

## 基于 VVPM/CA 耦合的旋翼非定常载荷计算

肖宇 徐国华 史勇杰 黄嘉伟

(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:** 为了提高旋翼非定常载荷计算精度, 将基于黏性涡粒子方法 (Viscous vortex particle method, VVPM) 的尾迹计算引入至旋翼综合分析 (Comprehensive analysis, CA) 中, 建立了一个新的旋翼 VVPM/CA 耦合计算模型。该模型中, 旋翼 VVPM 基于第一性原理, 可模拟尾迹的畸变和扩散而不引入经验参数, 而旋翼 CA 则可以有效地进行桨叶弹性变形及非定常载荷计算, 通过采用松耦合策略, 可以高效地实现两者的信息交换。在此基础上, 以 SA349/2 直升机为算例, 针对其低速和高速两种典型前飞状态进行了深入分析, 计算表明, 本文建立的 VVPM/CA 耦合分析可以有效地预测旋翼尾迹形状及非定常载荷。

**关键词:** 黏性涡粒子; 综合分析; 旋翼; 载荷

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2014)03-0443-08

## Unsteady Load Calculation for Rotor Based on VVPM/CA Coupling

Xiao Yu, Xu Guohua, Shi Yongjie, Huang Jiawei

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

**Abstract:** In order to improve the accuracy of rotor unsteady load calculation, a viscous vortex particle method (VVPM) based wake simulation is integrated into the rotor comprehensive analysis (CA) module, then a new coupled method is established. In this model, the first principle based VVPM is capable of simulating the wake distortion and diffusion without any empirical parameter, while the rotor CA is able to calculate the elastic deformation and unsteady loads of rotor blade effectively. And through the loose coupling strategy, the information can be efficiently exchanged between two modules. Based on the developed method, the SA349/2 helicopter is chosen to be tested, and two traditional flight regimes are investigated thoroughly. The result shows that the VVPM/CA coupled analysis can predict the wake geometry and unsteady loads accurately.

**Key words:** viscous vortex particle; comprehensive analysis; rotor; loads

传统旋翼综合气弹分析 (Comprehensive analysis, CA) 软件为了适合于工程日常计算, 常常基于升力线理论<sup>[1]</sup> 构建非定常气动力模型, 以此在满足计算效率限制下尽量提高计算精度, 由于基于线涡离散的自由尾迹分析在实际计算中具有高效和较高精度的优点, 在上述软件中均得到了较为广泛

的采用。

虽然基于势流线涡的自由尾迹方法一定程度上可用于旋翼尾迹计算与气动分析, 但是其严重依赖于经验参数<sup>[2]</sup>, 无法准确地模拟尾迹涡的畸变及扩散<sup>[3]</sup>。因此, 研究人员开始研究新的尾迹建模方法, 2009 年, Zhao 等人<sup>[3]</sup> 首次将计入粘性的涡粒

基金项目: 国家自然科学基金(11302103)资助项目。

收稿日期: 2013-12-24; 修订日期: 2014-04-08

通信作者: 徐国华, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: ghxu@nuaa.edu.cn。

子方法(Viscous vortex particle method, VVPM)引入到旋翼尾迹分析中,通过数值计算表明,该方法可以高效且准确地对旋翼尾迹进行分析。魏鹏等人<sup>[4]</sup>在此基础上,将W-L二阶升力线理论与粘性涡粒子模型相结合,从而可更有效地计入桨叶的三维效应。另外,谭剑锋等人<sup>[5]</sup>则将涡粒子方法用于直升机旋翼/机身干扰的分析,表明了粘性涡粒子方法用于气动干扰研究的有效性。虽然粘性涡粒子方法相对于传统自由尾迹方法在计算精度上取得了明显的提高,但是这些研究中大都未考虑旋翼桨叶的弹性影响,因此具有一定的局限性。

鉴于此,本文尝试将粘性涡粒子尾迹模型与旋翼CA分析相结合,从而建立一个高精度的VVPM/CA耦合分析,并用于旋翼非定常载荷计算中,由于VVPM/CA耦合分析中考虑了桨叶弹性,从而可以更加精确地对旋翼尾迹进行建模。本文首先分别建立了一个旋翼VVPM尾迹分析和气弹分析模型,在此基础上,将两者结合建立松耦合分析模型。最后采用所建立的模型对SA349/2直升机旋翼进行了深入的验证分析,表明本文建立的方法可以有效地进行旋翼非定常气动及结构载荷计算。

## 1 数值计算模型

### 1.1 VVPM 计算模型

对于旋翼流动来说,压缩性主要存在于桨尖附近等马赫数较大的流动中,对于尾迹区的流动,可以近似假定其为不可压缩,对应的N-S方程<sup>[3]</sup>可如下描述

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} = -\frac{1}{\rho} \cdot \nabla p + \nu \nabla^2 \mathbf{u} \quad (1)$$

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad (2)$$

式中: $\mathbf{u}$ 为速度场; $p$ 为压强场; $\nu$ 为运动粘性系数; $\nabla = (\partial/\partial x \quad \partial/\partial y \quad \partial/\partial z)^T$ 为微分算子; $\nabla^2$ 为拉普拉斯算子。传统基于Euler描述求解的CFD计算方法,需要在范围较大的尾迹区内进行流场变量的迭代计算,从而导致计算效率的低下,而针对直升机旋翼等尾迹涡占优的流场模拟来说,显然采用以涡量为变量,用Lagrange描述的控制方程可以更加直接进行尾迹建模。为此,对式(1)两侧取旋度运算,得到不可压粘性流体的涡量输运方程

$$\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} = \boldsymbol{\omega} \cdot \nabla \mathbf{u} + \nu \nabla^2 \boldsymbol{\omega} \quad (3)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}$ 为涡量,有 $\boldsymbol{\omega} = \nabla \times \mathbf{u}$ ;而 $d()/dt = \partial()/\partial t + \mathbf{u} \cdot \nabla()$ 为物质导数。对于具体直升机旋翼尾迹模拟来说,由于桨叶存在气动载荷,流场中会不断产生新的涡逸出至旋翼尾迹中,因此可将式(3)改写为

$$\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} = \boldsymbol{\omega} \cdot \nabla \mathbf{u} + \nu \nabla^2 \boldsymbol{\omega} + \mathbf{S} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{S}$ 表示新生涡的源项。将涡量公式 $\boldsymbol{\omega} = \nabla \times \mathbf{u}$ 和向量恒等式 $\nabla^2 \mathbf{u} = \nabla(\nabla \cdot \mathbf{u}) - \nabla \times (\nabla \times \mathbf{u})$ 代入式(2),得到如下泊松方程

$$\nabla^2 \mathbf{u} = -\nabla \times \boldsymbol{\omega} \quad (5)$$

式(4,5)即构成了本文基于Lagrange描述的涡方法控制方程。对方程的具体离散求解可参考文献<sup>[4]</sup>进行,此处不展开叙述。

### 1.2 CA 计算模型

在直升机综合分析平台中,旋翼CSD计算模型一般采用二维线性截面分析结合一维非线性梁分析构成<sup>[6]</sup>,如图1所示。这是为了保证分析精度的同时,避免直接处理三维非线性有限元而造成的时间和内存的浪费,本文同样选用该方法构建旋翼结构计算模型。

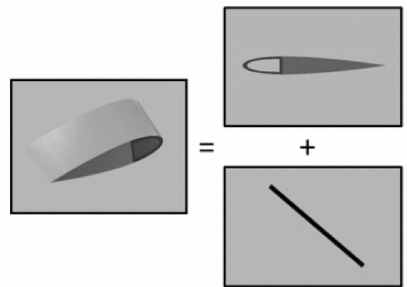


图1 旋翼CSD计算模型分解示意图

Fig. 1 Schematic of rotor CSD computational model

对于截面分析模型,本文采用基于二维有限元进行<sup>[7]</sup>,与早期解析法相比,有限元法能处理各种截面且无需做任何假设,因此得到广泛的应用。本文有限元单元采用四边形单元和三角形单元两种,分别采用Gauss积分和Hammer积分进行处理。图2给出了本文截面分析的有限元网格示意图。

在获得桨叶截面特性后,从哈密尔顿原理出发建立描述一维桨叶运动的微分方程

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0 \quad (6)$$

对于旋翼桨叶,式中 $\delta T$ , $\delta U$ 和 $\delta W$ 分别表示桨叶在某一状态的应变能、动能的变分和气动外力

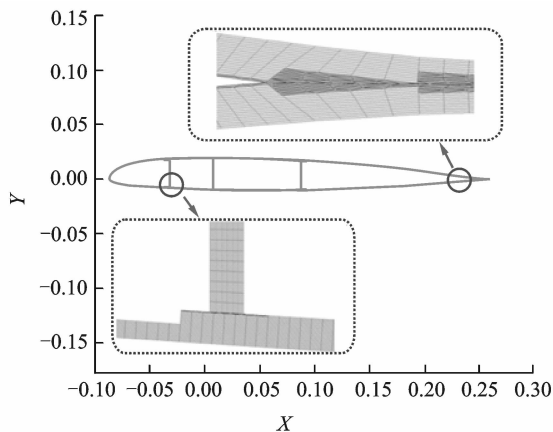


图 2 截面示意图

Fig. 2 Schematic of cross section

所做的虚功。对于有限元空间离散,本文选用基于中等变形梁理论的改进 YF 模型进行。原始的 YF 模型为 23 自由度,采用了基于圣维南原理的截面分析模块<sup>[8]</sup>,具有一定的局限性<sup>[9]</sup>。为了更好地与本文采用的截面分析模型相结合,对原始 YF 模型进行了精简改进,针对欧拉梁自由度减少到 14,从而更有针对性地处理桨叶模型。图 3 为本文采用的欧拉梁模型自由度示意图。

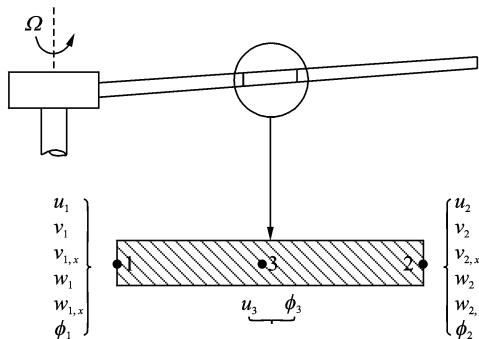


图 3 欧拉梁模型 14 自由度示意图

Fig. 3 Schematic of 14-DOF Euler beam element

经过有限元离散后最终可以得到非线性常微分方程组

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}\mathbf{q} + \mathbf{F} = 0 \quad (7)$$

式中: $\mathbf{M}$ 、 $\mathbf{C}$  和  $\mathbf{K}$  分别为质量、阻尼和刚度矩阵; $\mathbf{F}$  为桨叶所受的外力矢量; $\mathbf{q}$  为节点变形位移矢量。

## 2 耦合分析模型

### 2.1 桨叶模型

对桨叶进行简化,将桨叶用若干个面元替代,面元沿展向分布,弦向放置一个面元,因此该模型

为简化的升力面模型,如图 4 所示。该模型在保留足够精度的同时又具有较高的计算效率,因此得到了广泛的应用。

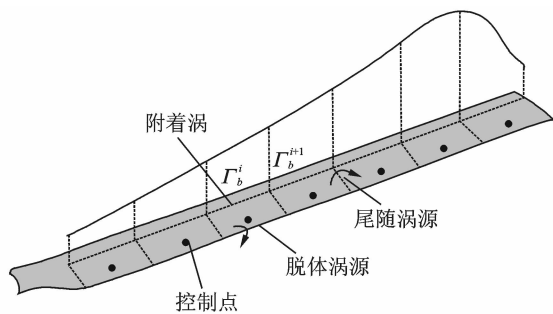


图 4 Weissinger-L 升力线模型

Fig. 4 Weissinger-L lifting line model

该模型在每个面元的 1/4 弦线处布置有恒定强度的附着涡,在 3/4 弦线处布置有控制点,附着涡环量沿展向变化产生尾随涡,前后两时间站点的变化则产生脱体涡,其从后缘脱出后进入 VVPM 计算流场中。对于附着涡环量的求解来说,则可以在控制点处施加法向无穿透边界条件,通过求解线性方程组来得到附着涡的环量,其方程组矩阵表达形式为

$$\begin{bmatrix} a_{11} & \cdots & a_{1N_s} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{N_s 1} & \cdots & a_{N_s N_s} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_b^1 \\ \vdots \\ \Gamma_b^{N_s} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} b_1 \\ \vdots \\ b_{N_s} \end{bmatrix} [\mathbf{n}] = 0 \quad (8)$$

式(8)可以表示为

$$(\mathbf{A}\Gamma_b - \mathbf{B})\mathbf{n} = 0 \quad (9)$$

式中: $\mathbf{A}$  为附着涡环量对控制点的影响系数矩阵; $\mathbf{B}$  为控制点处的除待求附着涡区诱导影响下其他因素产生的气流速度矢量; $\Gamma_b$  为第  $b$  片桨叶的附着涡环量; $\mathbf{n}$  为控制点物面法矢。求得桨叶附着涡环量分布后,即可计算得到新涡粒子源项,代入 VVPM 计算域进行流场求解。

### 2.2 信息交换

本文采用松耦合方式实现 VVPM 计算与 CA 程序的耦合。为了避免 VVPM 在配平时计算 Jacobian 矩阵产生的巨大计算量,CA 配平子迭代中不进行 VVPM 计算,Jacobian 矩阵仅由操纵量扰动产生的气动载荷变化决定,与扰动产生的尾迹入流变化无关。因此,本文 VVPM/CA 耦合的关键在于 VVPM 与 CA 程序中 CSD 模块的耦合。VVPM 模块提供旋翼一周桨叶气动点上的诱导速度,而 CSD 模块则提供一周桨叶弹性变形后若干关键点的坐标信息,两者信息(诱导速度及坐标信

息)在旋翼每旋转一周进行交换。

### 2.2.1 CA 计算信息传递至 VVPM 模块

对于采用刚性桨叶假设的 VVPM 计算来说,附着涡、弦向涡段、控制点及后缘位置等坐标都为固定,由刚性桨叶外形确定,通过简单坐标转换即可得到当前站点上计算所需桨叶表面任意点的坐标值;而对于本文 VVPM/CA 耦合分析来说,坐标的确定则要复杂得多。弹性轴上任意点坐标由前一周 CA 计算得到的弹性变形坐标插值得到,而通过假设截面刚性不发生变形,即可得到截面其他点坐标(控制点及后缘点等),从而实现了结构弹性变形向 VVPM 计算的信息传递。

### 2.2.2 VVPM 计算信息传递至 CA 模块

VVPM 模块在时间推进时,在每一时间步内,对桨叶弹性轴(1/4 弦线)上气动点计算诱导速度,在一周计算结束后,输出至 CA 模块,从而实现 VVPM 计算至 CA 模块的信息传递。

## 2.3 计算流程图

鉴于本文耦合计算中,CA 计算与 VVPM 计算采用松耦合策略,因此两者相对独立,可选择不同的时间步长,由于两者计算时间步长量级相同,本文采用常见的线性插值完成两个模块中桨叶展向和周向两个方向的信息传递。图 5 给出了本文旋翼 VVPM/CA 耦合气弹分析流程图,具体计算步骤如下:

(1)对截面进行有限元网格划分及提供相应铺层信息,采用第 1.2 节建立的截面特性分析模块对复合材料截面特性进行分析,得到桨叶各截面质量及刚度特性常数。

(2)采用刚性桨叶假设进行初始化 VVPM 计算,得到收敛后的涡量场,并求得桨叶当地诱导速度;构建一维梁结构分析模型,对其进行模态分析,获取低阶若干模态用于物理空间与模态空间转换。

(3)求解关于刚度和广义力的线性系统得到桨叶运动的初始响应量,然后采用时间推进计算第一个周期桨叶变形。

(4)考虑弹性的旋翼 VVPM 求解并更新桨叶当地诱导速度,采用该诱导速度计算下一周期的桨叶变形。

(5)使用 Newton-Raphson 方法更新配平控制量。如操纵量没有收敛,则执行第(4)步,重新进行下一周期的计算,否则进入后处理模块进行载荷、

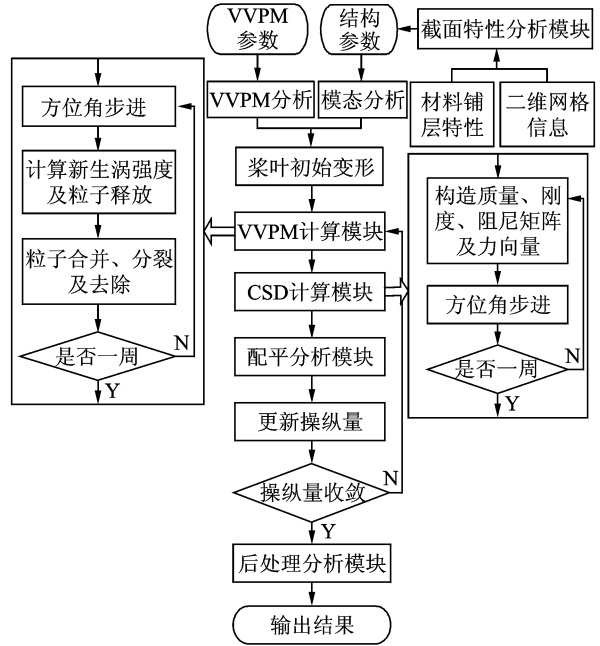


图 5 旋翼 VVPM/CA 耦合分析流程图

Fig. 5 Flowchart of rotor VVPM/CA coupled analysis

稳定性等分析。

## 3 数值算例

下面以 SA349/2 小羚羊直升机为例<sup>[10]</sup>,进行相关数值分析。表 1 给出了该型直升机旋翼部分参数。

表 1 SA349/2 直升机旋翼基本参数

Tab. 1 Parameters of SA349/2 helicopter rotor

| 参数说明     | 参数值   |
|----------|-------|
| 旋翼构型     | 铰接式   |
| 桨叶片数     | 3     |
| 旋翼半径/m   | 5.25  |
| 弦长/m     | 0.35  |
| 预扭/(°)   | -7.3  |
| 翼型       | OA209 |
| 挥舞铰外伸量/m | 0.11  |
| 摆振铰外伸量/m | 0.475 |

为了验证本文结构模型的正确性,首先计算了旋翼的固有频率。图 6 给出了前三阶挥舞、前两阶摆振、前一阶扭转频率的共振图,并给出了 CAMRAD 计算的参考值,通过对比可以看出,本文计算结果与该参考值吻合得较好。

表 2 给出了本文计算的低速和高速两种不同飞行状态参数。

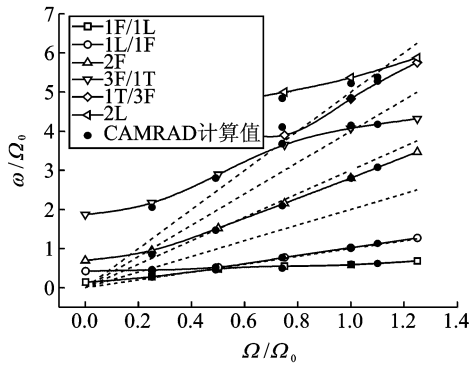


图 6 SA349/2 旋翼共振图

Fig. 6 SA349/2 rotor blade frequencies

表 2 SA349/2 飞行试验状态基本参数

Tab. 2 Parameters of SA349/2 flight test condition

| 参数           | 低速    | 高速    |
|--------------|-------|-------|
| $\mu$        | 0.14  | 0.36  |
| $C_T/\sigma$ | 0.065 | 0.071 |

图 7 给出了本文采用 VVPM 和势流线涡方法 FWM 与旋翼 CA 耦合模型计算得到的剖面气动载荷曲线,从图中可以看出,两种模型在一定程度上都能较好地反映旋翼非正常气动载荷变化,相对于自由尾迹方法,涡粒子方法在预测气动载荷上更加精确,尤其是低速前飞状态,气动载荷的非定常效应较高速前飞更加明显,VVPM/CA 耦合计算很好地模拟出了该现象。

低速前飞之所以会发生较为明显的桨-涡干扰,是由于桨尖涡不能及时吹向桨盘后方所导致的,从气动载荷曲线可以看出,桨-涡干扰主要存在于

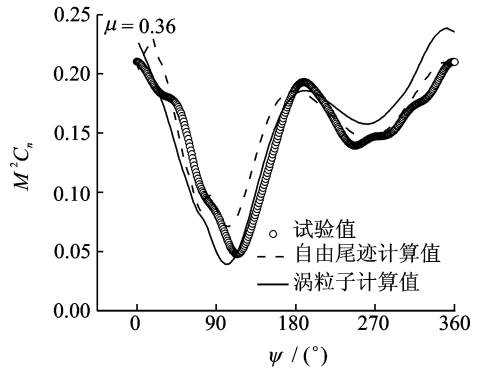
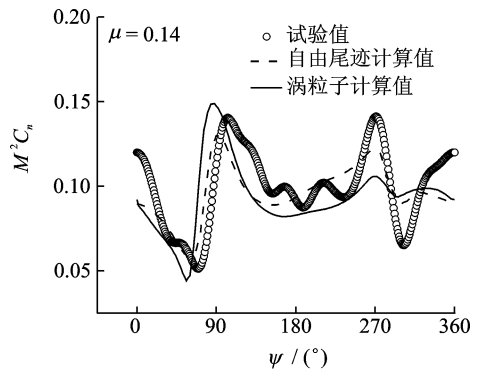


图 7 法向力系数对比图( $r/R=0.97$ )

Fig. 7 Comparison of normal force coefficient( $r/R=0.97$ )

前行边  $90^\circ$  和后行边  $270^\circ$  左右,此时诱导速度剧烈变化,引起迎角剧烈变化,从而导致载荷的波动,而大速度前飞由于尾迹产生后即被吹入旋翼后方,桨-涡干扰效应较小,图 8,9 分别给出了低速和高速飞行状态下的旋翼尾迹结构对比图,从图中可以看出,由于前进比 0.14 低速前飞时,旋翼尾迹涡停留在桨盘附近,导致尾迹畸变严重,桨尖涡卷起明显,

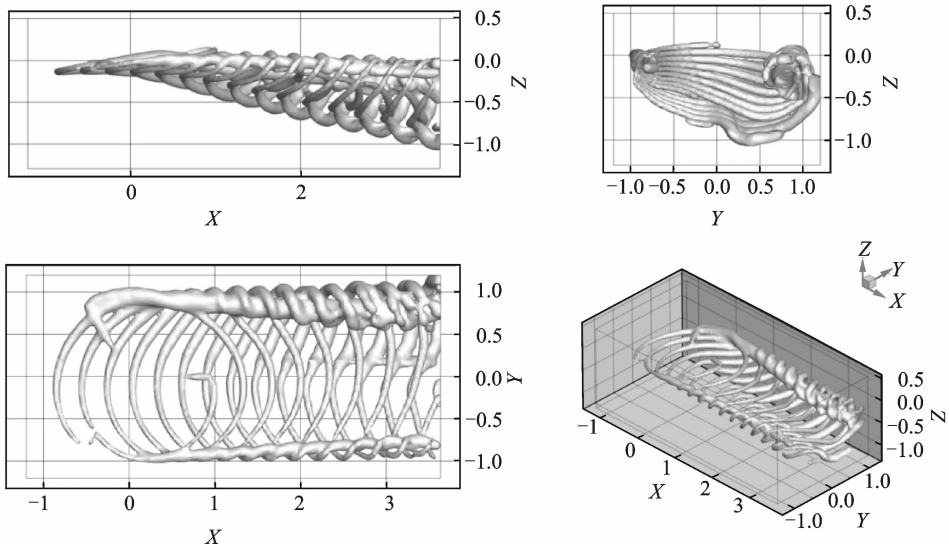


图 8 低速前飞状态涡量等值面图

Fig. 8 Vorticity isosurface under low-speed forward-flight condition

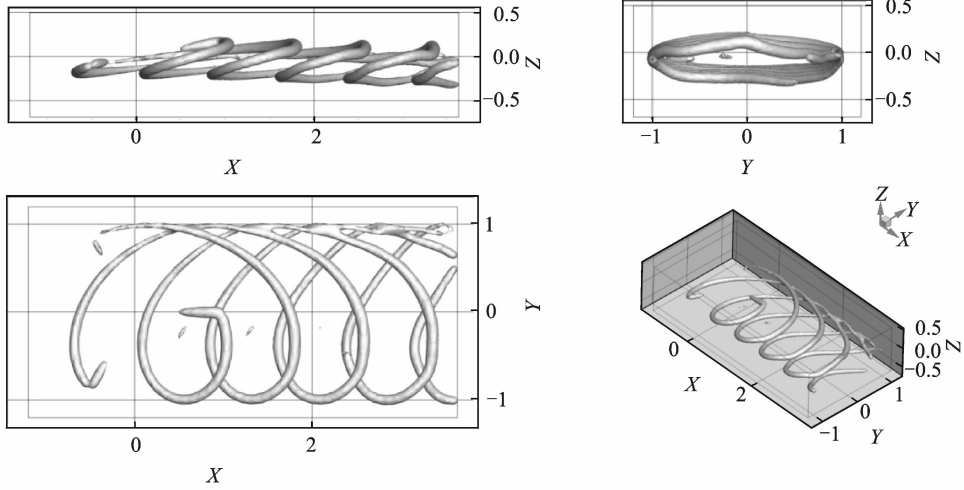


图9 高速前飞状态涡量等值面图

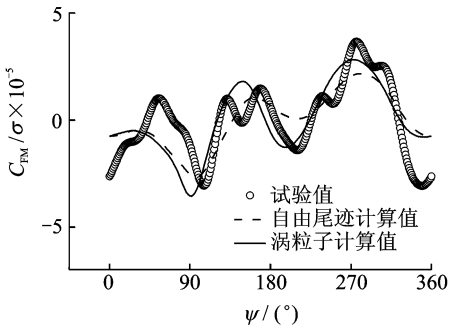
Fig.9 Vorticity isosurface under high-speed forward-flight condition

而随着前飞速度增大,尾迹涡迅速吹入桨叶后方,尾迹畸变减小。

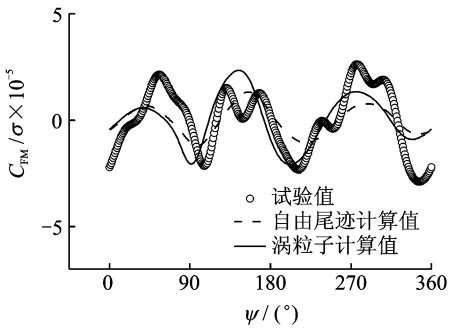
图10给出了低速前飞下的剖面非定常挥舞弯矩。其中本文振荡载荷特指1/圈以上的载荷分量,而振动载荷特指 $(N_b - 1)$ /圈以上载荷分量,对于本文算例为2/圈以上的载荷分量,从图中可以看出,振荡载荷和振动载荷曲线差别较小,说明该状态下的挥舞弯矩主要由2/圈以上的振动载荷构

成,1/圈的载荷分量相对较小。计算值与试验值总体上吻合得较好,对于桨-涡干扰产生的高频振动载荷捕捉有待改进。

图11给出了高速前飞 $\mu = 0.361$ 下的挥舞弯矩图,从图中可以看出,相对于低速前飞状态,挥舞

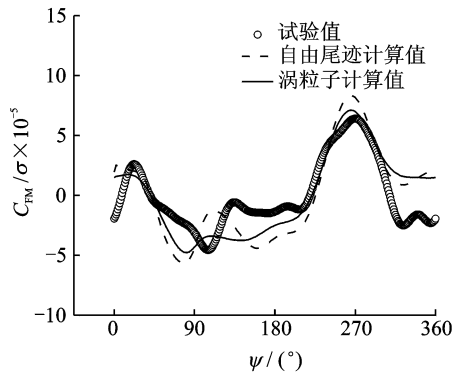


(a) 振荡载荷

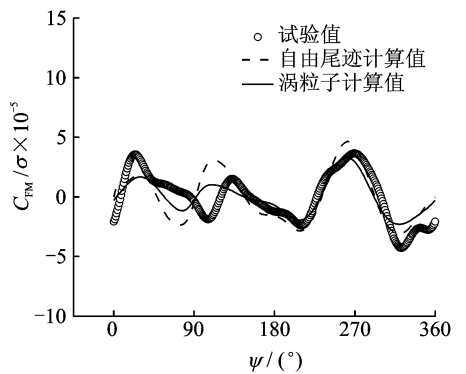


(b) 振动载荷

图10 低速前飞状态挥舞弯矩对比图( $r/R=0.46$ )  
Fig.10 Comparison of flapwise bending moment under low-speed forward-flight condition( $r/R=0.46$ )



(a) 振荡载荷



(b) 振动载荷

图11 高速前飞状态挥舞弯矩对比图( $r/R=0.80$ )  
Fig.11 Comparison of flapwise bending moment under high-speed forward-flight condition ( $r/R=0.80$ )

弯矩的预估相对要好,同样,从图中可以看出,在桨根  $r/R=0.20$  处计算值与试验值,尤其是1/圈的载荷,相对偏差较大,而其他剖面的振荡载荷和振动载荷都相对较好,尤其是2/圈以上的振动载荷,幅值和相位都捕捉地较好。

图12给出了高速前飞  $\mu=0.361$  下的扭转力矩图,从图中可以看出,扭转力矩的计算还是相当好的,仅次于挥舞力矩,这也说明本文采用的模型的正确性。

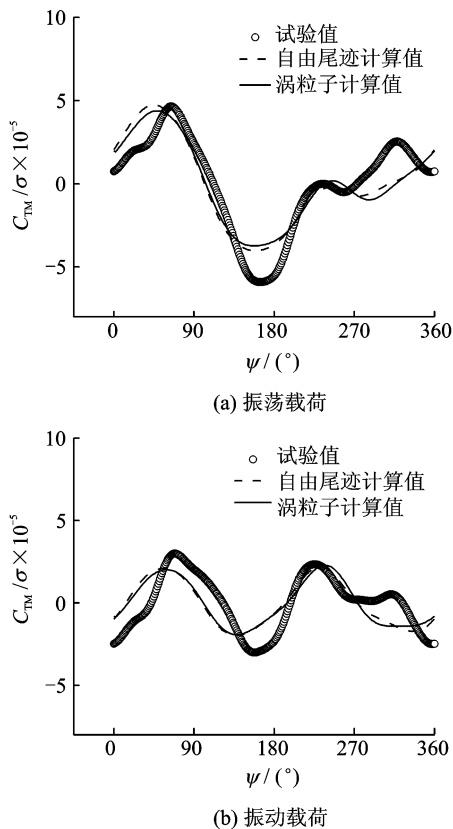


图12 高速前飞状态扭转力矩对比图( $r/R=0.54$ )  
Fig. 12 Comparison of torsion bending moments under high-speed forward-flight condition ( $r/R=0.54$ )

最后图13给出了高速前飞  $\mu=0.361$  下的摆振弯矩图,从图中可以看出,相对于挥舞弯矩来说,摆振弯矩的计算结果有所偏差,尤其是相位,这可能与缺少摆振阻尼器的模拟及阻力的计算精度有关,同样,相对于剖面振荡载荷来说,振动载荷吻合得相对较好,说明计算误差来源主要来自于低阶载荷,这与操纵量、入流模型等密切相关。

## 4 结 论

本文将旋翼粘性涡粒子(VVPM)尾迹分析与直

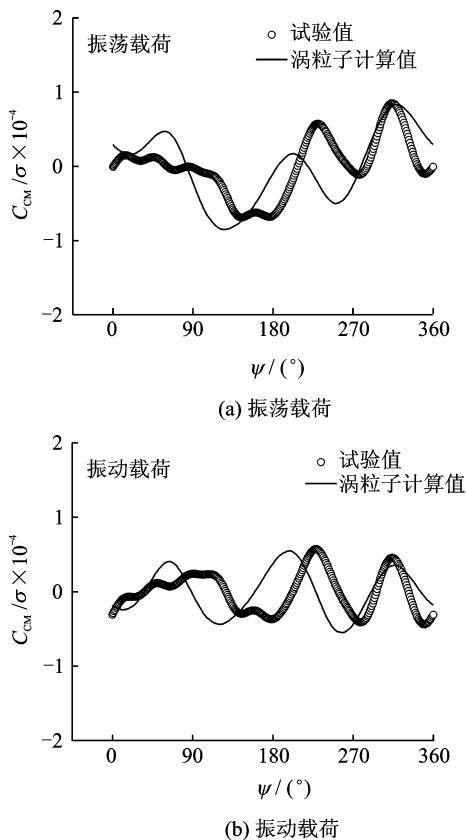


图13 高速前飞状态摆振弯矩对比图( $r/R=0.80$ )  
Fig. 13 Comparison of edgewise bending moments under high-speed forward-flight condition ( $r/R=0.80$ )

升机综合气弹分析(CA)相耦合,建立了一个经验参数较少且较为精细的旋翼 VVPM/CA 耦合分析,通过对 SA349/2 直升机旋翼尾迹分析及非定常载荷计算,验证了方法的有效性,并得到以下结论:

(1)本文结构载荷计算模型对非定常挥舞力矩的预测较好,而扭转和摆振弯矩的预测则有一定差距,这有可能是缺少操纵拉杆及摆振阻尼器的模拟以及气动扭转力矩、阻力的预测精度不足导致的。

(2)旋翼高速前飞状态下,非定常气动载荷与入流模型的选择关系不大,采用均匀入流即可得到较为满意的结果,其更多取决于剖面非定常气动力计算模型。而低速前飞状态,尾迹影响较为显著,此时,粘性涡粒子方法相比传统自由尾迹计算优势更为显著。

## 参考文献:

[1] Yeo H, Johnson W. Assessment of comprehensive analysis calculation of airloads on helicopter rotors[J]. Journal of Aircraft, 2005,42(5):1218-1228.

- [2] 李攀,陈仁良.旋翼桨尖涡模型及其在自由尾迹分析中的影响[J].航空学报,2010,31(8):1517-1523.  
Li Pan, Chen Renliang. Rotor tip vortex model and its effect on free-vortex wake analysis [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010,31(8):1517-1523.
- [3] He C J, Zhao J G. Modeling rotor wake dynamics with viscous vortex particle method[J]. AIAA Journal, 2009,47(4):902-915.
- [4] 魏鹏,史勇杰,徐国华,等.基于黏性涡模型的旋翼流场数值方法[J].航空学报,2012,33(5):771-780.  
Wei Peng, Shi Yongjie, Xu Guohua, et al. Numerical method for simulating rotor flow field based upon viscous vortex model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012,33(5):771-780.
- [5] 谭剑锋.基于非定常面元/粘性涡粒子法的直升机气动干扰研究[D].北京:清华大学,2013.  
Tan Jianfeng. Research on helicopter aerodynamic interaction with unsteady panel/viscous vortex partial hybrid method[D]. Beijing: Tsinghua University, 2013.
- [6] Friedmann P P, Yuan K A, de Terlizzi M. An aeroelastic model for composite rotor blades with straight and swept tips. Part I: aeroelastic stability in hover [J]. International Journal of Non-linear Mechanics, 2002,37(4/5):967-986.
- [7] Giavotto V, Borri M, Mantegazza P, et al. Anisotropic beam theory and applications[J]. Computers & Structures, 1983,16(1):403-413.
- [8] Kosmatka J B. Structural dynamic modeling of advanced composite propellers by the finite element method[D]. USA: University of California, 1986.
- [9] Friedmann P P, Glaz B, Palacios R. A moderate deflection composite helicopter rotor blade model with an improved cross-sectional analysis[J]. International Journal of Solids and Structures, 2009,46(10):2186-2200.
- [10] Heffernan R M, Gaubert M. Structural and aerodynamic loads and performance measurements of an SA349/2 helicopter with an advanced geometry rotor [R]. NASA TM 88370, 1986.



