

文章编号:1000-8055(2012)01-0137-08

基于状态空间法的低马赫数翼型气动载荷计算

邵 松, 朱清华, 张呈林, 倪先平

(南京航空航天大学 航空宇航学院

直升机旋翼动力学重点实验室, 南京 210016)

摘 要: Leishman-Beddoes(L-B)非定常动态失速模型适用于中等马赫数($Ma > 0.3$),而在低马赫条件($Ma < 0.3$)下存在与翼型气动试验数据不符合的问题,为此首先研究了低马赫数条件下翼型的非定常动态失速气动特性,其次采用状态空间法从翼型表面气流变化的角度修正了 L-B 模型,最后通过与翼型气动载荷试验数据的对比表明在低马赫数条件下对 L-B 模型的修正是正确的,能够准确预测及分析翼型的气动载荷,且该修正模型易于耦合进直升机综合分析代码中。

关 键 词: 非定常; 动态失速; 状态空间; 低马赫数; 翼型气动载荷

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Prediction of airfoil airload at low Mach numbers based on state space formulation

SHAO Song, ZHU Qing-hua, ZHANG Cheng-lin, NI Xian-ping

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory,

College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016, China)

Abstract: The Leishman-Beddoes (L-B) unsteady and dynamic stall model is applicable to the medium Mach numbers ($Ma > 0.3$), and some inconsistent problems for predicting airfoil airload when comparing with airfoil airload test data at low Mach numbers ($Ma < 0.3$), so firstly the unsteady and dynamic stall aerodynamic behavior of airfoil at low Mach numbers was investigated, secondly the modified L-B model was set from the viewpoint of the variation of the flow on the airfoil surface, finally the comparisons between the modified L-B and airfoil airload test data at low Mach numbers show that the modified L-B model with state space formulation is accurate and can be used to predict the airfoil airload at low Mach numbers, and also it can be easily incorporated into a helicopter comprehensive code.

Key words: unsteady; dynamic stall; state space; low Mach number; airfoil airload

直升机旋翼系统的性能很大程度上取决于桨叶的非定常及动态失速气动特性。在旋翼流场中,由于桨叶翼型的非定常变距及浮沉运动使得桨叶翼型剖面的迎角也呈现非定常特性,当迎角超过临界分离角时,翼型表面的气流将发生动态分离且失速。

近年来,翼型的非定常气动载荷计算方法取得了较大的进展,其中计算流体力学(CFD)方法的突破令人瞩目^[1],但是动态失速过程中气流的分离及再次附着等问题对 CFD 方法提出了很大的挑战,同时计算效率及对硬件(速度及内存)的较高要求也阻碍了其在工程中的大规模应用,

收稿日期:2011-01-25; 修订日期:2011-11-03

基金项目:航空科学基金(08A52003);南京航空航天大学基本科研业务费专项科研项目(NS2010035)

作者简介:邵松(1980—),男,安徽铜陵人,博士生,主要从事直升机空气动力学研究。

目前广泛使用的是基于试验参数的半经验理论模型,典型的有 Beddoes, Johnson, ONERA (Office National d'Etudes et de Reserchers Aerospatals) 和 Leishman-Beddoes (L-B)^[2-4] 等模型. 其中 L-B 模型因其方法简单直观, 涉及经验参数少, 计算速度快且准确而被多种直升机综合分析代码, 如 UMARC (University of Maryland advanced rotorcraft code)^[5], CAMRAD (comprehensive analytical model of rotorcraft aerodynamics and dynamics) II^[6] 等采用. 直升机桨叶在桨盘平面中做非定常运动, 当桨叶进入桨盘平面的后行边, 尤其在反流区附近时, 靠近桨根部分的翼型处于时变的低速流场中, 而 L-B 模型所采用的试验参数位于中等马赫数 ($Ma=0.3\sim0.8$), 使其在低马赫数 ($Ma<0.3$) 条件下预测翼型气动载荷的变化规律存在与试验值不符合的问题. 图 1 显示的是在低马赫数时 L-B 模型的气动载荷预测值与格拉斯哥大学 (Glasgow University) 翼型气动载荷试验数据的对比^[7], 很明显, L-B 模型在预测低马赫数下翼型垂直力变化规律与试验数据存在多处不符, 主要表现在较早进入失速状态、失速后的垂直力超调值较小及不能准确地预测翼型从深度失速到气流完全附着阶段垂直力的变化规律. 针对这些问题, Beddoes T S^[8] 和 Sheng W 等^[9-10] 对 L-B 模型进行了诸多修正, 相比原有的 L-B 模型能够较为准确地预测低马赫数条件下翼型的气动载荷, 但前者在小迎角气流再次附着时的总体规律上存在一定的误差; 而后者虽然给出较为准确预测低马赫数条件下翼型气动载荷的变化规律, 但在翼型下降沿采用升力线系数进行插值时, 未能将该阶段气流变化对垂直力变化规律影响的物理本质进行有效的描述, 在气流再次附着阶段该修正模型预测的垂直力变化规律与试验值仍存在一些不相符的问题. 文献[11]引入了状态空间法建立 L-B 模型, 相比于经典的指数响应法, 该模型不仅简洁且易于和翼型或桨叶的结构动力学方程相耦合进行气弹动力学系统的动力学特性研究. 针对 L-B 模型在低马赫数条件下存在的问题, 本文将从翼型表面气流变化的角度对翼型低马赫数条件下的动态失速标准及翼型从深度失速到气流完全附着阶段垂直力和变距力矩的计算模型进行修正, 在此过程中首先采用指数响应法修正 L-B 模型, 并将其转化成状态空间模型对低马赫数条件下翼型气动载荷进行预测及分析.

本文建立的状态空间 L-B 及其修正模型以

一阶微分方程组的形式出现, 且含有多种复杂的逻辑运算, 常用的显式积分方法无法满足本文的求解要求, 而典型的隐式积分方法, 如 Newmark- β , Wilson- θ 和 Houbolt 等数值积分法, 主要用于二阶微分动力学系统, 为此本文拟采用稳定性较好的基于平均速度的隐式状态空间 Newmark 数值积分法来求解 L-B 及其修正模型^[12].

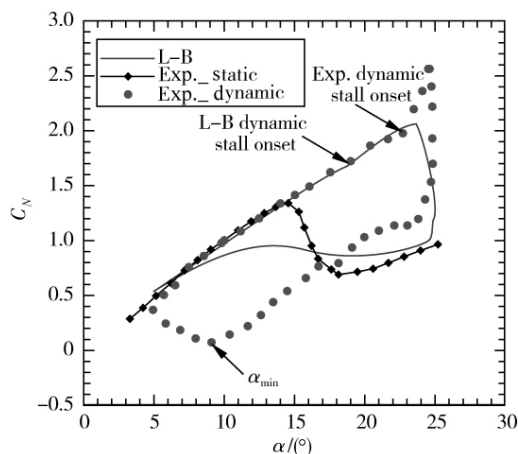


图 1 低马赫条件下 L-B 模型与翼型气动载荷试验对比

Fig. 1 Comparison of airfoil airload between L-B model and experiment

1 L-B 模型

1.1 L-B 状态空间模型

以任意迎角 α 和无量纲变距率 q 为输入的二维翼型 L-B 状态空间模型可以表示为

$$\dot{X} = f_u(X, \alpha, q) \quad (1)$$

L-B 气动载荷计算模型可以表示为

$$C_i = g_i(X, \alpha, q), \quad i = N, M, C \quad (2)$$

其中 $\dot{X} = dX/dt$, 且 $X = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$, n 为状态空间变量数, N, M 和 C 分别表示翼型的垂直力、变距力矩及弦向力.

图 2 显示的是 L-B 模型示意图, α_e 为翼型的等效迎角, V 为自由来流速度, 翼型的升力和阻力由下式给出:

$$C_l = C_N \cos \alpha_e + C_C \sin \alpha_e \quad (3)$$

$$C_d = C_N \sin \alpha_e - C_C \cos \alpha_e \quad (4)$$

典型的 L-B 模型由三部分组成, 即非定常附着流、后缘分离流和动态失速涡诱导力. L-B 模型非定常力垂直力、变距力矩和弦向力由式(5)~式(7)给出

$$C_N = C_N^i + C_N^f + C_N^v \quad (5)$$

$$C_M = C_M^i + C_M^f + C_M^v \quad (6)$$

$$C_C = C_C^f \quad (7)$$

其中上标 i, f 和 v 分别表示附着流、后缘气流分离及动态失速涡流诱导效应。

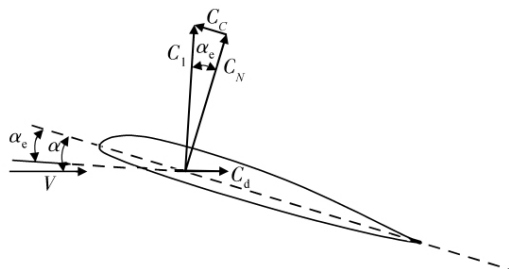


图 2 L-B 模型示意图

Fig. 2 Sketch of L-B model

1.2 非定常附着流

等效迎角 α_e 、垂直力、弦向力和变距力矩的非定常附着流部分由式(8)表示的微分方程组给出

$$\dot{\tilde{x}} = A\tilde{x} + Bu \quad (8)$$

其中 $u = [\alpha, q]^T$, $\tilde{x} = [x_1, x_2, \dots, x_8]^T$ 为状态空间变量, 系数矩阵 A 和 B 由文献[11]给出。

1.3 分离流

1.3.1 前缘分离效应

非定常条件下, 对垂直力 C_N 进行一阶滞后补偿, 引入一个垂直力替代值 C'_N , 由状态变量 x_9 表示, 其一阶微分方程由式(9)给出

$$\dot{x}_9 = \left[\left(-\frac{x_9}{T_p} \right) + \left(\frac{C_N^i + C_N^f}{T_p} \right) \right] \left(\frac{V}{b} \right) \quad (9)$$

其中 T_p 是以马赫数为函数的试验值^[11]。

1.3.2 后缘分离效应

基于 Kirchhoff 定理, 翼型后缘分离点 f 如式(10)所示

$$f(\alpha, \alpha_1) = \begin{cases} 1 - 0.3 \exp[(|\alpha| - \alpha_1)/S_1] & |\alpha| \leq \alpha_1 \\ 0.04 + 0.66 \exp[(\alpha_1 - |\alpha|)/S_2] & |\alpha| > \alpha_1 \end{cases} \quad (10)$$

非定常条件下, 延迟的后缘分离点的计算由式(11)给出, 垂直力、弦向力和变距力矩的后缘分离部分根据动态后缘分离点 f'' , 即由状态变量 x_{10} 确定。

$$\dot{x}_{10} = \frac{f\left(\frac{x_9}{C_{N_a}}, \alpha_1\right) - x_{10}}{\sigma_1 T_f} \left(\frac{V}{b} \right) \quad (11)$$

式(10)和式(11)中, S_1, S_2 和 T_f 是以马赫数为函数的试验值^[11], σ_1 为失速条件下时间常数 T_f 的修正系数, α_1 与分离点 x_{10} 的变化相关。

1.4 动态失速

为了表征失速条件下涡流在翼型表面位置, 引入无量纲时间参数 τ , 由状态空间变量 x_{11} 表示, 其一阶微分方程由式(13)表示

$$|C'_N| > C_{N_1} \quad (12)$$

$$\dot{x}_{11} = V/b \quad (13)$$

涡诱导力 C_N^v 即 x_{12} , 由式(14)给出。法向力和变距力矩的动态失速部分由 x_{12} 确定。

$$\dot{x}_{12} = \begin{cases} \dot{c}_v - \frac{x_{12}}{\sigma_2 T_v} \left(\frac{V}{b} \right) \alpha \dot{c}_v \geq 0 \ \& \ 0 < x_{11} < 2T_{v1} \\ -\frac{x_{12}}{\sigma_2 T_v} \left(\frac{V}{b} \right) & \text{otherwise} \end{cases} \quad (14)$$

其中 T_v 和 T_{v1} 是以马赫数为函数的试验值^[11], σ_2 为失速条件下时间常数 T_v 的修正系数。

1.5 气流再次附着

气流从深度失速到再次附着阶段的变距力矩采用不同的气流分离点 f''_r 进行计算, 引入新的状态变量 x_{13} 来表示 f''_r , 其一阶微分方程如下式所示:

$$\dot{x}_{13} = \frac{f(\alpha, \alpha_1) - x_{13}}{0.5 T_f} \left(\frac{V}{b} \right) \quad (15)$$

2 L-B 模型低马赫数修正

前述的 L-B 模型在低马赫数条件下预测的气动载荷变化规律与试验数据相比存在不符的问题, 为此本节将在 Beddoes T S^[8] 及 Sheng W 等^[9-10] 研究的基础上, 充分考虑翼型表面涡流运动对气动载荷的影响, 以状态空间法修正低马赫数条件下的 L-B 模型。

2.1 上升沿失速过程修正

Niven A J 等^[7] 根据低马赫数条件下翼型气动载荷试验的结果指出, 在该条件下翼型附面层气流的扰动需要一定的时间发展成足够强的涡流, 导致前缘压力超过临界值而使动态失速发生, 为了将该效应计入 L-B 模型中, 本文借鉴原模型中的延迟方法, 对延迟后的前缘压力 C'_N 再进行一阶延迟, 得到二次延迟的前缘压力 C''_N , 并以指数函数的形式给出, 如式(16)所示

$$C''_{N_n} = C'_{N_n} - D_{b_n} \quad (16)$$

$$D_{b_n} = D_{b_{n-1}} \exp\left(\frac{-\Delta S}{T_b}\right) + (C'_{N_n} - C'_{N_{n-1}}) \exp\left(\frac{-\Delta S}{2T_b}\right) \quad (17)$$

其中 T_b 为时间延迟常数, 由翼型试验获得^[7], 当 $C'_{N_n} > C'_{N_1}$, 翼型进入失速状态. 根据拉氏变换法, 将式(16)转换成如式(18)所示的一阶微分方程.

$$\dot{x}_{14} = \frac{C'_{N_n} - x_{14}}{T_b} \left(\frac{V}{b}\right) \quad (18)$$

其中状态变量 x_{14} 表示二次延迟前缘压力 C'_{N_n} .

通过图 1 中显示的低马赫数下翼型动态与静态试验垂直力的比较可以看出, 翼型失速后垂直力有较为明显的超调值, 该现象的物理本质是由分离的剪切层以动态失速涡的形式保留在翼型表面, 并且在翼型表面上从前缘向后缘运动, 在低马赫数条件下由于二次延迟效应的产生, 该涡流累计的时间更长, 使垂直力的超调值更高. L-B 模型在低马赫数条件未能包含该效应, Sheng W 等^[9]从延迟的气流分离点和涡流运动角度对翼型气动载荷的超调值进行了修正.

1) 垂直力的超调值由式(19)给出

$$\Delta C'_{N_v} = B_1 (f'' - f) V_x \quad (19)$$

其中 B_1 为低马赫数与翼型相关的试验参数^[9], 且 V_x 为垂直力形函数, 由式(20)给出,

$$V_x = \begin{cases} \sin^{\frac{3}{2}}\left(\frac{\pi\tau}{2T_v}\right) & 0 < \tau < T_v \\ \cos^2\left[\frac{\pi(\tau - T_v)}{T_v}\right] & \tau > T_v \end{cases} \quad (20)$$

2) 脱落涡在翼型表面上的移动产生很大的低头力矩, 其超调值正比于垂直力, 变距力矩的增加值为

$$\Delta C'_M = B_2 [1 - \cos(\pi\tau_v/T_v)] \Delta C'_N \quad (21)$$

其中 B_2 为低马赫数与翼型相关的试验参数^[9].

2.2 下降沿气流再次附着阶段修正

图 1 中也显示了 L-B 模型预测的垂直力在翼型下降沿的变化规律上与垂直力的试验值有较大差别, 这是由于翼型下降沿气流的再次附着阶段翼型上表面的涡运动对垂直力仍存在很强的影响, 垂直力持续下降, 该现象被 Ericsson L E 等^[13]称为翼型运动下降沿垂直力的“低调值”, 与上升沿动态失速后的垂直力的“超调值”相对应^[7], 很明显原 L-B 模型中未将垂直力的“低调值”在建模过程中进行考虑. Sheng W 等^[9-10]根据低马赫数下翼型试验总结出翼型下降沿垂直力的变化规律, 采用升力线斜率及指数插值法对该阶段的垂直力进行预测, 虽然在一定程度上解决了

在低马赫数条件下该阶段垂直力的预测问题, 但该方法没有体现出翼型下降沿表面涡运动对垂直力的影响, 且在指数插值过程中需要先验值, 与翼型或桨叶的结构动力学模型耦合求解上存在的问题, 为此本文拟从气流再次附着阶段的涡运动的角度对 L-B 模型进行修正.

1) 图 1 中显示了 $\alpha_{\min}$, 该值用来表征翼型下降沿气流附着阶段涡运动过程的结束, 亦表明翼型动态失速过程的结束, 由式(22)给出

$$\alpha_{\min} = \alpha_{\min 0} + T_r q \quad (22)$$

其中 $\alpha_{\min 0}$ 表示下降沿气流再次附着阶段的起始角, T_r 为气流再次附着阶段涡运动时间常数^[10], 将其转化为状态空间方程形式, 如式(23)所示.

$$\dot{x}_{15} = V/b, \quad \alpha < \alpha_{\min 0} \quad (23)$$

$$\alpha_{\min} = \alpha_{\min 0} + x_{15} q, \quad x_{15} < T_r \quad (24)$$

式(23)和式(24)中, 状态空间变量 x_{15} 表示气流再次附着阶段涡在翼型表面运动的无量纲时间, 当 $\alpha < \alpha_{\min}$ 时, 气流再次附着阶段翼型上表面涡运动停止, 气流由分离进入完全附着阶段.

2) 前述分析表明在翼型下降沿气流附着阶段, 由于翼型表面涡的运动使得垂直力产生“低调值”, 参照翼型上升沿失速后垂直力“超调值”的计算方法, 本文给出由式(25)和式(26)表示的气流再次附着阶段垂直力的低调值

$$V_{xr} = \begin{cases} \sin^{3/2}\left(\frac{\pi\tau_r}{2T_r}\right) & 0 < \tau_r < T_r \\ \cos^2\left(\frac{\pi(\tau_r - T_r)}{2T_r}\right) & \tau_r > T_r \end{cases} \quad (25)$$

$$\Delta C'_{N_r} = B_1 (f''_r - f) V_{xr} \quad (26)$$

其中 V_{xr} 为气流再次附着阶段垂直力形函数, 且 τ_r 表征翼型下降沿气流附着阶段翼型表面涡运动的无量纲时间.

3 隐式状态空间 Newmark 积分法

L-B 及其低马赫数修正模型可以统一写成式(27)所示的一阶微分方程组的形式:

$$\dot{X} = AX + Bu \quad (27)$$

其中 $X = [x_1, x_2, \dots, x_{15}]$, A 和 B 分别为状态空间模型的系数矩阵, u 为状态空间模型的输入项.

首先, 由平均速度法可以得到如式(28)所示的第 $n+1$ 步状态变量的表达式

$$X_{n+1} = X_n + \frac{\Delta t}{2} (\dot{X}_{n+1} + \dot{X}_n) \quad (28)$$

其中 Δt 为积分时间步长; 其次, 根据式(28)可得

第 $n+1$ 步如式(29)所示的状态变量的一阶微分表达式

$$\dot{\mathbf{X}}_{n+1} = \frac{2}{\Delta t}(\mathbf{X}_{n+1} - \mathbf{X}_n) - \dot{\mathbf{X}}_n \quad (29)$$

最后,联立求解方程(27)和(29)可以得到由式(30)表示的 $n+1$ 步状态变量值

$$\mathbf{X}_{n+1} = \left(\mathbf{I} - \frac{\Delta t}{2}\mathbf{A}\right)^{-1} \left(\mathbf{X}_n + \frac{\Delta t}{2}\dot{\mathbf{X}}_n + \frac{\Delta t}{2}\mathbf{B}u_{n+1}\right) \quad (30)$$

上述基于平均速度法的隐式状态空间 Newmark 数值积分方法相比简单明了、无条件稳定且具有较高的求解精度^[12],适合于求解本文所建立的 L-B 及其低马赫数修正翼型状态空间非定常动态失速气动模型。

4 算例及分析

4.1 中等马赫数 L-B 状态空间模型

图 3 和图 4 分别显示的是 NACA0012 翼型在 $k=0.075$, $Ma=0.379$, 且 $\alpha=10.3^\circ+8.1^\circ\sin(\omega t)$ 时垂直力和变距力矩随迎角变化的规律图,并与文献[14]的翼型气动载荷试验值进行了对比。由图 3 和图 4 可以看出翼型在该条件下进入深度失速状态,垂直力和变距力矩在失速区域迟滞回线扩大,垂直力在翼型失速后达到最大值,变距力矩在翼型失速状态下出现最小值,同时从图 3 和图 4 中的翼型气动载荷的计算值与试验值的对比可以看出本文所采用隐式状态空间数值积分法对含有多种逻辑判断的 L-B 状态空间模型是适用的,能够准确地预测翼型的气动载荷。

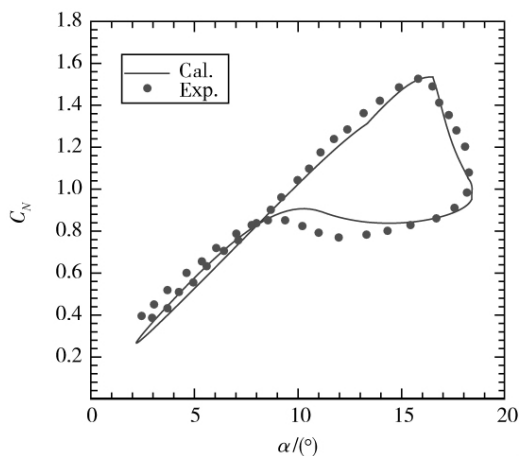


图 3 失速状态 NACA0012 法向力随迎角的变化规律

Fig. 3 Variation of the NACA0012 normal force against angle of attack at stall state

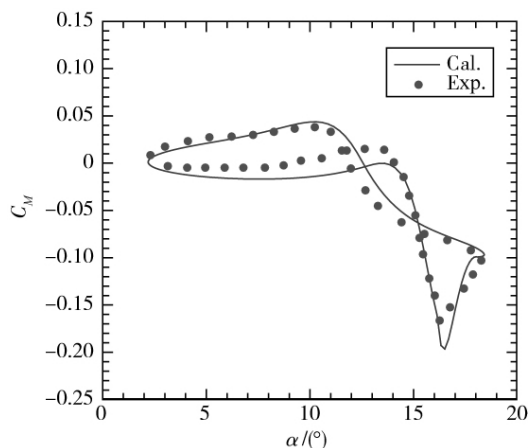


图 4 失速状态 NACA0012 变距力矩随迎角的变化规律

Fig. 4 Variation of the NACA0012 pitching moment against angle of attack at stall state

4.2 低马赫数修正 L-B 状态空间模型

图 5 显示了 NACA0012 翼型在 $Ma=0.12$ 时迎角单调上升阶段垂直力变化规律图,图中分别显示了本文修正的 L-B 模型、L-B 模型垂直力计算和文献[9]中的试验值,显然 L-B 模型在低马赫数条件下未能准确地预测该阶段垂直力的变化规律,而本文将翼型上升沿的失速标准及垂直力的“超调值”在建模过程中加以考虑,使得本文修正的 L-B 模型在迎角单调上升阶段预测的垂直力变化规律与文献[9]中的试验值吻合程度较高。

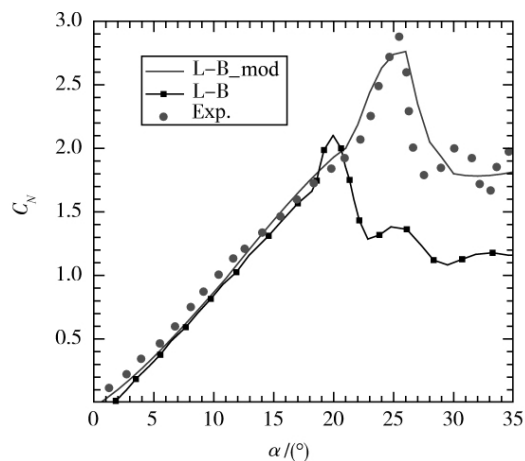


图 5 NACA0012 上升沿垂直力变化规律
($q=0.0145$)

Fig. 5 Variation of the normal force during the up-stroke for NACA0012($q=0.0145$)

图 6 显示的是 NACA0015 翼型在 $Ma=0.12$ 时迎角单调下降过程垂直力变化规律图。从图 6

中可以看出, L-B 模型的垂直力计算值在该阶段与文献[10]中的试验值存在不小的差距, 而本文修正的 L-B 模型由于对翼型下降沿过程中涡运动效应产生的垂直力“低调值”进行了有效的建模, 因而能准确地预测翼型下降沿翼型垂直力的变化规律.

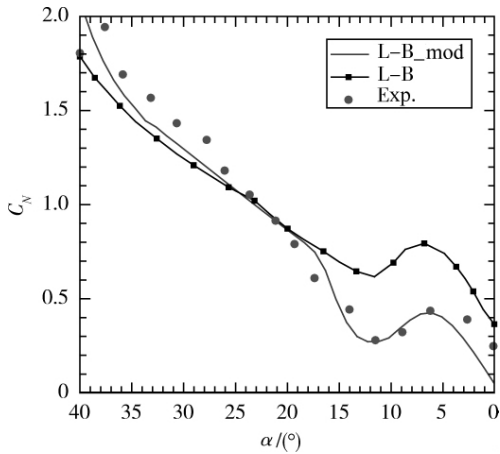


图 6 NACA0015 下降沿垂直力变化规律

($q=-0.0119$)

Fig. 6 Variation of the normal force during the down-stroke for NACA0015

($q=-0.0119$)

图 7 显示的是 $Ma=0.12$ 时正弦激励条件下 NACA0012 翼型垂直力变化规律图, 图中分别显示了本文和 Sheng W 等修正的 L-B 模型垂直力计算值及文献[10]的试验值. 对比可以看出本文的低马赫修正模型能够准确地预测垂直力的变化规律, 具体表现在上升沿延迟的失速点、失速后垂直力的“超调值”及下降沿的“低调值”都能准确地得到反映. 同时对比 Sheng W 等^[10]修正的 L-B 模型的计算结果表明, 由于本文在翼型下降沿气流再次附着阶段将涡运动效应对垂直力的“低调值”进行了有效修正, 使得本文的预测结果明显优于 Sheng W 等修正的 L-B 模型给出的该阶段的预测值. 图 8 和图 9 给出了 NACA0015 翼型在不同缩减频 k 下进行正弦激励的垂直力变化规律, 对比文献[10]中翼型垂直力试验值, 表明本文在低马赫数条件下对 L-B 模型的修正对 NACA0015 翼型具有通用性, 且能适用多种频率的翼型振动形式.

图 10~图 12 分别显示的是 NACA0012 翼型在 $Ma=0.12$, $k=0.124$, 和 $\alpha=15^\circ+10^\circ\sin(\omega t)$ 时垂直力、阻力和变距力矩随迎角变化的规

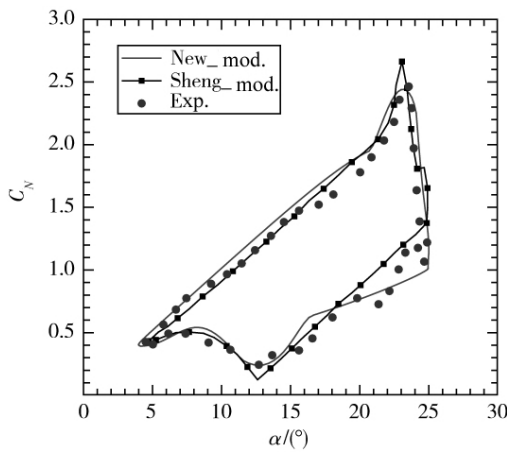


图 7 NACA0012 垂直力随迎角变化规律($k=0.075$)

Fig. 7 Variation of the NACA0012 normal force against angle of attack ($k=0.075$)

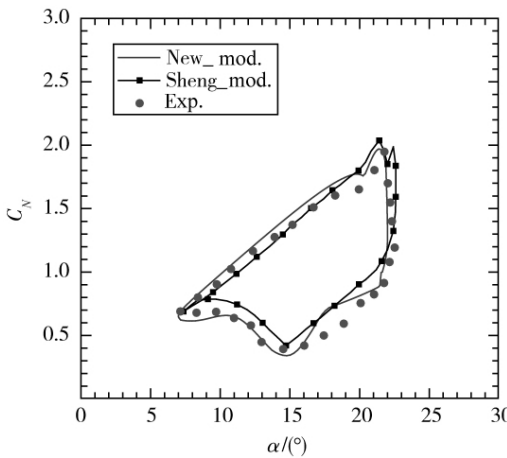


图 8 NACA0015 垂直力随迎角变化规律($k=0.078$)

Fig. 8 Variation of the NACA0015 normal force against angle of attack ($k=0.078$)

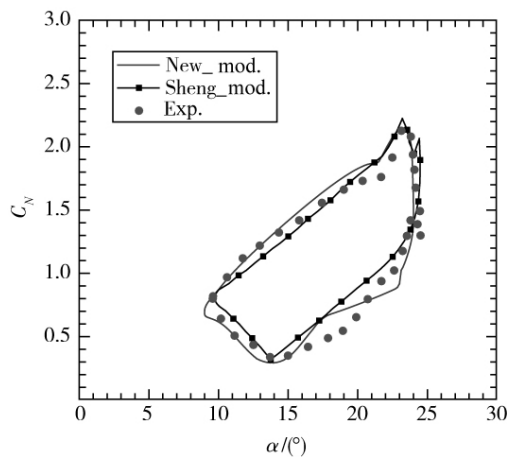


图 9 NACA0015 垂直力随迎角变化规律($k=0.102$)

Fig. 9 Variation of the NACA0015 normal force against angle of attack ($k=0.102$)

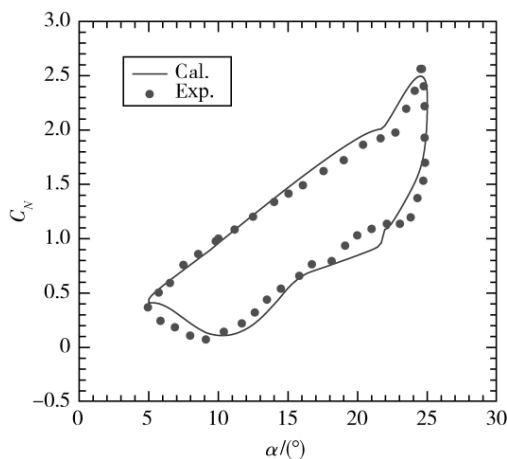


图 10 NACA0012 垂直力随迎角变化规律

Fig. 10 Variation of the NACA0012 normal force against angle of attack

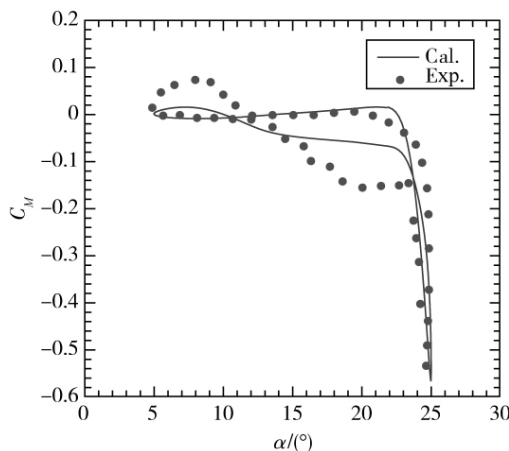


图 11 NACA0012 变距力矩随迎角变化规律

Fig. 11 Variation of the NACA0012 pitching moment against angle of attack

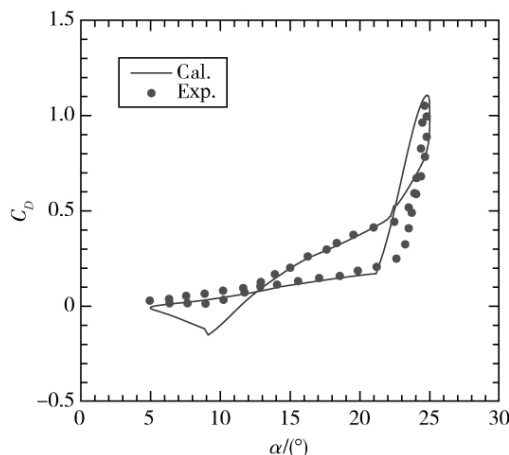


图 12 NACA0012 阻力随迎角变化规律

Fig. 12 Variation of the NACA0012 drag force against angle of attack

律图. 从图 10~图 12 中可以看出在正弦激励条件下, 本文的 L-B 修正模型预测的气动载荷变化规律与文献[9]中的翼型气动载荷试验值有较高的吻合度, 从而验证了本文修正 L-B 模型的正确性, 同时亦表明本文所采用的隐式状态空间 Newmark 数值积分法对修正的 L-B 模型也是适用的.

5 结 论

本文基于状态空间法建立了 L-B 及其低马赫修正模型, 并采用隐式 Newmark 状态空间数值积分法对翼型的气动载荷进行了预测及分析, 得到了以下几点结论:

1) 基于状态空间法建立的 L-B 模型能够在中等马赫数(0.3~0.8)条件下准确地预测翼型在气流附着、分离及动态失速等情况下翼型气动载荷的变化规律, 与翼型气动载荷试验值的对比验证了本文建立的 L-B 状态空间模型的正确性, 且所采用的隐式 Newmark 状态空间数值积分法是合适的.

2) 针对 L-B 模型在低马赫数条件对气动载荷变化规律预测失效的机理进行了分析, 并给出了相应的修正方法, 通过分别与翼型上升沿和下降沿的垂直力试验数据的对比, 表明本文基于状态空间法建立的 L-B 修正模型是正确的, 适用于低马赫数条件下翼型气动载荷的计算.

3) 低马赫数条件下不同翼型在正弦激励下气动载荷变化规律的准确预测表明本文所建立的 L-B 修正模型对于直升机常用的翼型具有通用性, 能够用于低马赫条件直升机桨叶的气动载荷和动态失速特性的预测及研究.

参考文献:

- [1] Ekaterinaris J A, Platzer M F. Computational prediction of airfoil dynamic stall[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1998, 33(11-12): 759-846.
- [2] Beddoes T S. A synthesis of unsteady aerodynamic effects including stall hysteresis[J]. Vertica, 1976, 1(2): 113-123.
- [3] Johnson W. Comparison of three methods for calculation of helicopter rotor blade loading and stresses due to stall [R]. NASA-TN-D-7833, 1974.
- [4] Tran C T, Falchero D. Application of ONERA dynamic stall model to a helicopter rotor blade in forward flight[J]. Vertica, 1982, 6(3): 219-239.
- [5] Bir G S, Chopra I. University of Maryland advanced rotorcraft code (UMARC) theory manual[R]. UM-AERO Report 94-18, 1990.

- [6] Johnson W. Rotorcraft aerodynamics models for a comprehensive analysis[C]// Proceedings of the American Helicopter society 54th Annual Forum. Washington D C: AHS Forum, 1998; 452-471.
- [7] Niven A J, McD Galbraith R A. Modelling dynamic stall vortex inception at low Mach numbers[J]. Aeronautic Journal, 1997, 101(1002): 67-76.
- [8] Beddoes T S. A third generation model for unsteady aerodynamics and dynamics stall[R]. Westland Helicopter Limited, RP-908, 1993.
- [9] Sheng W, McD Galbraith R A, Coton F N. A modified dynamic stall model for low Mach numbers[J]. Journal of Solar Energy Engineering, 2008, 130(3): 031013(10 pages).
- [10] Sheng W, McD Galbraith R A, Coton F N. Return from airfoil stall during ramp-down pitching motions[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(6): 1856-1864.
- [11] Leishman J G, Crouse G L. State-space model for unsteady airfoil behavior and dynamic Stall[R]. AIAA-89-1219, 1989.
- [12] Kim B O, Lee A S. A transient response analysis in the state-space applying the average velocity concept[J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 281(3-5): 1023-1035.
- [13] Ericsson L E. Dynamic airfoil flow separation and reattachment[J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(6): 1191-1197.
- [14] 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.