

典型飞行状态下的旋翼振动载荷计算与分析

孙 韬¹ 谭剑锋² 王浩文²

(1. 南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016;

2. 清华大学航天航空学院, 北京, 100084)

摘要:建立了基于柔性多体动力学思想的综合气弹分析方法,以SA349/2“小羚羊”直升机为算例,对其典型飞行状态,包括一个小前进比状态,一个大前进比状态以及一个高速稳态转弯状态进行载荷计算。对于两个稳态前飞状态,采用自由尾迹模型计算诱导入流,通过配平迭代获得旋翼载荷;对于稳态转弯状态,将实测配平量作为输入量,采用Glauert线性入流模型计算诱导速度。在与试飞数据以及CAMRAD II计算结果的对比中,稳态前飞状态的计算结果与实测数据吻合较好,与CAMRAD II精度相当;对于接近飞行极限的高速转弯状态,本文计算值捕捉到了动态失速条件下旋翼载荷变化的主要特征。

关键词:直升机旋翼;综合气弹分析方法;气动载荷;结构载荷

中图分类号:V214.3

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2011)03-0302-06

Prediction and Analysis of Rotor Vibration Loads in Typical Flight Conditions

Sun Tao¹, Tan Jianfeng², Wang Haowen²

(1. Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, Nanjing University of Aeronautics

& Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing, 100084, China)

Abstract: This paper presents predictions of both the rotor airloads and structural loads using a comprehensive analysis based on flexible multibody dynamics method. Three typical flight conditions of SA349/2 helicopter are investigated: transition speed, high speed and steady turn. For two steady forward flight conditions, free wake model and trim procedure are used. Glauert linear inflow and trim data from flight tests are used at steady turn. Calculation results are compared with measured data from flight tests and calculations obtained using CAMRAD II. Generally, there are good agreements in forward flight conditions. For steady turn, the calculation result captures the main characteristics of rotor loads caused by dynamic stall.

Key words: helicopter rotor; comprehensive aeroelasticity analysis; airloads; structural loads

准确地预估旋翼载荷是直升机设计领域长期面对的难题。复杂的气流环境、非线性结构弹性变形、桨叶大幅度的刚体运动、非定常气动力以及这些因素之间的耦合效应,使旋翼载荷的变化规律难以把握。建立满足工程要求、快速、准确的载荷计算方法,能够有效缩短研制周期,规避项目风险,对于促进直升机设计技术的发展具有十分重要的意义。

近30年来,随着计算技术的突飞猛进,国外相继出现了CAMRAD^[1],UMARC^[2],2GCHAS^[3]等直升机综合气弹分析软件。通过不断地将计算值与试飞实测数据比对,各综合软件得到修正与改进,功能不断完善,并逐步应用于更深层次的设计领域之中,成为型号研制的有力工具。

在国内,王浩文等^[4]建立了直升机旋翼综合气

弹分析方法。本文在此方法的基础上,应用多体动力学建模方法,引入自由尾迹模型计算诱导入流,通过配平迭代获得旋翼载荷,提高了高速前飞和稳态转弯状态下气动载荷与结构载荷的计算精度。

小速度前飞与大速度前飞是直升机旋翼出现高振动载荷的典型状态。同时,对桨叶扭转载荷与高速条件下旋翼载荷等参数的预估是旋翼设计中关注的重点与难点问题^[5]。本文针对典型状态下的难点问题,以SA349/2“小羚羊”直升机前飞条件下一系列典型的飞行状态^[6](见图1),包括一个小前进比状态和一个大前进比状态等为算例,进行旋翼载荷计算。在此基础上,将计算范围延伸到接近飞行极限^[7]的高速转弯状态。通过将计算值与实测数据对比,分析不同飞行状态下影响旋翼载荷变化特征的主要因素。

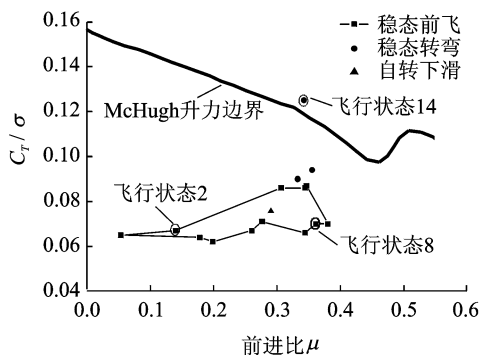


图1 SA349/2 飞行测试包线

1 综合气弹的载荷计算方法

1.1 旋翼结构动力学模型

建立旋翼系统结构动力学模型的核心在于准确地描述桨叶复杂的结构形式及运动特点。本文基于柔性多体动力学思想,在建模时采用多个坐标系(见图2),引入Hartenberg-Denavit 转换矩阵^[8],将桨叶任意一点在局部坐标系下的位置矢量与坐标转换矩阵分别进行如式(1,2)形式的增广

$$S^i = (S_x^i \quad S_y^i \quad S_z^i \quad 1) \quad (1)$$

$$H^i = \begin{bmatrix} T_i & 0 \\ \omega_i & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: T_i 为局部坐标转换矩阵, ω_i 为第*i*个坐标系

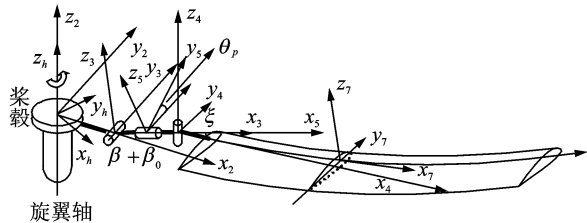


图2 旋翼坐标系

原点在第*i*-1个坐标系下的位置向量。

通过式(3)格式的递推运算,可以很方便地得到惯性坐标系下桨叶任意一点位置矢量 R 的增广向量 S^1

$$S^1 = (S_x^1 \quad S_y^1 \quad S_z^1 \quad 1) = S^6 H^6 S^5 H^5 H^4 H^3 H^2 H^1 \quad (3)$$

对于树形拓扑结构的旋翼而言,采用递推方法省去了繁琐的显式推导,有利于编程实现,提高了方法的适用性与灵活性。

在结构模型中将旋翼系统的各组成部分分为:梁单元、刚体元、铰与力元等4种模型。对于弹性桨叶,本文采用以Hodges中等变形梁理论^[9]为基础的工程梁方法,建立了二阶非线性梁模型,并通过若干个Chopra 15自由度梁单元^[10]对弹性变量进行离散。桨叶挥舞、摆振、变距与旋转等刚体运动由固结于铰的随体坐标系描述(见图2)。为了体现铰接式旋翼桨叶大范围刚体运动与桨叶自身弹性变形之间的耦合效应,将刚性挥舞、摆振与变距等铰运动坐标与梁单元的15个自由度通过动能的变分项加以整合,构成特殊的18自由度刚柔混合单元。为了保持模型的树形拓扑结构,在建模的过程中,将减摆器、变距拉杆等部件对桨叶的作用等效为非约束力元的形式。其中,各力元的阻尼值与刚度值来自于文献^[6]中实测数据的平均值。各模型通过编码实现不同的组合,构成不同的旋翼结构形式(见图3)。

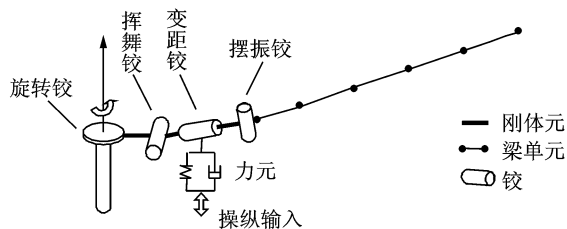


图3 SA349/2 桨叶计算模型

1.2 桨叶气动力计算模型

准确高效的气动力模型是提高载荷计算精度的关键。为了能够在计算中体现非定常/动态失速效应,同时兼顾运算效率,本文采用Leishman-Beddoes二维非定常/动态失速模型^[11]计算剖面气动力。对于稳态前飞状态,由基于Leishman自由尾迹算法的稳态入流模型^[12]计算桨盘诱导入流;高速转弯状态的入流值由Glauert^[13]线性入流模型获得。

尽管旋翼在大桨盘载荷或高速前飞等工作条件下,气动力的非定常/动态失速效应十分明显,但是气动力的定常成分仍然占据主要部分。对于有动

态失速情形发生的飞行状态14, 本文将二维翼型数据表与 Leishman-Beddoes 模型结合^[14], 通过对有效迎角 α_E 的一系列滞后修正, 得到滞后迎角 α_d , 进而修正 α_d 对应的剖面气动力系数, 最终获得失速条件下的剖面气动力响应。以剖面升力系数为例, 由式(4)计算失速条件下的剖面气动力系数

$$C_l = \left(\frac{\alpha_E - \alpha_z}{\alpha_d - \alpha_z} \right) C_{l2D}(\alpha_d) + \Delta C_{lDS} + C_{lUS} \quad (4)$$

式中: α_z 为翼型零升迎角, $C_{l2D}(\alpha_d)$ 为滞后迎角 α_d 对应的升力系数, ΔC_{lDS} 为涡升力系数, C_{lUS} 为冲量引起的非定常气动力。

1.3 配平计算模型

本文通过全机配平的方式进行配平计算, 采用刚体机身模型, 由牛顿法求解机身平衡方程

$$f_i = f_i(x_j) + \frac{\partial f_i(x_j)}{\partial x_j} \Delta x_j + \varepsilon(\Delta x_j^2) \approx$$

$$f_i(x_j) + \frac{\partial f_i(x_j)}{\partial x_j} \Delta x_j = 0 (i, j = 1, 2, \dots, 6) \quad (5)$$

式中: x_j 分别为旋翼的总距、横向周期变距、纵向周期变距、尾桨距, 机身俯仰角与侧倾角等配平量, $\partial f_i(x_j)/\partial x_j$ 为配平方程的雅可比矩阵。为避免数值差分方法引发的数值稳定性问题, 同时保证计算的收敛方向, 雅可比矩阵采用解析法求解。此外, 作用在平尾、垂尾与机身上的气动力与力矩通过将模型风洞试验数据拟合为机身姿态角的多项式或三角函数形式, 得到解析表达式。

1.4 响应求解过程

求解旋翼动力学方程是响应计算的核心。采用多体动力学建模方法获得的桨叶运动方程是一组周期时变的非线性方程。本文应用改进后的 Newmark 直接积分方法, 构造隐式算法^[4]求解桨叶运动微分方程, 获得桨叶响应。

对于两个稳态前飞状态, 求解过程采用弱耦合的计算方式进行, 计算流程见图4, 即旋翼流场并不在旋翼运动的每个时间步上进行实时修正, 而是在每次桨叶周期响应计算收敛, 旋翼配平量得到修正之后进行更新。稳态飞行条件下, 旋翼流场受前进比、操纵输入以及桨盘迎角等支配。由采用刚性桨叶模型的自由尾迹方法计算的旋翼诱导流能够体现旋翼流场的主要特性。弱耦合的求解方式兼顾了计算效率与精度之间的平衡, 同时也避免了强耦合计算难于处理的数值稳定性问题。

对于高速转弯状态, 外层的配平迭代被打开, 将试飞实测的配平量作为输入量, 作用于载荷计算

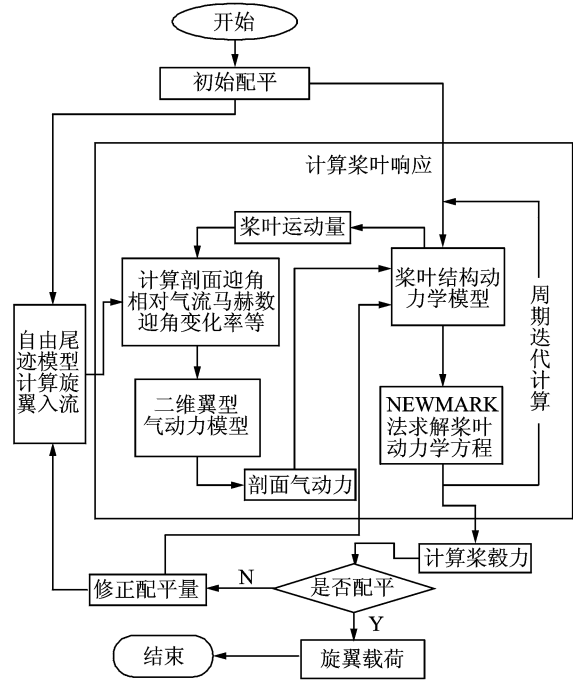


图4 旋翼载荷计算流程

模型。

2 算例验证与分析

与本文计算值进行对比的试飞实测数据来自文献[6]。在飞行状态2与飞行状态8的计算中, 与本文计算值进行对比的CAMRAD II桨叶结构载荷与气动载荷计算值分别来自文献[15,16]。

(1) 飞行测试状态2 ($\mu=0.14, C_T/\sigma=0.065$)

桨涡干扰效应引发的桨尖气动载荷在 90° 与 270° 方位附近的突变是小速度状态下旋翼气动载荷最明显的特征。这种现象在图5的飞行实测数据中有比较明显的体现。本文在气动载荷的计算方面取得了较好的精度, 得益于自由尾迹模型对低速下桨涡干扰特性较好的把握。通过对比可以看出, 本文结构载荷计算值与同样采用自由尾迹模型的CAMRAD II精度基本相当(见图6~8), 全有限元模型对不均匀入流引发的高频激励部分做出了合理的响应。小速度条件下气流不均匀性引发的非定常效应对桨叶扭转自由度作用显著, 产生了十分突出的高频响应成分, 本文计算值(见图8)捕捉到了其主要变化特征。

(2) 飞行测试状态8 ($\mu=0.36, C_T/\sigma=0.071$)

尽管此状态前进比较大, 但是从桨叶气动载荷的实测数据(见图9)可以看出, 桨涡干扰与失速等引发载荷剧烈变化的因素并不明显, 一方面在于OA209翼型良好的气动特性, 桨叶尖部翼型剖面未发生动态失速; 另一方面也与此时的配平状态有

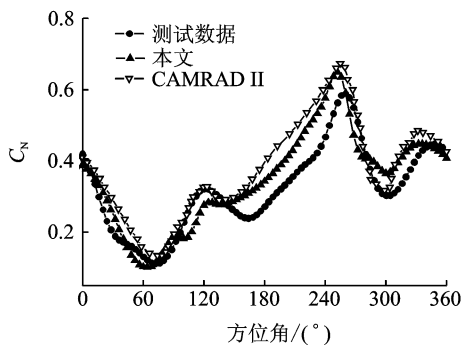


图5 飞行状态2, $r/R=0.88$ 半径处垂直力系数随方位角变化曲线

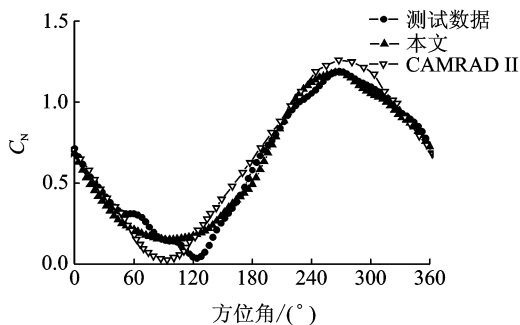


图9 飞行状态8, $r/R=0.88$ 半径处垂直力系数随方位角变化曲线

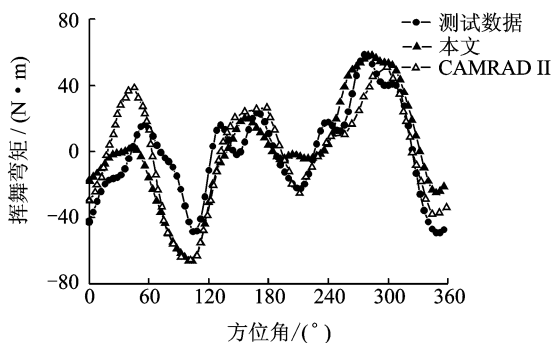


图6 飞行状态2, $r/R=0.46$ 半径处挥舞弯矩随方位角变化曲线

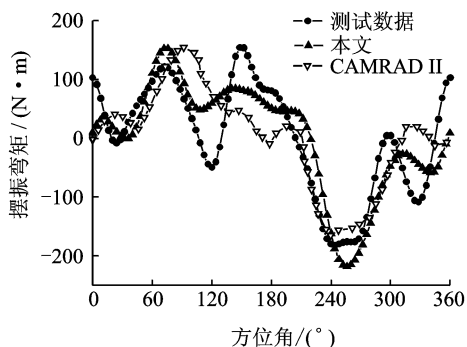


图7 飞行状态2, $r/R=0.46$ 半径处摆振弯矩随方位角变化曲线

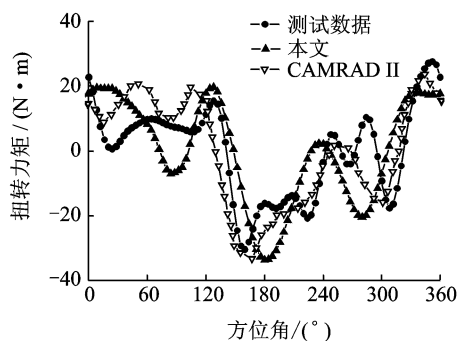


图8 飞行状态2, $r/R=0.54$ 半径处扭转力矩随方位角变化曲线

关, 桨尖涡被吹离随后的桨叶, 大前进比使诱导速度分布趋于均匀, 这些因素都使得气动载荷的计算难度降低, 精度提高, 旋翼载荷计算值与实测数据的吻合程度加强。本文挥舞、摆振弯矩计算值(见图10, 11)总体上略好于CAMRAD II。在桨叶扭转力矩计算方面, 本文(见图12)很好地捕捉到了总体的变化规律。

(3) 飞行测试状态 14 ($\mu = 0.34, C_T/\sigma = 0.125$)

该状态超越了 McHugh 升力边界^[7](见图1), 后行桨叶动态失速现象十分明显(见图13~15)。对于高入流比, 大前进比的高速转弯状态, 诱导入流

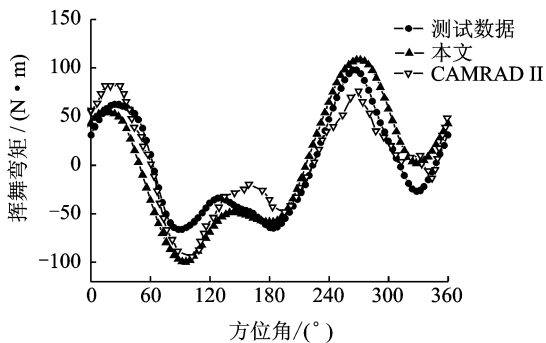


图10 飞行状态8, $r/R=0.46$ 半径处挥舞弯矩随方位角变化曲线

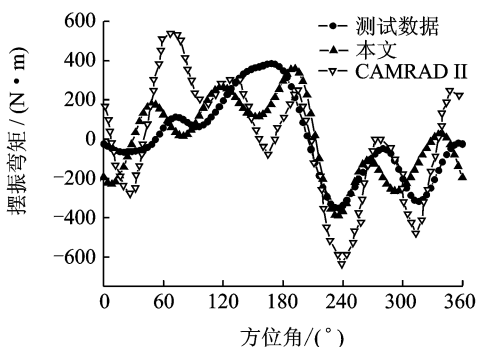


图11 飞行状态8, $r/R=0.46$ 半径处摆振弯矩随方位角变化曲线

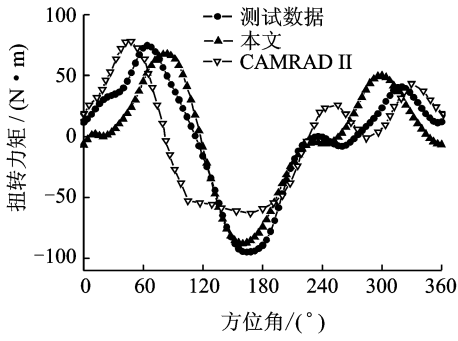


图12 飞行状态8, $r/R=0.54$ 半径处扭转力矩随方位角变化曲线

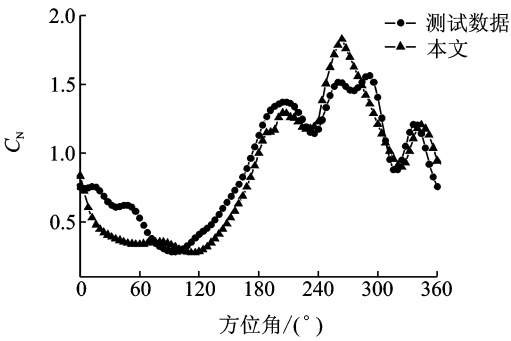


图13 飞行状态14, $r/R=0.75$ 半径处垂直力系数随方位角变化曲线

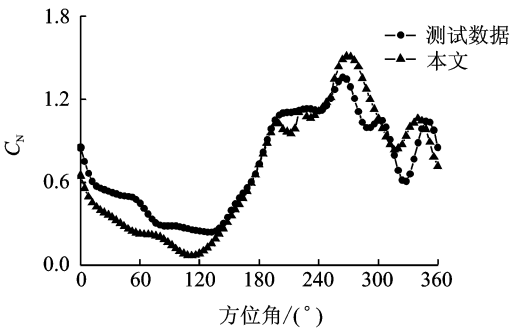


图14 飞行状态14, $r/R=0.88$ 半径处垂直力系数随方位角变化曲线

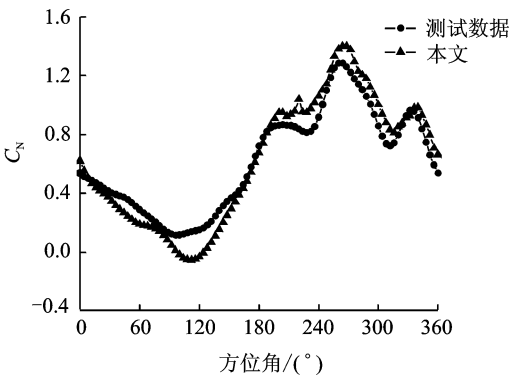


图15 飞行状态14, $r/R=0.97$ 半径处垂直力系数随方位角变化曲线

对于载荷的影响已经大为减弱,而高载荷条件下受失速效应影响的桨叶大幅度刚性运动与弹性变形对气动载荷的影响更加突出。剖面气动力模型能否体现失速情形下气动载荷的变化特点,成为气弹耦合计算中的关键因素。因此,尽管采用了相对简单 Glauert 线性入流模型,本文的处理方式依然是适宜的。从本文计算值与实测数据的对比中可以看出,虽然在幅值与相位两个方面均存在一定误差,但是本文计算值无论在气动载荷还是在结构载荷方面都捕捉到了该状态下旋翼载荷变化的主要特征(见图13~18)。失速效应对载荷的影响在扭转运动上体现得最为显著,从图18与12的对比中可以

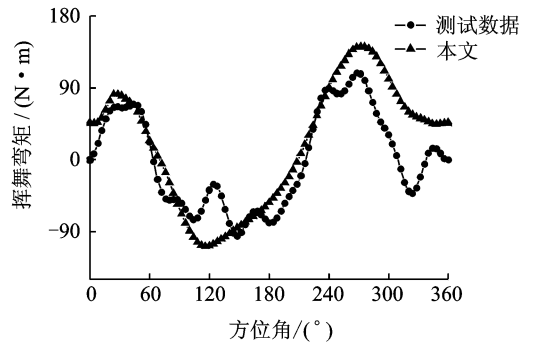


图16 飞行状态14, $r/R=0.46$ 半径处挥舞弯矩随方位角变化曲线

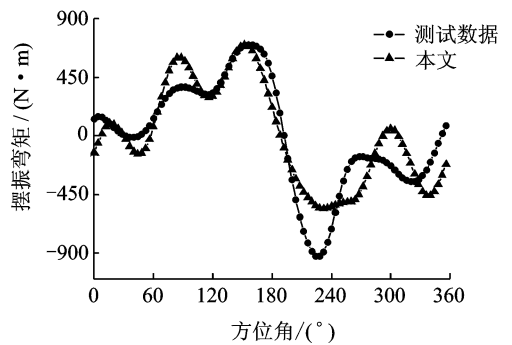


图17 飞行状态14, $r/R=0.46$ 半径处摆振弯矩随方位角变化曲线

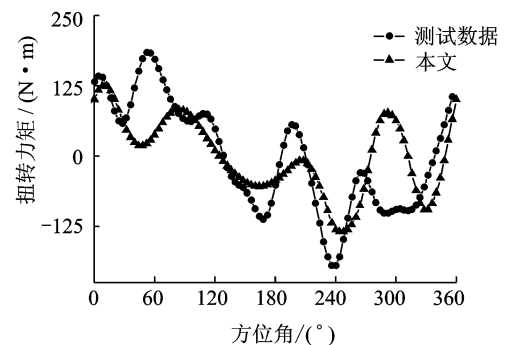


图18 飞行状态14, $r/R=0.54$ 半径处扭转力矩随方位角变化曲线

发现:(1)失速状态下54%半径处剖面扭转载荷幅值超过飞行状态8的2倍;(2)相对于飞行状态8,失速状态下后行桨叶扭转运动振荡剧烈。这也从一个角度说明了气动载荷是限制直升机飞行包线扩展的主要因素,气动载荷急剧变化造成扭转运动大幅振荡,使直升机难于操纵,甚至进入失速颤振状态。

3 结束语

本文计算了SA349/2“小羚羊”直升机3个典型飞行状态的旋翼振动载荷。通过对比,本文计算值与实测数据吻合较好,计算精度与CAMRAD II相当,充分验证了本文建立的综合气弹计算方法的有效性与适用性。

在小前进比状态下,自由尾迹模型能够体现出桨涡干扰的影响,因此,采用自由尾迹模型有助于提升小前进比下的载荷计算精度。

大前进比、高入流比状态下,诱导入流对于载荷计算的影响减弱,准确把握桨叶的非定常/动态失速特性更加重要。

在全部3个状态的计算中,由于较好地把握了桨叶的升力特性,挥舞弯矩计算值与实测数据达到了较好地吻合;摆振弯矩的计算值存在一定程度的幅值与相位偏差,反映出摆振阻尼对计算精度的影响;桨叶扭转力矩对于气动力的非定常作用十分敏感,准确地把握翼型的非定常特性,是提高桨叶扭转载荷计算精度的关键。

参考文献:

- [1] Potsdam M, Yeo H, Johnson W. Rotor airloads prediction using loose aerodynamic/Structural coupling[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(3): 732-742.
- [2] Datta A, Sitaraman J, Baeder J D, et al. Analysis refinements for prediction of rotor vibratory loads in high speed forward flight[C]// The 60th AHS Annual Forum. Baltimore: AHS, 2004: 1683-1700.
- [3] Lim J, Panda B, Sopher R. Current status of the U. S. army comprehensive helicopter analysis system [C]// The 56rd AHS Annual Forum. Virginia Beach: AHS, 2000: 1045-1056.
- [4] 王浩文,高正. 采用综合气弹分析方法的旋翼非定常气动载荷计算[J]. *南京航空航天大学学报*, 2003, 35(3): 268-272.
- [5] Bousman W G. Putting the aero back into aeroelasticity[R]. NASA TM-2000-209589, 2000.
- [6] Heffernan R, Gaubert M. Structural and aerodynamic loads and performance measurements of an SA349/2 helicopter with an advanced geometry rotor [R]. NASA TM-88370, 1986.
- [7] McHugh F J, Michael J. What are the lift and propulsive force limits at high speed for the conventional rotor[C]//The 34th AHS Annual Forum. Washington Dc: AHS, 1978.
- [8] Geradin M, Cardona A. Kinematics and dynamics of rigid and flexible mechanisms using finite elements and quaternion algebra[J]. *Computational Mechanics*, 1989, 18(4): 651-659.
- [9] Hodges D H, Dowell E H. Nonlinear equations of motion for the elastic bending and torsion of twist-ed nonuniform blades[R]. NASA TN 27818, 1974.
- [10] Bir G S, Chopra I. University of Maryland advanced rotorcraft code (UMARC) theory manual[R]. UM-AERO report 94-18, 1990.
- [11] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics [M]. 2nd edition. Cambridge: Cambridge University Press, 2006.
- [12] 谭剑锋. 操纵条件下的旋翼气动响应分析[D]: 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2009.
- [13] John W. Helicopter theory[M]. New York: Dover Publications, 1994.
- [14] John W. CAMRAD II, Comprehensive analytical model of rotorcraft aerodynamic and dynamic, Volume II: Components Theory [M]. Palo Alto, California: Johnson Aeronautics, 2000.
- [15] Yeo H, Johnson W. Comparison of rotor structural loads calculated using comprehensive analysis[C]// The 31st European Rotorcraft Forum. Florence, Italy: AHS, 2005: 18.
- [16] Yeo H, Johnson W. Assessment of comprehensive analysis calculation of airloads on helicopter rotors [J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(5): 1218-1228.