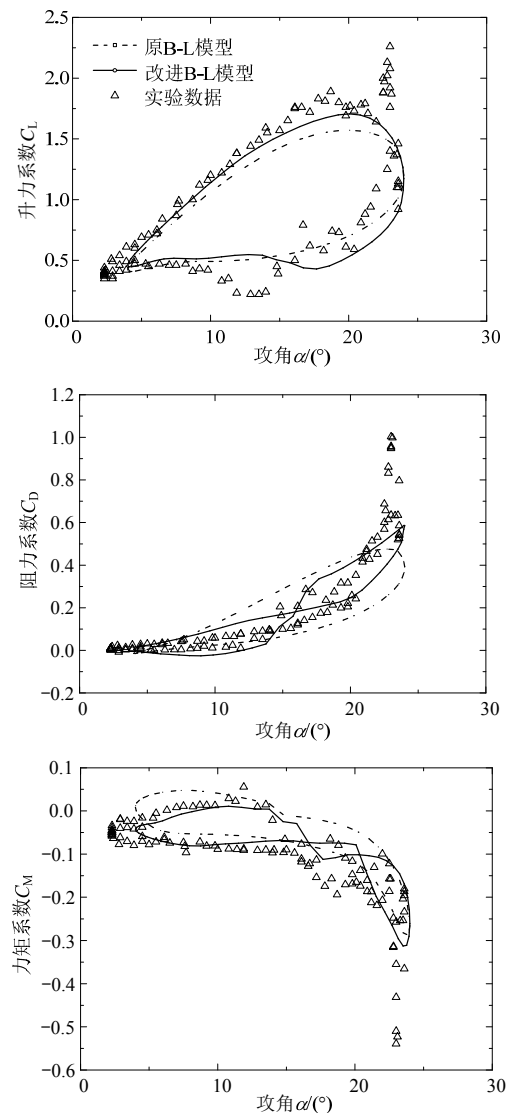


图 6 S809 翼型的动态气动力仿真结果与实验数据的对比 ($\alpha = 14 + 10 \sin(\omega t)$, $k = 0.1$, $M = 0.08$)

Fig.6 Transient aerodynamic forces of S809 airfoil ($\alpha = 14 + 10 \sin(\omega t)$, $k = 0.1$, $M = 0.08$)

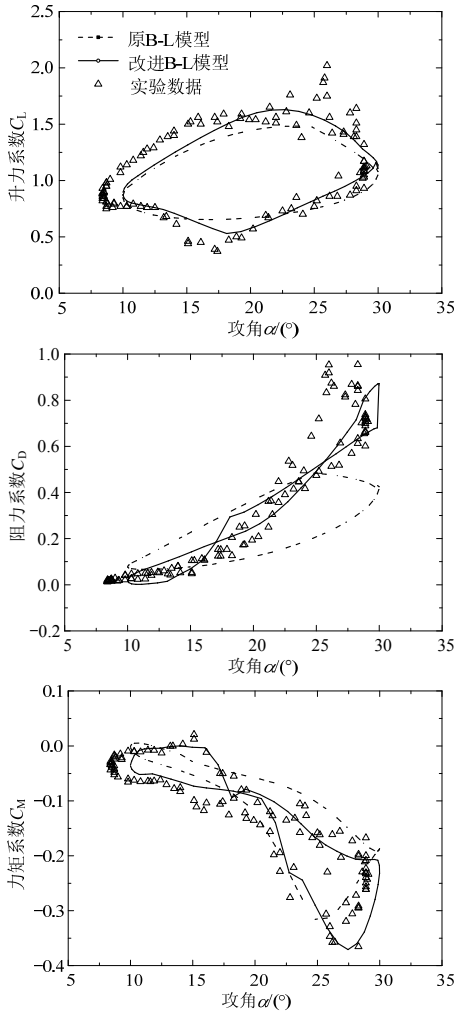


图7 S809翼型的动态气动力仿真结果与实验数据的对比 ($\alpha = 20 + 10\sin(\omega t), k = 0.078, M = 0.1$)

Fig.7 Transient aerodynamic forces of S809 airfoil ($\alpha = 20 + 10\sin(\omega t), k = 0.078, M = 0.1$)

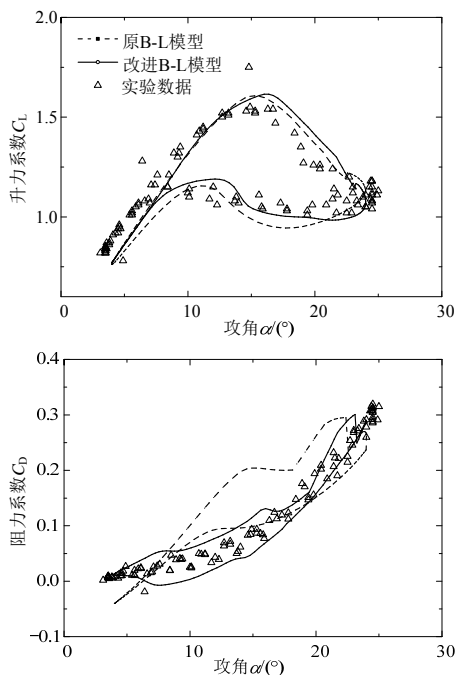


图8 NACA4415翼型的动态气动力仿真结果与实验数据的对比 ($\alpha = 14 + 10\sin(\omega t), k = 0.0287, M = 0.08$)

Fig.8 Transient aerodynamic forces of NACA4415 airfoil ($\alpha = 14 + 10\sin(\omega t), k = 0.0287, M = 0.08$)

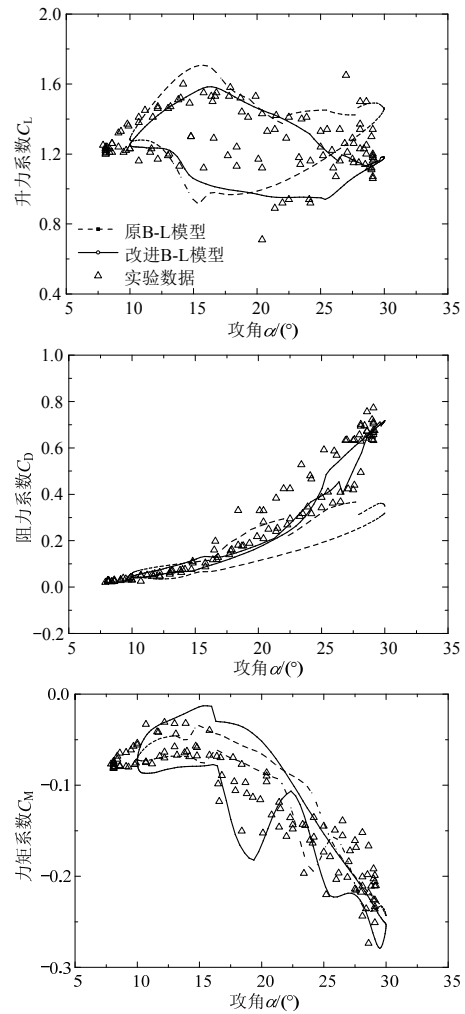


图9 NACA4415翼型的动态气动力仿真结果与实验数据的对比 ($\alpha = 20 + 10\sin(\omega t), k = 0.03, M = 0.09$)

Fig.9 Transient aerodynamic forces of NACA4415 airfoil ($\alpha = 20 + 10\sin(\omega t), k = 0.03, M = 0.09$)

扩展后的模型可以在全攻角范围内仿真翼型的动态气动特性，图 10 显示了 S809 翼型在 $k=0.078、M=0.1$ 下，平均攻角分别为 $\pm 20^\circ、\pm 80^\circ$ 和 $\pm 140^\circ$ ，幅值为 10° 时仿真所得的数据与静态数据的

对比。从图中可以看出, 仿真得到的动态气动力系数与静态气动力系数存在明显的偏差, 因此在风力机的设计阶段, 需要充分考虑动态失速对气动载荷计算的影响, 以正确反映其生命周期内的工作载荷。

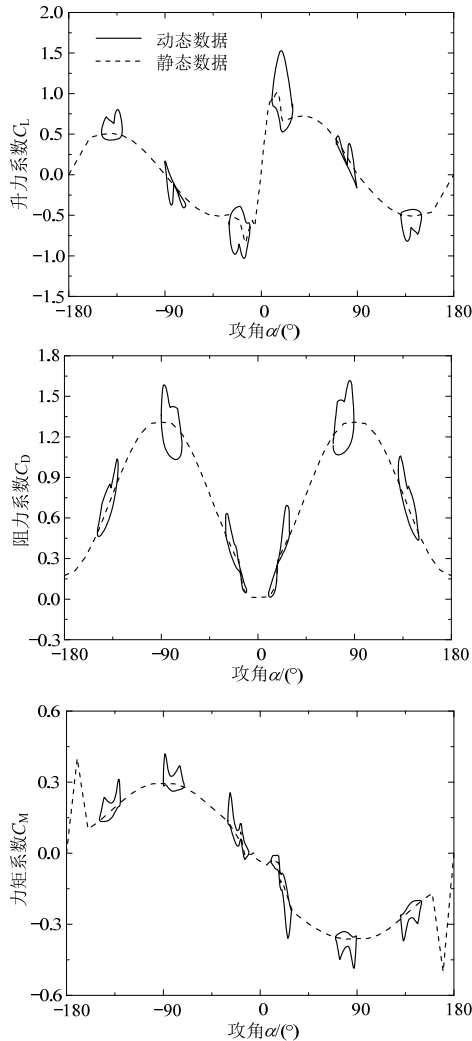


图 10 S809 翼型的动态与静态气动力数据对比, 动态数据来自 $k=0.078, M=0.1$

Fig.10 Transient ($k=0.078, M=0.1$) and static aerodynamic forces of S809 airfoil

4 结论

(1) 基于 B-L 模型, 考虑风力机翼型的实际工作特点对模型进行了改进和扩展, 特别是对分离点和动态攻角的改进减小了数据拟合处理的工作量, 提高了模型计算的精确性和适用范围; 考虑了涡流对切向力的影响, 使得大攻角情况切向力的模拟与实验数据更接近; 并以 $\pm 90^\circ$ 攻角为轴映射得到修正后的攻角, 使得模型适用于全攻角范围下的计算。

(2) 以 S809 和 NACA4415 翼型为例, 仿真了

翼型在不同平均攻角、幅值、衰减频率和马赫数下的动态升力、阻力以及力矩系数, 与实验数据及原 B-L 模型计算结果进行了对比分析, 结果表明模型能较好地预测动态失速非定常气动力的变化。改进模型相比原 B-L 模型, 性能有了明显的提升, 同样也适用其他翼型的仿真计算。

(3) 风力机工作时, 叶片翼型的攻角是动态变化的, 所产生的动态气动力与静态气动力具有明显的偏差, 因此在载荷仿真过程中, 需要充分考虑动态失速的影响。

参考文献:

- [1] 张旭, 邢静忠. 叶片局部损伤对大型水平轴风力机静态动态特性影响的仿真分析[J]. 工程力学, 2013, 30(2): 406—412.
Zhang Xu, Xing Jingzhong. Simulation analysis on the effect of local damage of blade on static and dynamic characteristics for large horizontal axis wind turbine [J]. Engineering Mechanics, 2013, 30(2): 406—412. (in Chinese)
- [2] 陈旭, 郝辉, 田杰, 杜朝辉. 水平轴风力机翼型动态失速特性的数值研究[J]. 太阳能学报, 2003, 24(6): 735—740.
Chen Xu, Hao Hui, Tian Jie, Du Zhaohui. Investigation on airfoil dynamic stall of horizontal axis wind turbine [J]. Acta Energetica Solaris Sinica, 2003, 24(6): 735—740. (in Chinese)
- [3] 金鑫, 何玉林, 刘桦. 基于 Pitt-Peters 理论的风力发电机振动分析[J]. 工程力学, 2008, 25(7): 28—34.
Jin Xin, He Yulin, Liu Hua. Vibration analysis of wind turbine based on Pitt-Peters theory [J]. Engineering Mechanics, 2008, 25(7): 28—34. (in Chinese)
- [4] 胡丹梅. 水平轴风力机尾迹气动特性研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2006.
Hu Danmei. Study on horizontal-axis wind turbine wake aerodynamics [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2006. (in Chinese)
- [5] 刘雄, 张宪民, 陈严, 叶枝全. 基于 Beddoes-Leishman 动态失速模型的水平轴风力机动态气动载荷计算方法[J]. 太阳能学报, 2008, 29(12): 1449—1455.
Liu Xiong, Zhang Xianmin, Chen Yan, Ye Zhiquan. Transient aerodynamic load prediction of horizontal axis wind turbine based on the Beddoes-Leishman model [J]. Acta Energetica Solaris Sinica, 2008, 29(12): 1449—1455. (in Chinese)
- [6] Liu X, Zhang X, Li G, Chen Y, Ye Z. Dynamic response analysis of the rotating blade of horizontal axis wind turbine [J]. Wind Engineering, 2010, 34(5): 543—560.
- [7] 贺德馨. 风工程与工业空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006: 144—145, 106.

- He Dexin. Wind engineering and industrial aerodynamics [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 144—145, 106. (in Chinese)
- [8] Spera D A. Wind turbine technology [M]. 2nd ed. New York: ASME Press, 2009: 351—360.
- [9] Tarzanin F J. Prediction of control loads due to blade stall [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1972, 17(2): 33—46.
- [10] Tran C T, Petot D. Semi-empirical model for the dynamic stall of airfoils in view of the application to the calculation of response of a helicopter blade in forward flight [J]. Vertica, 1981, 5(1): 35—53.
- [11] 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.
- [12] Øye S. Dynamic stall simulated as time lag of separation [R]. Denmark: Department of Fluid Mechanics, Technical University of Denmark, 1991.
- [13] Larsen J W, Nielsen S R K, Krenk S. Dynamic stall model for wind turbine airfoils [J]. Journal of Fluids and Structures, 2007, 23(7): 959—982.
- [14] Hansen M H, Gaunaa M, Madsen H A. A Beddoes-Leishman type dynamic stall model in state-space and indicial formulations [R]. Denmark: RisØ National laboratory [RisØ-r-1354], 2004.
- [15] Björck A. DYNSTALL: subroutine package with a dynamic stall model [R]. Sweden: The Aeronautical Research Institute of Sweden [FFAP-V-110], 2000.
- [16] 伍艳, 谢华, 王同光. 风力机叶片的非定常气动特性计算方法的改进[J]. 工程力学, 2008, 25(10): 54—59.
Wu Yan, Xie Hua, Wang Tongguang. Modification of calculating unsteady aerodynamic characteristics of wind turbine blades [J]. Engineering mechanics, 2008, 25(10): 54—59. (in Chinese)
- [17] Hansen M O L. Aerodynamics of wind turbines [M]. 2nd ed. London: Earthscan, 2008: 95—96.
- [18] Gupta S, Leishman J G. Dynamic stall modeling of the S809 airfoil and comparison with experiments [J]. Wind Energy, 2006, 9(6): 521—547.
- [19] Pierce K G. Wind turbine load prediction using the Beddoes-Leishman model for unsteady aerodynamics and dynamic stall [D]. Salt Lake: The University of Utah, 1996.
- [20] Minnema J E. Pitching moment predictions on wind turbine blades using the Beddoes-Leishman model for unsteady aerodynamic and dynamic stall [D]. Salt Lake: The University of Utah, 1998.
- [21] Mert M. Optimization of semi-empirical parameters in the FFA-Beddoes dynamic stall model [R]. Sweden: The Aeronautical Research Institute of Sweden [FFA TN 1999-37], 1999.
- [22] Ramsay R R, Hoffmann M J, Gregorek G M. Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on the S809 Airfoil [R]. Columbus: The Ohio State University [NREL/TP-442-7817], 1999.
- [23] Ramsay R R, Hoffmann M J, Gregorek G M. Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on the NACA4415 Airfoil [R]. Columbus: The Ohio State University [NREL/TP-442-7815], 1999.
- [24] National Wind Technology Center. OSU wind-tunnel test Data [DB]. http://wind.nrel.gov/airfoils/OSU_data/data/, 2000.