

大机动飞行时旋翼翼型的动态失速模型

刘勇 陈琨 张呈林

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016)

摘要:基于Beddoes-Leishman(B-L)动态失速模型,对前缘涡的分离条件和位置进行了修正,并采用了量纲为一的时间参数对前缘涡的累积和涡的移动在时间尺度上做更合理的建模,建立了涡位置和涡增量的关系,另外,改进了气流的再附着条件。算例表明采用修正后的B-L动态失速模型,能够有效地改善低马赫数下垂直力系数和力矩系数突变的临界点和峰值,而且改进了一般修正模型对气流再附着段的判断,有助于提高直升机在大机动飞行时旋翼大交变载荷的计算准确性。

关键词:直升机大机动飞行; Beddoes-Leishman 模型; 动态失速

中图分类号: V211.52 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-2615(2011)03-0330-05

Dynamic Stall Model for High Maneuvering Flight of Helicopters

Liu Yong, Chen Kun, Zhang Chenglin

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory,
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A modified method based on the Beddoes-Leishman dynamic stall model is presented. Modifications include a new stall-onset criterion. The method improves the position and separation conditions of the leading edge vortex, and establishes the relationship between vortex's position and accumulation through dimensionless time parameter. The reattachment boundary condition is also modified. The examples show an effective modification of the original model, which makes the model feasible while analyzing the high maneuvering flight condition of rotor.

Key words: high maneuvering flight of helicopters; Beddoes-Leishman model; dynamic stall

直升机在飞行过程中,由于来流速度的影响,旋翼在后行桨叶上会产生大迎角引起的失速区,前行桨叶上会出现激波诱导前缘分离而引起的失速区。由于旋翼桨叶翼型剖面迎角随方位角发生周期性的变化,所以旋翼是处于非定常的气动环境中,一旦旋翼在飞行过程中产生了失速区域,桨叶以及自动倾斜器上就可能会因为桨叶剖面的动态失速特性而出现很高的交变振动载荷,很大程度上限制了旋翼负载能力以及直升机高速状态的包线范围。深入地理解动态失速特性有利于研究如何提高旋翼性能,更精确地预测旋翼气动力,或进行旋翼初始设计和失速颤振计算。旋翼前飞时的失速区如图1所示^[1]。

国内外关于二维翼型的动态失速理论一直在不断地发展,应用领域也在不断地扩展,从直升机旋翼气动力计算到风力机叶轮性能和载荷计算等等。其中Beddoes-Leishman动态失速模型由于模型形式简洁,计算精度高被广泛应用于直升机旋翼的气动力计算中^[1-2],Beddoes和Leishman经过不断地修改和完善,使得B-L模型能够完整地模拟翼型动态失速,包括前缘分离发生、前缘涡的产生、涡的累积、涡的移动到彻底气流分离,然后气流再附着这一整个动态过程。不过此模型在马赫数为0.3~0.8这个范围时计算效果最好,即适用于直升机正常飞行时,旋翼一般的气动环境,当直升机在做较大机动动作的时候,旋翼桨叶剖面前缘涡的

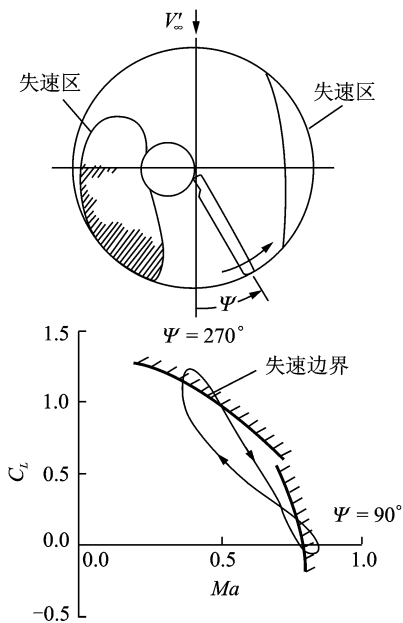


图1 旋翼失速区示意图

发生时间推迟,其产生的诱导升力累积速度较快,累积量较大,旋翼上则表现为产生更大的交变载荷,这时使用原始的B-L模型计算动态失速将无法准确预测到桨叶上可能出现的极大的载荷。如图2所示的NASA/Army NH-60A气动载荷飞行试验中出现的两个动态失速的飞行状态^[3],可以发现在水平中速前飞时(对应编号:飞行9017)旋翼就已经发生动态失速,不过旋翼桨叶剖面基本还是处于B-L模型参数可用范围内,但是当大机动飞行(对应编号:飞行11029)时,旋翼上的载荷变化趋势与中速水平前飞时类似,可是旋翼失速区的马赫数普遍较低,在编号为飞行11029的拉起机动中,前进比从0.349降到0.296,当直升机前进比最低为0.296时,即使是旋翼后行桨叶剖面70%位置处的来流马赫数也只有0.23左右,而这个时候是旋翼后行桨叶非定常动态失速最强烈的时候,旋翼上的载荷峰

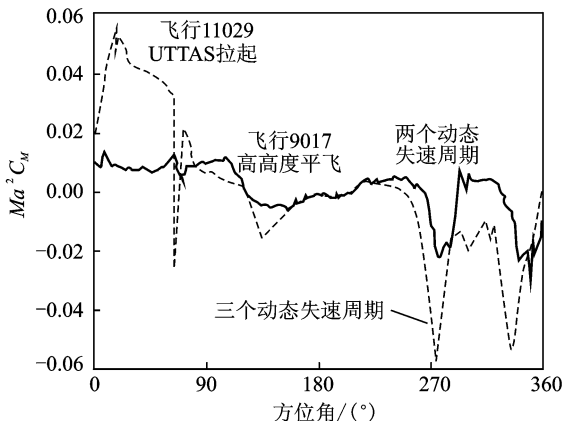


图2 高高度平飞(飞行9017)和拉起机动(飞行11029)实测对比

值也变得相当的大,这 and 低马赫数动态失速的特性是吻合的,即有必要对B-L模型进行扩展修正,能够更好地预测旋翼上可能出现的高载荷区。

为了修正低速动态失速模型,Sheng等人对动态失速状态下翼型剖面的各个气动参数列出图表进行详细分析^[4-5],从中提取出翼型动态失速的临界点。还有其他研究者就此问题在原始模型基础上提出了各自的失速判定准则,如Evans和Mort的E-M准则,还有Niven等人^[6]论文中使用Beddoes模型的 T_p 时间常数和E-M的结合准则,国内也有相关研究,谭剑锋在B-L模型的基础上进一步推迟涡升力^[7],模拟低速动态失速过程。本文在B-LB模型的基础上,结合E-M准则和Sheng等人的失速判据,更新了原B-L模型的失速判断,并进一步改进了前缘涡增量模型,达到较好的计算效果。

1 动态失速模型的适用范围扩展修正

首先简单介绍B-L动态失速模型^[8],当非定常气动垂直力($C'_N > C_{N1}$)时,前缘分离开始,前缘涡开始移动其诱导升力开始不断地累积,直到完全分离。涡升力累积量用 C_{v_n} 表示为

$$C_{v_n} = C_{N_n}^C (1 - K_{N_n}) \quad (1)$$

其中

$$K_{N_n} = (1 + \sqrt{f''_n})^2 / 4 \quad (2)$$

在涡升力 C_{v_n} 不断以上述增量累积的同时,总的积累的涡升力以指数函数衰减,相应的递推算法为

$$C_{v_{N_n}} = C_{v_{N_{n-1}}} \exp\left(-\frac{\Delta S}{T_v}\right) + (C_{v_n} - C_{v_{n-1}}) \exp\left(-\frac{\Delta S}{2T_v}\right) \quad (3)$$

式(3)表明:升力的变化率不大的时候,涡升力的积累和衰减量相差也不大,当升力变化率趋近于零的时候,翼型特性就和静态非定常失速时一样。

涡升力在一边积累的同时,其升力中心还在一边沿着翼型的弦向向流动方向移动,这个过程一直持续,直到涡移动到后缘,最后离开翼型表面。

当马赫数在0.3~0.8的时候,原B-L模型能够很好地模拟动态失速过程,但是当马赫数较低的时候,对于失速点发生的时间,以及失速后翼型能达到的最大法向力系数和实验数据有较大的误差。

本文在不修改原模型动态失速判断准则的前提下,从以下3个方面来构造新的低马赫数下动态失速模型。

1.1 修正分离点判断条件和位置

在B-L模型的前缘分离条件中,提出了用翼型法向力系数是否超过临界值 C_{N1} 来判断是否进入前缘分离,分离临界值 C_{N1} 随马赫数变化,B-L模型中给出了这个参数在0.3~0.8的值,详见图3的马赫数0.3~0.8段数据。

Evans和Mort将分离临界值向低马赫数延伸,见图3马赫数小于0.3段数据。

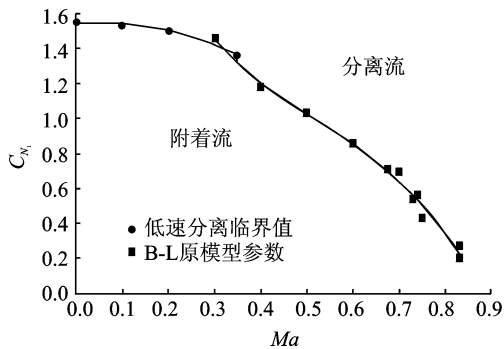


图3 低速修正过的法向力系数临界值

对于位置修正,Sheng等人做了大量实验,得出了一系列翼型的低马赫数分离点数据,并修正成为适合B-L模型中使用的参数。

根据Sheng等人给出的马赫数为0.12时的静态失速迎角 α_{d50} ,首先修正低马赫数下分离点计算公式,当发生前缘分离后采用新的静态失速迎角 α_{d50} ,没有发生失速的时候或者气流重新附着的时候,分离点计算仍然采用 $Ma=0.3$ 时候的静态失速迎角 α_1 ,改进后的分离点计算公式如下

$$f = \begin{cases} 1 - 0.3 \exp\{(\alpha - \alpha_1)/S_1\} & \alpha \leq \alpha_1 \\ 0.04 + 0.66 \exp\{(\alpha_1 - \alpha)/S_2\} & \alpha > \alpha_1 \end{cases} \quad (4)$$

当 $C'_N > C_{N1}$ 时

$$\alpha_1 = \alpha_{d50}$$

此时进入气流分离阶段,前缘涡升力 C_{v_n} 开始累积并移动。

1.2 涡累积公式的修正

B-L模型模拟动态失速的关键就在于对于前缘涡的位置和涡增量的模拟,从原模型的核心入手来修正模型是本文工作的质心。

图4为动态失速时翼型前缘涡增大和移动过程的示意流线图。

由于涡升力的移动和累积速度和来流马赫数有密切的关系,所以B-L模型中的累积公式在低马赫数下不再适用,试验证明,同较高来流马赫数相比,一般翼型在低马赫数下,达到气流前缘分离时

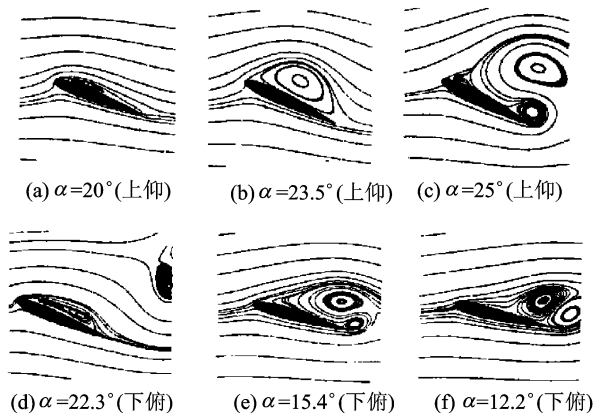


图4 动态失速不同时刻的流线图

迎角较大,前缘涡强度增加,升力累积效应更为突出,垂直力能够产生更大的峰值。

由于低马赫数影响了前缘涡的强度和移动,那么必须对前缘涡的累积和移动在原模型的时间尺度上进一步的修正,式(4)已经就涡的移动位置做了修正,为了让前缘涡累积效应增大,将原涡累积式(1)与量纲为一的时间参数 τ_v 联系起来,即用涡的位置来决定涡的增量,这样就可以在准确的位置条件下计算出涡的强度,这样法向力和力矩峰值和相位都能得到修正,原累积公式修改如下

$$C_{v_n} = C_{N_n}^C (1 - K_{N_n}) \tau_v / m_v T_{vl} \quad (5)$$

式中 T_{vl} 为涡从前缘移动到尾缘量纲为一的时间,其值由实验决定。量纲为一的时间 τ_v 在原来模型中是用来记录涡移动时间的,当 $\tau_v=0$ 的时候,前缘涡产生并开始移动,当 $\tau_v=T_{vl}$ 的时候,涡到达后缘。这样一来,涡的强度和移动速度和位置联系起来,当马赫数小于0.3的时候,将涡的累积公式改为式(5),不同的马赫数通过调节 m_v 的值,就能使涡的移动位置和峰值的对应达到比较好的效果。总的积累涡升力仍然同时以指数函数衰减,相应的递推算法仍然采用式(3)。

1.3 翼面气流再附着判断

在低马赫数时,使用了新的分离判断迎角 α_{d50} ,可以准确地预测气流从附着到分离状态的开始,但是对于在动态失速状态下,翼型表面气流从分离到重新附着,如果仍然使用 α_{d50} 作为判断气流附着的条件,将与实验结果产生较大的偏离,对目前几种动态失速模型进行对比,不难发现,B-L模型虽然对升力过冲预测稍有不足,但是在下行段还是相当准确的,力矩大小和相位上也与实验值较为接近,所以在气流重新附着段仍然采用B-L模型中的参数,使用马赫数0.3时的 α 来判定气流重新附着时

刻,分离点模型也仍然采用原模型的公式。

于是在计算时首先对来流马赫数进行判断:如果 $Ma \geq 0.3$, 则保持模型不变, 进行正常动态失速计算。如果 $Ma < 0.3$, 采用扩展模型进行计算, 这样就与原模型结合起来, 将动态失速模型使用范围向低速段扩展, 使得模型能够用于直升机大机动飞行时的旋翼翼型剖面的气动环境。

上述基于 B-L 模型修正后的三段式动态失速模型, 突出了翼型低速动态失速特性, 特别是改善了垂直力系数和力矩系数突变的临界点和峰值, 将动态失速计算可用范围扩展到低马赫数范围, 为计算直升机在高速或大机动飞行时旋翼的大交变载荷提供了较完善的计算方法。

2 算例及分析

算例一^[9]: 翼型 NACA0012,

$$\alpha = 15^\circ + 10^\circ \sin \omega t, Ma = 0.12, k = 0.124$$

从图 5 中可以看到在低马赫数下, 新模型^[4-5]已经能够很好地滞后垂直力, 并且峰值基本和实验值吻合, 所以其新模型在模拟动态气流分离前和分离后的一段时间内是可靠的, 不过因为分离条件的改变, 虽然在开始分离段准确地捕捉到了动态特性, 但是重新附着段却和实验值有些出入, 甚至不如 B-L 原模型。本文的模型在总结了原模型和 Sheng 等人提出的新分离条件, 通过可调节的涡移动的量纲为一的时间参数 τ_v , 可以准确地表现出失速分离的开始和分离的整个过程, 并且在迎角减小后气流的重新附着段更为接近实验值。

图 6 是力矩系数随迎角的变化, 修正模型以后, 前缘涡开始累积并移动的时刻比 B-L 模型更为准确, 低头力矩的幅值也随着升力系数的突增和涡的后移变大。

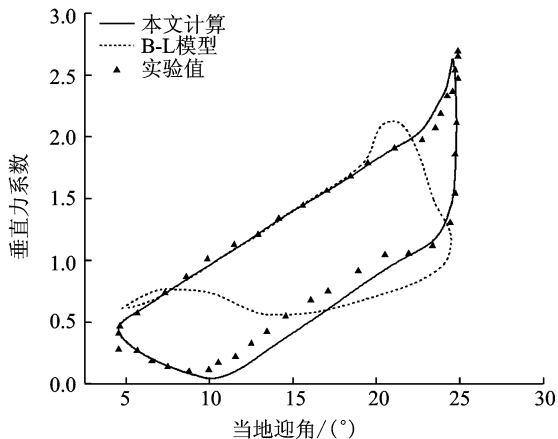


图 5 NACA0012 $k=0.124$, $\alpha=15^\circ+10^\circ \sin \omega t$, $Ma=0.12$ 翼型垂直力系数随迎角的变化曲线

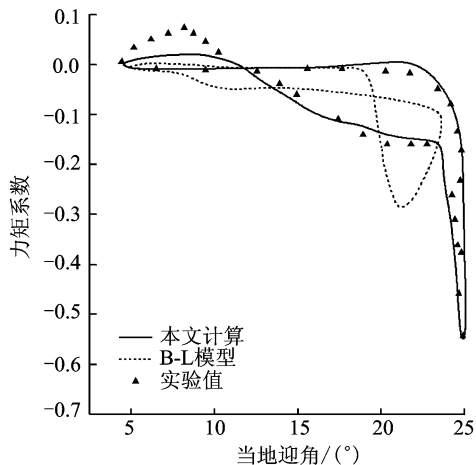


图 6 NACA0012 $k=0.124$, $\alpha=15^\circ+10^\circ \sin \omega t$, $Ma=0.12$ 翼型力矩系数随迎角的变化曲线

量纲为一的时间参数 τ_v 是气流从开始分离到重新附着的时间历程, 通过和实验值的对比, 调节这个参数, 便可以控制涡升力的移动及成长。

算例二^[9]: 翼型 NACA0012

$$\alpha = 15^\circ + 10^\circ \sin \omega t, Ma = 0.12, k = 0.075$$

当缩减频率 k 由 0.124 降低到 0.075 的时候, 由图 7 看出气流非定常程度减弱, 前缘分离较早发生, 涡升力的累积效应也随之降低, 产生的最大低头力矩系数也相应减小(图 8)。

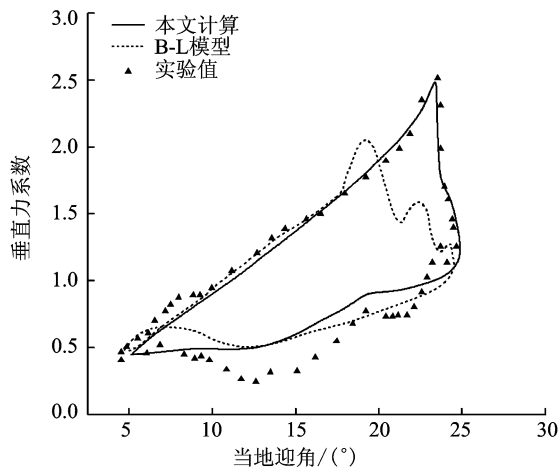


图 7 NACA0012 $k=0.075$, $\alpha=15^\circ+10^\circ \sin \omega t$, $Ma=0.12$ 翼型垂直力系数随迎角的变化曲线

Sheng 等人给出了一些低速翼型的动态入流的参数, 见表 1。依据这些参数, 可以计算其他翼型的动态失速特性。

算例三^[6]: 翼型 S801

$$\alpha = 15^\circ + 10^\circ \sin \omega t, Ma = 0.12, k = 0.085$$

从图 9~10 可见, 修正模型对于不同的翼型计算值与实验值比较吻合, 当给出了合适的翼型动态失速模型参数, 就能比较好地模拟翼型动态失速特

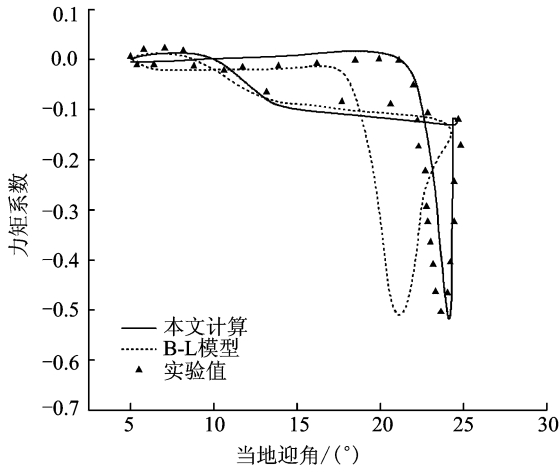


图8 NACA0012 $k = 0.075, \alpha = 15^\circ + 10^\circ \sin \omega t, Ma = 0.12$ 翼型力矩系数随迎角的变化曲线

表1 S801 的动态失速模型参数

参数	S801	参数	S801
C_{la}	0.115	k_2	0.09
a_0	-4.54	k_3	0.25
C_{m0}	-0.01	k_4	0.6
C_{d0}	0.03	a_{d50}	17.6
k_0	-0.1	T_{vd}	8
k_1	-0.2	T_r	6.25

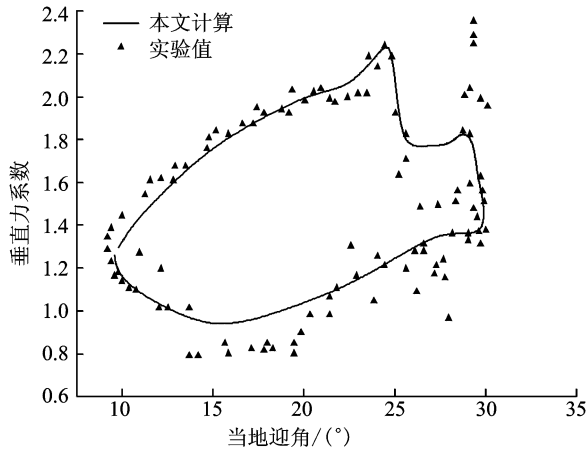


图9 S801 $k = 0.085, \alpha = 18^\circ + 10^\circ \sin \omega t, Ma = 0.12$ 翼型垂直力系数随迎角的变化曲线

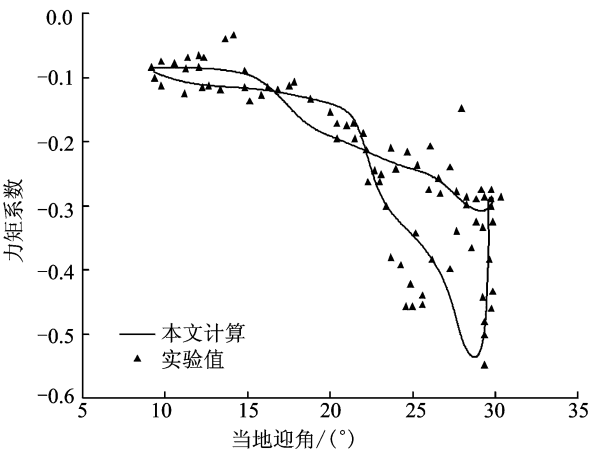


图10 S801 $k = 0.085, \alpha = 18^\circ + 10^\circ \sin \omega t, Ma = 0.12$ 翼型力矩系数随迎角的变化曲线

性,不过合适的参数需要大量的二维翼型动态失速的试验。

3 结 论

通过本文的模型修正,计算不同翼型不同缩减频率下的二维翼型低速动态特性,并与实验值和B-L模型对比得出以下结论:

(1)在低马赫数下,原B-L模型不足以精确地模拟前缘涡移动和增长的速度,在计算翼型低马赫数动态失速最大升力系数和力矩系数时与实验值有较大偏差,本文在原模型的基础上修改了动态失速发生条件和基于此条件下的涡增长模型,进一步捕捉到翼型在处于动态失速状态时涡对升力和力矩系数的贡献,特别是在大迎角失速的时候。

(2)缩减频率是衡量流场非定常程度的重要参数,缩减频率减小,非定常程度弱,动态失速时前缘涡的增长速度变得相对缓慢,增长幅度也相应减小。

(3)由于采用了可控参数 m_v 模拟涡的移动和增长,将动态失速的特性与前缘涡紧密的结合,让修正后的模型适应更多的翼型和状态,在计算直升机高速前飞或大机动飞行时,有效地扩展了动态失速模型的使用范围,能够更精确地预测桨叶上由于低马赫数失速产生的大交变载荷。

参考文献:

- [1] 王浩文. 直升机旋翼非定常载荷计算[R]. 南京航空航天大学博士后出站报告,2000.
- [2] 刘雄,张宪民. 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,2008,12(29):1449-1455.
- [3] 陈文轩. 直升机动态失速研究 [J]. 直升机技术, 2008(3):4-15.
- [4] Sheng W, Galbraith R A McD, Coton F N. A new stall-onset criterion for low speed dynamic-stall [J]. Journal of Solar Energy Engineering, 2006,128:461-472.
- [5] Sheng W, Galbraith R A McD, Coton F N. A modified dynamic stall model for low mach numbers [J]. Journal of Solar Energy Engineering, 2008, 130: 1-10.
- [6] Niven A J, Galbraith R A McD. Modelling dynamic stall vortex inception at low mach numbers [J]. The Aeronautical Journal, 1997,101:67-76.
- [7] 谭剑锋. 旋翼低 Ma 数动态失速特性计算 [J]. 直升机技术, 2009(2):1-6.
- [8] Leishman J G, Beddoes T S. A semi-empirical model for dynamic stall [J]. Journal of the AHS,1989,34: 3-17.