

旋翼非定常气动载荷及瞬态气动响应计算

吕维梁 史勇杰 魏鹏 徐国华

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京, 210016)

摘要: 建立了一个用于定常和机动飞行状态下旋翼非定常气动特性计算的数值方法。该方法在时间步进自由尾迹方法的基础上, 采用 4 阶精度的 Adams-Bashforth-Moulton 预测校正多步法对离散的旋翼尾迹进行求解, 耦合了桨叶挥舞运动模型、旋翼配平模型, 并采用 Beddoes 非定常气动模型来模拟桨叶的压缩、气流分离效应。应用该方法, 开展了不同状态下旋翼非定常载荷及总距突增时的旋翼瞬态气动响应的计算, 并结合试验结果进行了对比分析。结果表明, 本文建立的方法不仅可以准确地求解定常飞行时旋翼的非定常气动载荷, 捕捉其沿方位角的变化特征, 并且也可以准确模拟总距突增时, 旋翼的过冲、迟滞等瞬态气动响应过程。

关键词: 旋翼; 自由尾迹; 非定常; 气动载荷; 气动响应

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2013)01-0021-07

Computation of Rotor Unsteady Aerodynamic Loads and Transient Aerodynamic Response

Lu Weiliang, Shi Yongjie, Wei Peng, Xu Guohua

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aerodynamics,

Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A numerical method for calculating the rotor aerodynamic characteristics in steady and manoeuvring flight is established. On the basis of time-marching free wake analysis, this method applies the 4th-order accurate Adams-Bashforth-Moulton predictor-corrector multistep algorithm to calculating the discretized rotor wake. Furthermore, the method also combines the flapping, trim models and the Beddoes unsteady aerodynamic model, which can simulate the compression and separating effect on blades. By the method, for a sample rotor, the unsteady aerodynamic loads in variational flight conditions and the transient aerodynamic response under ramp increase in collective pitch are calculated and analyzed according to the experimental data. It is shown by the results that the method not only can accurately predict the unsteady aerodynamic rotor loads in steady flight by capturing its variational characteristics along blade azimuthal locations, but also is capable of precisely simulating the transient aerodynamic response such as overshoot and delay phenomenons under ramp increase in collective pitch.

Key words: rotor; free wake; unsteady; aerodynamic loads; aerodynamic response

旋翼是直升机主要的升力面和操纵面, 它的气动特性直接影响到直升机的整体飞行性能。因此, 旋翼的气动特性一直是直升机研究的重点之一, 能否准确计算旋翼气动特性对于直升机的设计起到

至关重要的作用。但是, 由于直升机旋翼的工作方式不同于固定翼飞行器, 其桨尖会拖出并卷起强烈的集中涡。该桨尖涡呈螺旋状下降, 并随当地速度自由畸变, 产生复杂的诱导速度场, 反过来又对旋

翼的气动载荷和性能产生重要的影响^[1]。因此,直升机旋翼的气动特性具有很大的计算难度,这其中尤其以非定常气动载荷以及瞬态气动响应的准确计算分析更具挑战性。

早在20世纪70年代,Wilkinson^[2]就建立了一套比较完整、用于分析孤立旋翼载荷的计算方法。该方法考虑了旋翼空气动力学和动力学多方面的因素,但由于受理论分析方法和计算条件的限制,方法中存在很多局限性:如没有考虑到非定常空气动力,翼型的升阻等系数通过查表确定,诱导速度的分布使用简单的Glauert分布、涡环两种固定分布模型来确定等。到80年代,Hansford^[3]及Young^[4]等人在之前方法的基础上,针对旋翼气动环境的复杂特征,对气动力模型进行了改进。考虑了非定常空气动力的影响,对动态失速采用了两种计算模型,一是时间延迟模型^[5],二是适用于低马赫数的前缘速度准则^[6]。另一方面,研究者在改进旋翼入流模型方面也开展了很多工作,如发展了动态入流^[7]和广义动态尾迹理论^[8-9]。该类方法建立在势流假设上,不要求解尾迹模型而直接给定桨盘处的诱导速度分布,简化了计算模型,目前已广泛应用于飞行力学计算领域。但是该方法对于精确地分析旋翼非定常载荷还显得不够。

由于旋翼尾迹所产生的诱导速度对准确计算桨叶气动特性至关重要,为了准确地计算诱导速度场,随后的研究工作主要围绕着旋翼尾迹展开。如在固定尾迹和旋翼气动试验的基础上,Landgrebe^[10],Beddoes^[11]分别给出了悬停和前飞状态下的预定尾迹模型,很好地提高了对诱导速度的预测精度。之后,自由尾迹方法更是得到了蓬勃的发展,它考虑了旋翼尾迹实际的收缩和畸变,允许尾迹涡线随当地气流速度自由移动,可以更准确地模拟诱导速度场^[12]。在此基础上,徐国华等人^[13]使用自由尾迹分析方法对旋翼前飞时的气动载荷进行了计算,收到了较好的效果。但该方法并未耦合计算旋翼挥舞和配平的影响,必须以试验所提供的预定操纵量作为输入参数,才能计算出与试验测得的旋翼载荷相符的计算结果。因此,配平、挥舞模块对于一个旋翼非定常气动载荷计算方法的实用性而言是非常重要的。

为了能够进行准确的旋翼非定常载荷的预测,本文基于时间步进自由尾迹方法,建立了耦合配平和桨叶挥舞运动模型的旋翼气动特性综合分析方法。方法中使用4阶精度的Adams-Bashforth-Moulton预测校正迭代格式,并采用Beddoes非定

常气动模型^[14]来模拟桨叶的压缩、气流分离效应。通过对多种前飞速度下旋翼非定常载荷以及总距突增时瞬态气动响应的计算验证了方法的有效性。

1 计算方法

1.1 自由尾迹求解方法

直升机飞行时,旋翼始终处于桨叶产生的尾迹涡流场中,尾迹的存在对旋翼的气动特性有着重要影响。本文对于尾迹的模拟采用了基于时间步进的自由尾迹方法,该方法将旋翼尾迹涡线离散为若干直涡线段,每段涡线的运动和空间位置都由自身以及空间所有涡线引起的诱导速度决定,其控制方程可以写为

$$\frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{v}(\mathbf{r}, t) \quad (1)$$

式中: \mathbf{r} 为该点的位置矢量; \mathbf{v} 为当地速度。

对于旋翼尾迹上任意一个节点,采用4阶精度的Adams-Bashforth-Moulton预测校正多步法对离散后的旋翼尾迹进行求解,即

$$\begin{aligned} \text{预测步: } \mathbf{r}_{t+4\Delta t}^* &= \mathbf{r}_{t+3\Delta t} + \frac{h}{24}(55\mathbf{v}_{t+3\Delta t} - 59\mathbf{v}_{t+2\Delta t} + \\ &\quad 37\mathbf{v}_{t+\Delta t} - 9\mathbf{v}_t) \\ \text{校正步: } \mathbf{r}_{t+4\Delta t} &= \mathbf{r}_{t+3\Delta t} + \frac{h}{24}(9\mathbf{v}_{t+4\Delta t}^* + 19\mathbf{v}_{t+3\Delta t} - \\ &\quad 5\mathbf{v}_{t+2\Delta t} + \mathbf{v}_{t+\Delta t}) \end{aligned} \quad (2)$$

式中:首先由4阶精度的显式Adams-Bashforth多步法给出一个预估值 $\mathbf{r}_{t+4\Delta t}^*$,再由同样4阶精度的隐式Adams-Moulton多步法作为校正步求出最终值 $\mathbf{r}_{t+4\Delta t}$ 。

由于该方法为多步法,需要利用之前4个时刻的信息来进行求解,因此,对于刚从旋翼桨尖释放的4个步长以内的节点,无法采用当前多步法来计算。针对这个问题,对于这些靠近旋翼的节点采用同样精度的4阶Runge-Kutta法进行求解。虽然4阶Runge-Kutta法的计算量要远高于4阶Adams-Bashforth-Moulton预测校正多步法,但由于其只处理少量节点,并不会过多地增加总计算量。

1.2 非定常气动模型

直升机工作时,旋翼处于复杂的非定常流场中。前行侧桨叶的桨尖马赫数很大,受到气流压缩性的影响,而后行侧的桨叶则受到气流分离的影响。因此,为了更加准确地计算桨叶剖面的升力和阻力,上述自由尾迹方法的气动模型采用了非定常Beddoes气动模型计算翼型的非线性升阻特性。

在Beddoes气动模型中,应用Kirchhoff/Helmholtz规则,相对气流分离临界点的升力系数

可表示为

$$C_l(\alpha) = 2\pi \left(\frac{1 + \sqrt{f}}{2} \right)^2 \alpha \cos\alpha \quad (3)$$

式中: α 为剖面来流迎角; f 为量纲一的后缘气流分离点位置,其位置与桨叶迎角 α 有关,表达式为

$$f = \begin{cases} 1 - 0.3 \exp\left(\frac{(\alpha - \alpha_0) - \alpha_1}{S_1}\right) & \alpha - \alpha_0 \leq \alpha_1 \\ 0.04 + 0.66 \exp\left(\frac{\alpha_1 - (\alpha - \alpha_0)}{S_2}\right) & \alpha - \alpha_0 > \alpha_1 \end{cases} \quad (4)$$

式中: α_0 为翼型零升迎角; α_1 为气流分离点 f 为 0.7 时的失速迎角; S_1 和 S_2 定义了翼型的静态失速特性,由经验公式给出。

进一步,通过修正法向力线斜率的值来考虑气流压缩性及气流分离的影响,引入 Prandtl-Glauert 因子 $\sqrt{1 - Ma^2}$,修正后的升力表达式为

$$C_l(\alpha) = \frac{2\pi}{\sqrt{1 - Ma^2}} \left(\frac{1 + \sqrt{f}}{2} \right)^2 \alpha \cos\alpha \quad (5)$$

式中 Ma 为来流马赫数。

同样在该模型中,阻力系数也考虑了气流压缩和分离的影响,表示为

$$C_d = C_{d_0} + 0.035 C_n \sin\alpha + K_D C_n \sin(\alpha - \alpha_{DD}) \quad (6)$$

式中: C_{d_0} 为零升阻力系数; α_{DD} 为阻力发散角;参数 K_D 可给出为

$$K_D = \begin{cases} 0 & \alpha \leq \alpha_{DD} \\ 2.7 e^{-d_f f} & \alpha > \alpha_{DD} \end{cases} \quad (7)$$

式中 d_f 由经验公式确定。

图 1 给出了本文采用 Beddoes 模型计算的 NACA0012 翼型的升力特性、阻力特性在来流马赫数为 0.3 时与试验值的对比。从图中可以看出,计算结果与试验值吻合良好,表明该模型在计算翼型升力及阻力时是有效的。

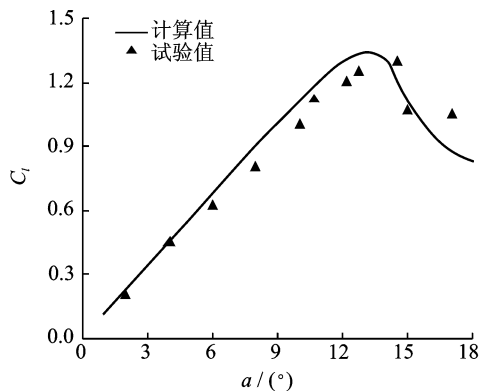
1.3 桨叶挥舞动力学模型

旋翼工作时,由于气动力的作用桨叶会产生挥舞运动。该运动对桨叶的有效迎角,以及旋翼尾迹的空间位置都会产生影响。因此,为了能准确计算旋翼非定常载荷,需要建立合适的桨叶挥舞动力学模型。

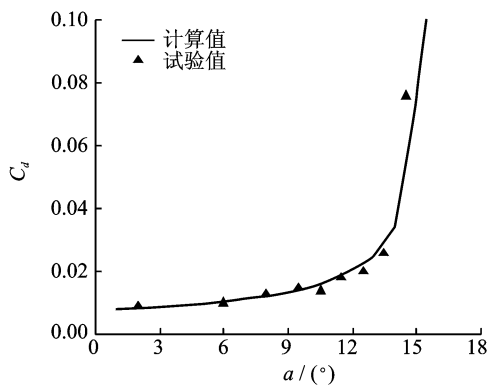
本文中桨叶挥舞模型采用刚性桨叶假设,根据挥舞铰处的力矩平衡关系

$$M_{CF} + M_I = M_\beta \quad (8)$$

式中:离心力力矩 $M_{CF} = (I_\beta + e S_\beta) \Omega^2 \beta$; 挥舞惯性力矩 $M_I = I_\beta \ddot{\beta}$ 。其中, Ω 为桨叶转速, β 为桨叶挥舞角, e 为挥舞铰偏置量, I_β 和 S_β 分别为桨叶绕挥舞



(a) 升力特性



(b) 阻力特性

图 1 在 $Ma=0.3$ 时 NACA0012 翼型升阻特性计算值与试验值对比

铰惯性矩和桨叶绕挥舞铰质量矩。由此可以得到挥舞动力学方程为

$$\frac{\ddot{\beta}}{\Omega^2} + v_\beta^2 \beta = \frac{M_\beta}{I_\beta \Omega^2} \quad (9)$$

式中 v_β^2 为量纲一的自由挥舞固有频率。

将式(9)转化为一阶常微分方程组,在每一方位上建立平衡方程,应用 4 阶 Runge-Kutta 法时间推进求解,便可与使用时间步进自由尾迹方法进行计算的旋翼尾迹同时在时间步上耦合迭代求解。

1.4 旋翼配平分析模型

直升机飞行时,飞行员通过旋翼操纵输入(总距和纵、横向周期变距)来改变桨叶的气动力,从而改变直升机的飞行姿态。因此,完整的旋翼气动分析方法须包含旋翼配平模型。

本文在配平时,固定旋翼的轴倾角和前飞速度,通过调整旋翼操纵量 z (总距角 θ_0 和周期变距角 θ_{1c}, θ_{1s})来满足给定的状态量 y (包括旋翼拉力系数 C_T 和桨盘侧倾角 a_1 、后倒角 b_1)。旋翼配平方程可以表示为

$$\Delta z = \lambda [J]^{-1} \Delta y \quad (10)$$

式中: $y = (C_T, a_1, b_1)^T$, $z = (\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s})^T$, 雅克比矩

阵 $[J]=\frac{\partial y}{\partial z}$ 。在求解过程中,当初始值不在真实解附近时,为保证稳定性,可以引入一阻尼因子 λ ($0<\lambda\leq 1$)。

由上述的桨叶挥舞模型、旋翼配平模型、非定常气动模型以及时间步进自由尾迹迭代模型,可以给出计算旋翼非定常气动载荷的综合流程图如图2所示。具体流程如下:

(1)随方位角时间步推进,每个时间步内更新

尾迹、求解环量、速度场、桨叶载荷及下一时间步桨叶的挥舞角;

(2)当方位角达到一圈时,求出当前的平均状态量,并且判断该状态量是否收敛,若不收敛则继续随方位角推进迭代;

(3)若收敛则判断该状态量是否与目标值一致,若不一致则进入配平模块,按配平方程更新操纵量,若一致则程序计算结束,输出结果。

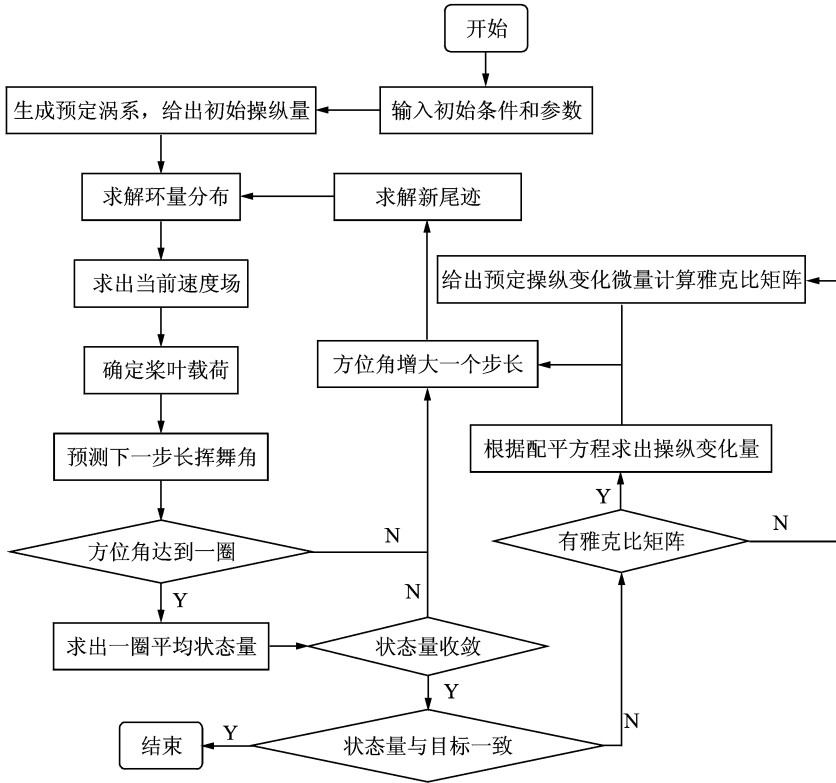


图2 旋翼非定常气动载荷计算流程图

2 计算结果及讨论

2.1 旋翼非定常载荷计算分析

为验证上节中建立的计算方法的有效性,首先以H-34型直升机^[15]为算例进行了计算。该直升机的旋翼参数如表1所示。

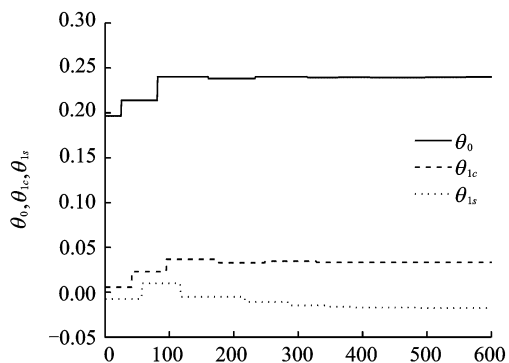
表1 H-34型直升机基本参数

桨叶 片数	桨叶半 径/m	弦长/ m	桨叶 根梢比	负扭转角/ (°)	挥舞静矩/ (kg·m)	挥舞惯性矩/ (kg·m ²)	旋翼转速/ (rad·s ⁻¹)
4	8.534	0.417	1	-8	268.4	1 594.44	22

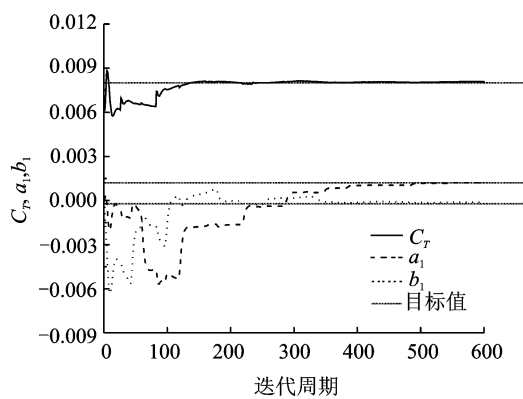
图3给出了小前进比0.029 6状态下配平求解中旋翼状态量、操纵量的变化。从结果中可以看出,本文建立的耦合配平和挥舞模块的计算方法可以使操纵量很快收敛到稳态值,并且旋翼状态量与

目标值吻合良好,表明该计算方法能有效地用于直升机飞行状态下的配平计算。

图4,5分别给出了在中速($\mu=0.129$)和大速($\mu=0.291$)前飞下,桨叶不同剖面上的载荷-方位角变化。直升机在中小速飞行时(图4),前飞来流与桨盘夹角小,且尾迹向后的相对运动也慢,易引起尾迹聚集在旋翼附近,并使得桨叶载荷在一周方位角内变化较大。而在一些特殊情况下,轴向气流会从下而上穿过桨盘,使得桨叶与尾迹直接相撞,导致桨-涡干扰现象的产生。当前进比较大时(图5),桨盘前倾角加大,轴向气流加速了尾迹的向下运动,同时大的前飞速度也使得尾迹向后的相对运动加快,因而桨叶载荷受到的干扰也明显减小。由图可见,本文计算方法均较好地预测到了不同飞行状态下的桨叶载荷分布。



(a) 操纵量z



(b) 状态量y

图 3 H-34 直升机旋翼配平过程($\mu=0.0296$)

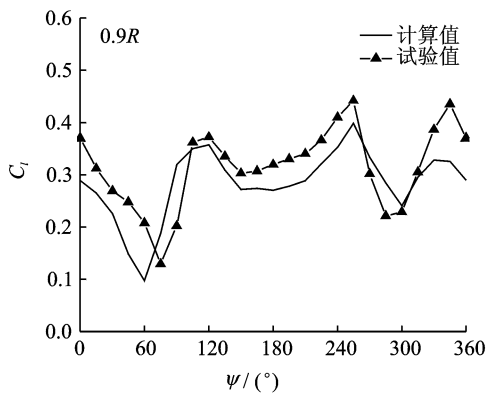
2.2 旋翼瞬态气动响应计算分析

直升机大机动飞行时,飞行员的操纵是突变的,此时旋翼周围的气动环境变化剧烈,从而导致旋翼气动力以及桨叶的运动产生显著的非定常变化。因此,准确地预测操纵突变状态下旋翼的气动响应具有较大的难度。本节在定常飞行旋翼气动载荷计算的基础上,进一步将所建立的方法应用于总距突增下旋翼瞬态气动响应的计算分析,其中旋翼模型^[16]参数如表 2 所示。

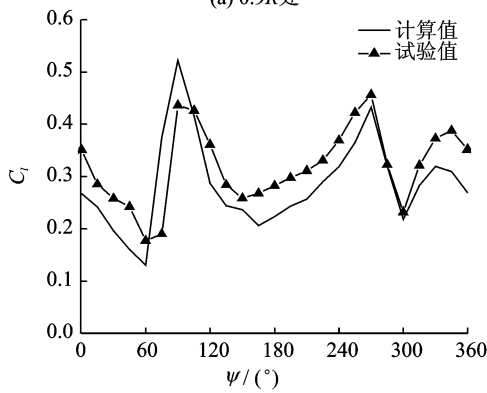
表 2 算例旋翼基本参数

桨叶片数	旋翼半径/ m	旋翼实度	挥舞铰外伸量	转速/ ($\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$)
3	5.79	0.042	0	23

文中算例以旋翼稳定悬停为初始状态,总距从 0 增加到 12° ,总距的阶跃输入用总距在短时间内的线性变化来模拟,其变化率为 $200^\circ/\text{s}$ 、 $48^\circ/\text{s}$ 及 $20^\circ/\text{s}$ 。图 6 分别给出了 3 种状态下旋翼拉力系数、挥舞角及诱导速度(桨盘下方 $0.1R$ 处)的时间变化历程,并与试验值进行了对比。

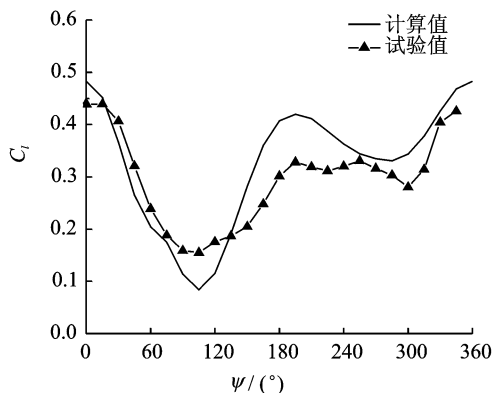


(a) 0.9R处

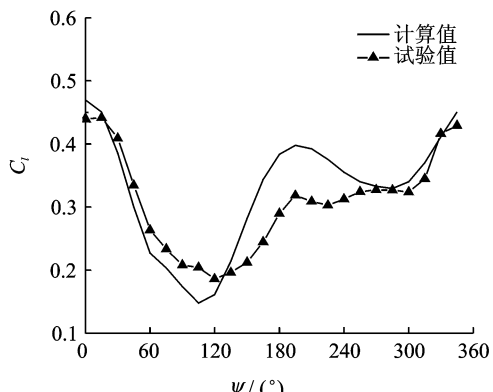


(b) 0.95R处

图 4 不同剖面处的桨叶拉力分布($\mu=0.129$)



(a) 0.9R处



(b) 0.95R处

图 5 不同剖面处的桨叶拉力分布($\mu=0.291$)

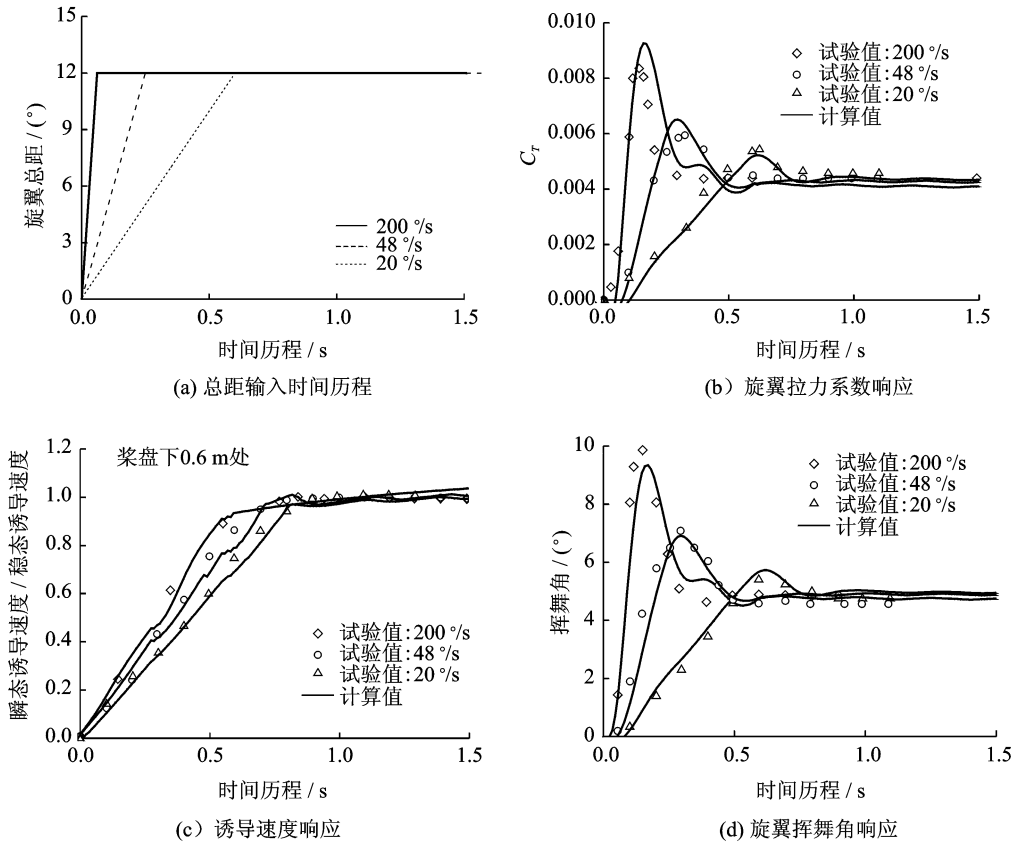


图6 总距突增时旋翼气动响应

当桨叶总距突变时,在桨叶表面会产生抵制拉力增大的反向涡,该反向涡的抑制作用会使得桨叶附体涡的总环量与总距的增长率不同步,而由茹科夫斯基升力-环量定理知道,桨叶剖面的升力与涡量是成正比的。因此旋翼总的拉力响应会出现滞后于总距变化的现象,即响应峰值出现的时间迟于输入总距到达峰值的时间。通过对比图6(b)中不同突增率下的响应迟滞时间,可发现突增率越大响应迟滞现象相对越明显。

如图6(c)所示,在桨盘下方0.6 m处,在桨距突增过程中,不仅反向涡量的存在会对旋翼拉力产生影响,同样由于尾迹响应的滞后,诱导速度的变化也是远滞后于总距的变化的,且总距增长率越大,诱导速度响应越迟滞。因此,在反向涡的抑制、减弱以及旋翼诱导速度逐渐增加的共同作用下,会导致旋翼拉力系数在总距增长过程中出现瞬时过冲现象,即出现大于最后稳态值的响应峰值。由图6(b)可见,过冲响应的幅度与总距突增率成正比关系。随着桨叶的环量完全传导至旋翼尾迹,诱导速度场也会逐步增大并趋于稳定,此时桨叶由于受诱导速度影响,有效迎角显著降低,因此旋翼拉力系数也从过冲峰值逐渐降低,直至达到稳态值。而

挥舞由于主要受旋翼气动力的影响,其响应过程完全呼应拉力系数的变化,见图6(c)。

由上述计算结果与试验数据的对比可知,本文的方法能较好地模拟总距突增时旋翼的动态响应,其给出的响应变化趋势与试验值是一致的,尤其是捕捉到了总距突增时的瞬时过冲现象及响应迟滞现象。

3 结 论

本文在时间步进自由尾迹方法的基础上,结合桨叶挥舞模型和旋翼配平模型,建立了一个完整的旋翼非定常气动特性计算方法。通过定常飞行下旋翼气动载荷以及总距突增下旋翼瞬态气动响应的计算和分析,可得到如下结论。

(1)通过分析配平过程中旋翼操纵量、状态量和旋翼尾迹空间形状的变化,以及对比有、无配平对计算结果的影响,表明具备耦合计算分析能力的高精度旋翼尾迹、配平和挥舞模型对于准确计算前飞状态下旋翼非定常载荷是非常必要的。

(2)在中低速前飞状态下的直升机旋翼易受到桨-涡干扰的影响,其气动载荷分布在一周方位角内变化剧烈,尤其在方位角 $90^\circ/270^\circ$ 附近;而大速

度前飞时,旋翼尾迹从桨尖释放后快速后移,使得干扰明显减小。本文方法很好地预测到了不同前飞状态下桨叶载荷的变化特征。

(3)在总距突增过程中,旋翼的拉力和挥舞运动会明显的过冲(出现大于最后稳态值的响应峰值)和迟滞(响应峰值出现的时间迟于输入总距到达峰值的时间)响应现象,本文的计算值与试验吻合良好,说明该方法也可以用于旋翼瞬态气动响应的计算。

参考文献:

- [1] 吕维梁,招启军,徐国华. 计入畸变修正的旋翼尾迹前飞状态稳定性分析[J]. 航空学报, 2012, 33(11): 1958-1966.
Lü Weiliang, Zhao Qijun, Xu Guohua. Analysis of rotor wake stability in forward flight associated with distortion revise[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(11): 1958-1966.
- [2] Wilkinson R. A description of a computer program to predict the performance of a helicopter rotor in steady forward flight[R]. WHL Research Paper, 1971.
- [3] Hansford R E. A unified formulation of rotor load prediction methods[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1986, 31(2): 58-65.
- [4] Young C. The prediction of rotor blade stresses by the RAE/WHL coupled modes analysis[C]//Thirteenth European Rotorcraft Forum. Arles, France; [s. n.], 1987: 145-157.
- [5] Beddoes T S. A synthesis of unsteady aerodynamic effects including stall hysteresis[J]. Vertica, 1976, 11(2): 113-123.
- [6] Beddoes T S. Onset of leading edge separation effects under dynamic conditions and low mach number[C]//34th Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington DC; [s. n.], 1978: 113-123.
- [7] Pitt D M, Peters D A. Theoretical prediction of dynamic inflow derivatives[J]. Vertica, 1981, 5(1): 21-34.
- [8] He C J. Development and application of a generalized dynamic wake theory for lifting rotors[D]. Atlanta: Aeronautical Engineering, Georgia Institute of Technology, 1989.
- [9] 王焕瑾, 高正. 直升机旋翼桨叶动态气动载荷计算方法[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(1): 54-60.
Wang Huanjin, Gao Zheng. A method for calculation of unsteady aerodynamic loads on rotor blade[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1999, 31(1): 54-60.
- [10] Landgrebe A J. The wake geometry of a hovering helicopter and its influence on rotor performance[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1972, 17(4): 3-15.
- [11] Beddoes T S. A wake model for high resolution airloads[C]//The International Conference on Rotorcraft Basic Research. Research Triangle Park, NC: [s. n.], 1985: 122-134.
- [12] Bhagwat M J, Leishman J G. Stability, consistency and convergence of time-marching free-vortex rotor wake algorithms[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2001, 46(1): 59-71.
- [13] 徐国华, 王适存. 前飞状态直升机旋翼的自由尾迹计算[J]. 南京航空航天大学学报, 1997, 29(6): 648-653.
Xu Guohua, Wang Shicun. Free wake calculation for helicopter rotor in forward flight[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1997, 29(6): 648-653.
- [14] Beddoes T S. Representation of airfoil behavior[J]. Vertica, 1983, 7(2): 183-197.
- [15] Scheiman J. A tabulation of helicopter rotor-blade differential pressures, stress and motions measured in flight[R]. NASA TM-X952, 1974.
- [16] Capenter P J, Fridovich B. Effect of a rapid blade-pitch increase on the thrust and induced-velocity response of a full-scale helicopter rotor[R]. NACA TN 3044, 1953.