

ABC 共轴直升机旋翼/机身耦合振动响应分析

王司文¹, 韩景龙², 员海玮²

(1. 中国直升机设计研究所直升机动力学全国重点实验室, 江西 景德镇 333001;
2. 南京航空航天大学航空学院航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘要: 前行桨叶概念 (Advanced Blade Concept, ABC) 共轴直升机具有较大的振动问题, 为研究振动机理, 建立了 ABC 共轴旋翼/机身耦合气动弹性模型, 其中桨叶采用有限元梁模型, 机身采用精细有限元模型。为提高耦合模型的气动弹性响应分析精度, 结合传统 CFD/CSD 耦合分析方法与自由尾迹, 提出了 CFD/CSD/自由尾迹耦合计算方法, 解决了传统方法的尾迹耗散问题, 并保证了计算效率。基于此方法建立了 ABC 共轴直升机旋翼/机身耦合气弹响应分析方法。以样例 ABC 共轴直升机为研究对象, 总结了重点位置振动响应随前进比和旋翼交叉角的变化规律, 并得出了一些有意义的结论。

关键词: CFD/CSD 耦合; ABC 共轴直升机; 旋翼机身耦合; 自由尾迹

中图分类号: V215.3; V275⁺.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-4523(2023)05-1318-08

DOI: 10.16385/j.cnki.issn.1004-4523.2023.05.016

引言

第一架 ABC 共轴验证机 XH-59A^[1] 由西科斯基公司设计。该型直升机的飞行测试结果表明, ABC 共轴直升机具有出色的稳定性和操纵性, 但存在严重的机体振动问题。从后续 X2 型号^[2] 和 S-97 掠夺者等型号研制过程开始, 有效减小直升机振动水平成为这类直升机研制的核心技术之一。

目前已有众多学者对 ABC 共轴直升机动力学进行研究, 其研究对象多为旋翼^[3-6], 但直升机旋翼与机身作为一个整体存在强烈的弹性与惯性耦合, 仅以旋翼为分析对象不足以满足全机振动分析的需求, 所以需要综合考虑机身与旋翼的耦合关系, 进行旋翼/机身耦合振动分析。目前, 建立 ABC 共轴直升机旋翼与机身的整体模型主要有以下方法。Anusonti-Inthra^[7] 建立了 ABC 共轴直升机旋翼/机身耦合结构模型, 并采用高置信度的 CFD/CSD 耦合分析方法对 ABC 共轴直升机旋翼气弹响应、全机配平计算进行分析。但该文的机身模型为刚体模型, 无法考虑机身弹性运动对旋翼的影响, 同时无法计算机身特定位置的弹性振动响应。Ye 等^[8] 为计算 XH-59A 机身振动响应, 在 MSC 软件中建立了机身三维有限元模型, 在 CAMRAD II 中进行旋翼气动弹性分析, 并计算旋翼桨毂载荷, 然后将桨毂载荷通过 MSC 软件以外载荷的形式加载到机身旋翼轴处, 分析机身振动响应。该文给出了 ABC 直升机机身振动响应计算方法, 但该方法并未考虑机身与旋翼的耦合效应, 计算精度有待提高。为解决上述问

题, 需要建立 ABC 共轴直升机旋翼/机身耦合气动弹性分析方法。在目前文献中还未发现相关研究成果, 因此 ABC 共轴直升机旋翼/机身耦合动力学研究具有重要意义。

为得到可靠的直升机振动响应分析结果, 需要精确的直升机振动响应分析方法。目前, CFD/CSD 耦合是精度最高的直升机振动响应分析方法之一。但目前的直升机 CFD/CSD 耦合方法还存在一些问题亟待解决。传统 CFD/CSD 耦合方法^[9-10] 的 CFD 计算采用 2 阶精度和较少的气动网格, 该方法在桨叶附近计算精度较高, 但远尾迹的计算存在数值耗散问题, 这会导致直升机的桨涡干扰和旋翼/机身气动干扰计算精度不足, 最终影响气动弹性响应分析精度。目前的解决办法多为采用高阶精度格式的 CFD 方法^[11] 和数量巨大的气动网格^[12]。这些改进措施对计算资源与时间的消耗是巨大的。所以, 提出一种既可以提高尾迹计算精度, 又可以保证计算效率的 CFD/CSD 耦合计算方法十分有意义。

为解决上述问题, 本文建立了 ABC 共轴直升机旋翼/机身耦合动力学模型, 并提出了 CFD/CSD/自由尾迹耦合分析方法, 采用自由尾迹方法提高尾迹计算精度。综合上述方法进行 ABC 共轴直升机旋翼/机身耦合振动响应分析。本文采用中等变形梁模型对旋翼桨叶进行结构建模; 利用商用软件 MSC.Patran 创建机身精细结构有限元模型, 并在 MSC.Nastran 软件中进行模态计算; 基于 Euler 控制方程的 CFD 方法分析全机流场; 采用自由尾迹方法分析旋翼尾迹, 计算由尾迹引起的旋翼诱导流入, 进而计算旋翼准定常气动力; 最后将上述建模和计算

方法耦合建立旋翼/机身耦合模型,求解耦合系统配平和振动响应,研究了飞行及结构参数对直升机重点位置振动响应的影

1 理论与方法

1.1 共轴直升机旋翼/机身耦合气动弹性模型

本文旋翼桨叶采用15自由度的中等变形梁单元建模^[13]。低精度气动力采用准定常气动力模型和自由尾迹模型。旋翼运动方程与机身方程通过桨毂中心点耦合在一起。

系统的动力学方程通过Hamilton变分原理得到:

$$\delta\Pi = \int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0 \quad (1)$$

式中 $\delta\Pi$ 为总变分项, δU 为弹性能变分, δT 为动能变分, δW 为外力虚功, 这些能量是所有桨叶和机身的总和, 各能量的变分可表示为:

$$\delta U = \sum_{b=1}^{N_b} \delta U_b + \delta U_F \quad (2)$$

$$\delta T = \sum_{b=1}^{N_b} \delta T_b + \delta T_F \quad (3)$$

$$\delta W = \sum_{b=1}^{N_b} \delta W_b + \delta W_F \quad (4)$$

式中 下标“b”和“F”分别表示桨叶和机身; N_b 表示上、下旋翼所有桨叶片数。上、下旋翼的虚应变能求解公式与常规旋翼相同, 由于篇幅原因这里不再给出, 可参考文献[13], 本文仅给出虚动能与外力虚功表达式的推导过程。

(1) 动能

为得到桨叶动能项, 需要得到在惯性坐标系下上、下旋翼桨叶上任意点的位置。由于ABC共轴直升机的特殊构型, 其桨叶上点的位置表达式也不相同, 分别为:

$$R_u = \{x_r, y_r, z_r\} + \{x_{eu}, y_{eu}, z_{eu} + h_u\} T_{F1} + \{x + u_{eu}, v_u, w_u\} T_{U1u} + \{0, \eta, \zeta\} T_{D1u} \quad (5a)$$

$$R_l = \{x_r, y_r, z_r\} + \{x_{el}, y_{el}, z_{el} + h_d\} T_{F1} + \{x + u_{el}, v_l, w_l\} T_{U1l} + \{0, \eta, \zeta\} T_{D1l} \quad (5b)$$

式中 下标“u”代表上旋翼, 下标“l”代表下旋翼; T_{F1} , T_{U1} 和 T_{D1} 分别为机身坐标系、未变形坐标系和变形坐标系到惯性系的转换矩阵, 具体公式可参考文献[12]。 $\{x_r, y_r, z_r\}$ 为惯性坐标系中下桨毂中心点的刚体位移; $\{x_{eu}, y_{eu}, z_{eu} + h_u\}$ 与 $\{x_{el}, y_{el}, z_{el} + h_d\}$ 分别为上、下旋翼桨毂中心点的弹性位移; $\{x + u_e, v, w\}$ 为桨叶未变形坐标系上的位置坐标, 其中, u_e, v 和 w 分别为径向、弦向和垂向位移, η 和 ζ 分别为桨叶截面内弦向和垂向位置坐标。

根据文献[12]公式, 求 R_u 和 R_l 的变分, 得到 δR_u 和 δR_l ; R_u 和 R_l 对时间求二阶导, 得到 a_u 和 a_l 。

根据虚动能求解公式, 得到桨叶虚动能为:

$$\delta T_{bu} = - \int_0^R m a_u \cdot \delta R_u dx \quad (6a)$$

$$\delta T_{bl} = - \int_0^R m a_l \cdot \delta R_l dx \quad (6b)$$

式中 m 为质量。

(2) 气动力虚功

对上、下旋翼桨叶截面的位置向量表达式求时间导数, 得到惯性系下上、下旋翼桨叶运动速度为:

$$V_{bu} = \frac{dR_{bu}}{dt} = \{V_{br_u}, V_{by_u}, V_{bz_u}\} \begin{Bmatrix} \mathbf{I}_i \\ \mathbf{J}_j \\ \mathbf{K}_k \end{Bmatrix} \quad (7a)$$

$$V_{bl} = \frac{dR_{bl}}{dt} = \{V_{bl_r}, V_{bl_y}, V_{bl_z}\} \begin{Bmatrix} \mathbf{I}_i \\ \mathbf{J}_j \\ \mathbf{K}_k \end{Bmatrix} \quad (7b)$$

式中 $\mathbf{I}_i, \mathbf{J}_j$ 和 \mathbf{K}_k 为惯性坐标系单位向量。

变形坐标系下, 桨叶截面相对速度计算公式为:

$$V_u = V_{bu} - V_{wu} = (\{V_{br_u}, V_{by_u}, V_{bz_u}\} + \{-\mu, 0, 0\} - \{V_{ix_u}, V_{iy_u}, V_{iz_u}\} T_{F1u}) T_{IDu} \begin{Bmatrix} \mathbf{i}_{\xi u} \\ \mathbf{j}_{\eta u} \\ \mathbf{k}_{\zeta u} \end{Bmatrix} \quad (8a)$$

$$V_l = V_{bl} - V_{wl} = (\{V_{bl_r}, V_{bl_y}, V_{bl_z}\} + \{-\mu, 0, 0\} - \{V_{ix_l}, V_{iy_l}, V_{iz_l}\} T_{F1l}) T_{IDl} \begin{Bmatrix} \mathbf{i}_{\xi l} \\ \mathbf{j}_{\eta l} \\ \mathbf{k}_{\zeta l} \end{Bmatrix} \quad (8b)$$

式中 V_w 代表来流速度, μ 为前进比, $\{V_{ix_u}, V_{iy_u}, V_{iz_u}\}$ 和 $\{V_{ix_l}, V_{iy_l}, V_{iz_l}\}$ 为由尾随涡, 远尾迹和桨叶附着涡在桨叶的诱导速度。本文采用自由尾迹模型计算式(8a)~(8b)中的诱导速度。 $\mathbf{i}_{\xi u}, \mathbf{j}_{\eta u}, \mathbf{k}_{\zeta u}$ 和 $\mathbf{i}_{\xi l}, \mathbf{j}_{\eta l}, \mathbf{k}_{\zeta l}$ 分别为上、下旋翼变形坐标系单位向量。基于文献[14]提出的方法计算得到上、下旋翼尾迹形状及尾迹涡系环量。在得到桨叶截面相对速度后, 可根据外力虚功公式, 求解上、下旋翼桨叶外力虚功, 具体表达式可参考文献[13]。

基于Hamilton变分原理, 将上、下旋翼各自的虚应变能、虚动能和外力虚功代入式(1)中, 并采用空间有限元离散方法对桨叶能量表达式进行离散, 整理得到离散化的桨叶气动弹性动力学方程。机身刚性运动方程采用由配平方程得到, 机身弹性运动方程由旋翼桨毂力方程计算得到, 综合上述运动方程并对机身弹性运动方程进行模态缩聚, 得到共轴直升机旋翼/机身耦合运动方程为:

$$\begin{Bmatrix} M_{tt} & M_{tr} & \bar{M}_{te} \\ M_{rt} & M_{rr} & \bar{M}_{re} \\ \bar{M}_{et} & \bar{M}_{er} & \bar{M}_{ee} \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{q}_t \\ \ddot{q}_r \\ \ddot{p}_e \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} C_{tt} & C_{tr} & \bar{C}_{te} \\ C_{rt} & C_{rr} & \bar{C}_{re} \\ \bar{C}_{et} & \bar{C}_{er} & \bar{C}_{ee} \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{q}_t \\ \dot{q}_r \\ \dot{p}_e \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} K_{tt} & K_{tr} & \bar{K}_{te} \\ K_{rt} & K_{rr} & \bar{K}_{re} \\ \bar{K}_{et} & \bar{K}_{er} & \bar{K}_{ee} \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} q_t \\ q_r \\ p_e \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_t \\ F_r \\ F_e \end{Bmatrix} \quad (9)$$

式中 M, C 和 K 分别为系统的质量、阻尼和刚度矩阵;

q 为物理自由度; p 为模态缩聚后的广义坐标;下标“t”,“r”和“e”分别表示与旋翼、机身刚体运动和机身弹性运动自由度; F_t, F_r, F_e 为外力向量。最后,本文采用时间有限元方法对运动方程进行求解,得到振动响应。

1.2 CFD计算模型

本文CFD方法的控制方程基于非定常Euler方程,采用2阶精度的Roe格式,采用重叠网格和动网格方法实现桨叶运动与变形。图1给出了本文研究的样例共轴双旋翼直升机流场网格划分,由于采用重叠网格技术,本文CFD网格分为气动网格和旋翼网格,不包含机身网格。其中气动网格如图1所示,中心网格块与旋翼网格相重合。本文网格总数为5831913。

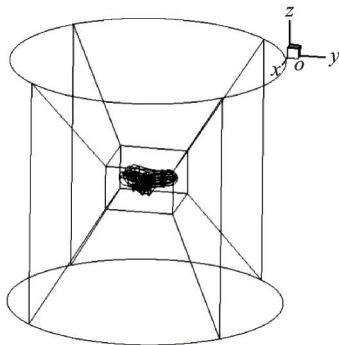


图1 气动网格图

Fig. 1 Aerodynamic grid diagram

1.3 振动响应计算方法

带有配平计算的ABC共轴直升机旋翼/机身耦合气动弹性响应分析的具体步骤如下:

(1) 在初始步中,旋翼/机身耦合气动弹性方程中的气动力载荷,采用低置信度气动力 F_L^0 ,具体计算方法见1.1节,气弹方程的气动载荷记为 $F^0 = F_L^0$ 。对气弹方程进行求解,得到振动响应 R^0 与自由尾迹模型,根据低置信度气动力计算方法,仅考虑桨叶附近涡系,计算得到气动力 F_{Ln}^0 ,并采用优化方法计算配平参数 T^0 。

(2) 根据前一步的振动响应 R^0 与配平参数 T^0 ,利用CFD求解器得到气动载荷 F_{CFD}^0 。气动力修正量 $\Delta F^0 = F_{CFD}^0 - F_{Ln}^0$ 。

(3) 在第 $k(k = 1, 2, 3, \dots)$ 步中,气动弹性方程中的气动载荷 F^k 除了包含全部尾迹的低置信度气动载荷 F_L^k 外,还加入气动力修正量 ΔF^{k-1} ,即 $F^k = F_L^k + \Delta F^{k-1}$,求解气动弹性方程,得到了新的响应 R^k 、气动力 F_{Ln}^k 和配平参数 T^k 。

(4) 将旋翼桨叶振动响应 R^k 和配平参数 T^k 带入CFD求解器中,得到了新的载荷 F_{CFD}^k 。并求解新的修正量 $\Delta F^k = F_{CFD}^k - F_{Ln}^k$ 。

(5) 若配平结果不收敛,则继续进行第(3)~(4)迭代步,直至计算收敛。当配平结果收敛时,得

到了旋翼/机身耦合系统最终的气动弹性响应和配平结果。具体分析流程图如图2所示。

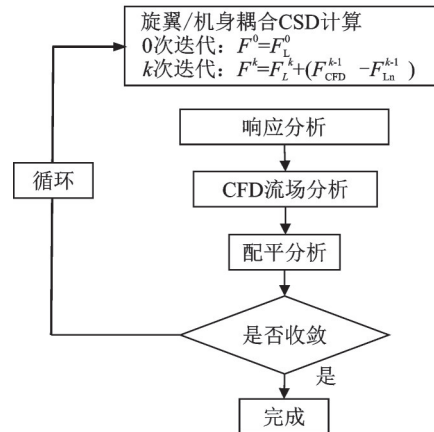


图2 CFD/CSD/自由尾迹耦合分析流程图

Fig. 2 CFD/CSD/Free Wake coupled analysis flow chart

2 算例与验证

2.1 共轴双旋翼自由尾迹计算模型计算验证

为验证本文共轴双旋翼自由尾迹计算程序的正确性,这里以文献[15]的试验模型为算例,模型的具体参数可参考文献[15]。

采用本文计算方法的共轴双旋翼自由尾迹形状计算结果如图3所示,图中 R 为旋翼半径。从图3中

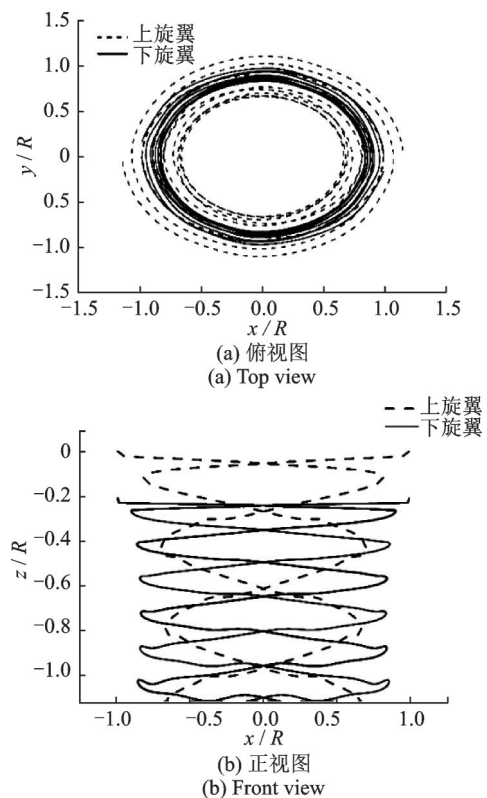


图3 共轴双旋翼尾迹形状图

Fig. 3 Coaxial twin rotor wake profile

可以看出,上旋翼的尾迹收缩较严重,被包含在下旋翼尾迹之中;且从图 3(b)中可以看出,上旋翼尾迹下移速度明显大于下旋翼尾迹下移速度,计算结果符合物理意义。图 4 给出了上旋翼下方特定位置的诱导速度分布对比,图中 Ω 为旋翼转速。从图 4 中可以看出,上旋翼下方 0.3R 和 0.4R 处的诱导速度计算值与试验值基本一致,验证了本文的计算程序的正确性。

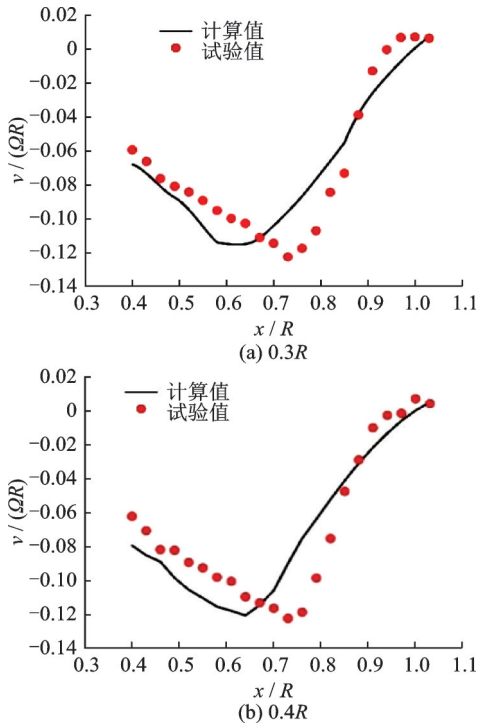


图 4 共轴双旋翼诱导速度分布图

Fig. 4 Induction velocity profile of coaxial rotors

2.2 样例直升机模型介绍

本文分析模型为样例 ABC 共轴直升机,具体模型参数如表 1 所示。

表 1 ABC 共轴直升机模型参数

Tab. 1 Model parameters of ABC coaxial helicopter

模型物理量	参数值
上、下旋翼桨叶片数/片	2×3
旋翼半径/m	5
旋翼工作转速/(r·min ⁻¹)	300
旋翼实度	0.15
上、下旋翼间距/mm	750
旋翼交叉角/(°)	0 或 60
下旋翼桨毂与机体重心的相对位置/mm	1300
旋翼轴前倾角/(°)	0
桨毂预锥角/(°)	3
弦长/m	0.3
根切比	0.1
桨叶负扭转/(°)	0

2.3 桨叶动特性分析

为验证本文旋翼桨叶结构建模的正确性,本文

以样例 ABC 共轴直升机桨叶为算例,计算了桨叶的固有频率和模态振型。表 2 给出了算例桨叶截面参数,表 3 给出了桨叶的模态计算结果与试验值,图 5 给出了桨叶各阶的模态振型。表 3 的对比结果证明了本文桨叶结构建模方法的正确性。

表 2 ABC 共轴直升机桨叶截面参数

Tab. 2 Cross section parameters of ABC coaxial helicopter blades

物理量	参数值
线密度/(kg·m ⁻¹)	6.0
拉伸刚度/N	4×10 ⁷
挥舞刚度/(N·m ²)	90000
摆振刚度/(N·m ²)	7×10 ⁵
扭转刚度/(N·m ²)	30000
重心与变矩线 Y 向距离/mm	-25
重心与变矩线 Z 向距离/mm	-1.5
弹性中心与变矩线 Y 向距离/mm	-12
弹性中心与变矩线 Z 向距离/mm	-0.5
I _{yy} +I _{zz} /(m·kg)	0.043
I _{yy} -I _{zz} /(m·kg)	0.038

注:I_{yy}和 I_{zz}为截面惯性矩。

表 3 ABC 共轴直升机单独旋翼桨叶模态频率

Tab. 3 Modal frequencies of single rotor blade of ABC coaxial helicopter

工况及模态	计算值	试验值
旋翼转速/(r·min ⁻¹)	300	300
旋翼总距/(°)	5	5
一阶摆振(1/rev)	1.23	1.2
一阶挥舞(1/rev)	1.46	1.5
二阶挥舞(1/rev)	5.04	5
一阶扭转(1/rev)	8.53	8.5

注:“1/rev”表示频率与转速频率之比。

2.4 机身结构模型

本文样例 ABC 共轴直升机机身精细有限元模型在工程软件 MSC.Patran 中进行建模。由于缺乏机身详细结构模型,本文基于机身模态试验结果进行机身结构设计和结构建模。本文建立的机身有限元模型如图 6 所示。

在 MSC.Nastran 软件中,采用 SOL103 模块进行机身模态计算。前 5 阶固有频率计算值与试验值结果如表 4 所示。从对比结果可以看出本文设计的机身动特性与试验结果相近,机身设计符合要求。

2.5 耦合分析方法验证

由于缺乏真实 ABC 共轴直升机结构模型,本文以 S300C 直升机为算例,对本文所提出的 CFD/CSD/自由尾迹分析方法的正确性进行验证。分别采用传统 CFD/CSD 耦合方法与本文提出的 CFD/CSD/自由尾迹耦合方法对直升机驾驶员座椅处的

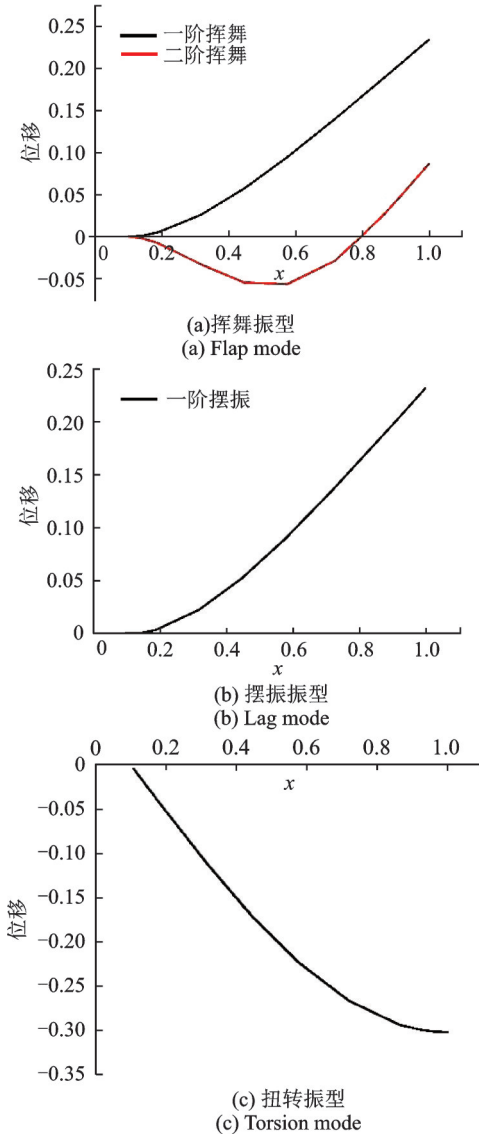


图5 桨叶各阶振型

Fig. 5 Different modes of blade

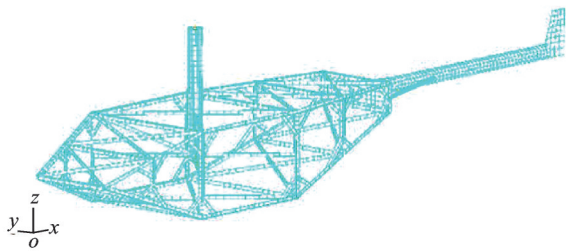


图6 机身有限元模型

Fig. 6 Finite element model of fuselage

表4 机身模态频率计算结果与试验值

Tab. 4 Calculation results and test values of airframe modal frequency

振型	计算值/Hz	试验值/Hz
垂向一阶	8.18	8.5
侧向一阶	16.95	18
垂向二阶	21.107	22
扭转一阶	32.316	30
垂向三阶	34.447	—

3阶谐波振动响应进行对比分析。S300C直升机的具体参数可参考文献[16]。图7给出了直升机从悬停到0.3前进比的配平参数。

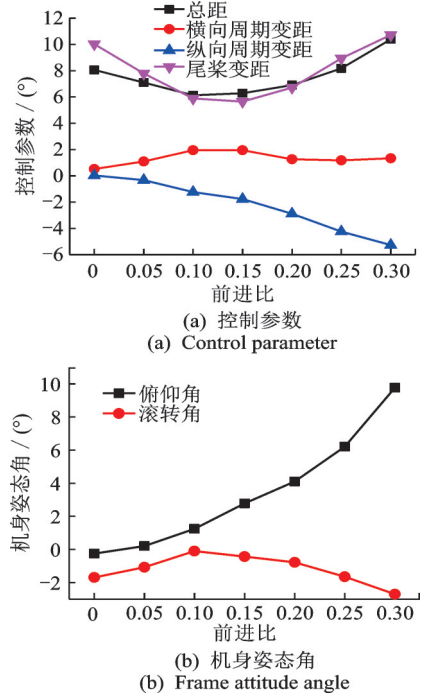


图7 不同前飞速度下的配平参数

Fig. 7 Trim parameters at different forward speeds

本文耦合分析方法与传统分析方法计算时间对比如表5所示。从表5中可以看出,不同于采用高精度CFD的分析方法会增加数倍的时间成本,本文方法的计算时间增加较少。

表5 不同耦合方法时间成本对比

Tab. 5 Comparison of time cost of different coupling methods

计算环境	计算方法	计算时间(迭代步)/h
CPU E3-1230 内存 8 GB	CFD/CSD/自由尾迹耦合分析方法	12.35
	传统CFD/CSD分析方法	9.21

图8给出了不同前进比的飞行员座椅处不同方向的加速度响应。通过采用本文耦合分析方法与传统CFD/CSD方法^[16]和试验结果^[16]的比较,证明了本文耦合方法的正确性,同时也证明了本文分析方法可显著提高计算的准确性。

3 ABC共轴直升机振动响应参数计算分析

3.1 配平计算

ABC共轴直升机因其特殊的构型带来了更多

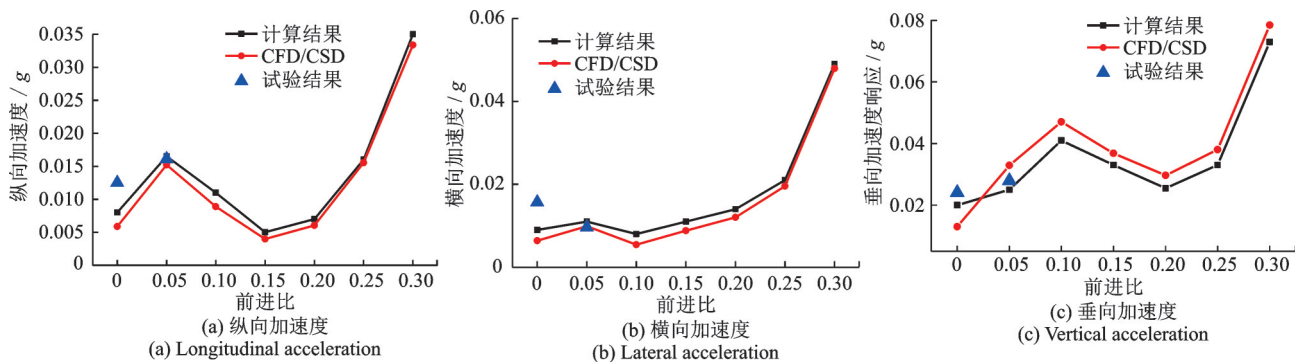


图 8 飞行员座椅处加速度响应

Fig. 8 Acceleration response at the pilot seat

的操纵配平量,相较于常规直升机,还存在差动操纵和辅助推进力,这也导致 ABC 共轴直升机的配平参数个数大于配平方程数,常规配平计算方法无法使用,所以本文采用优化方法进行求解,优化目标是配平量变化最小。

本文以样例直升机为算例,计算在以 40 m/s 速度定常前飞状态下,带有辅助推进力的直升机配平参数。假设机身俯仰角为 0° ,提前操纵角为 40° ,不考虑垂平尾升力。首先给出配平参数初值:桨叶总距 θ_0 为 7.27° ,差动总距 $\Delta\theta_0$ 为 0° ,横向周期变距 θ_{A1} 为

-3.5° ,差动横向周期变距 $\Delta\theta_{A1}$ 为 0° ,纵向周期变距 θ_{B1} 为 2.26° ,差动纵向周期变距 $\Delta\theta_{B1}$ 为 0° ,辅助推进力 T_{pro} 为 926.725 N。

图 9 给出了配平参数收敛曲线,操纵角的收敛阈值为 0.05° ,辅助推力的收敛阈值为 10 N。图中 θ_0 表示总距; θ_{A1} 和 θ_{B1} 分别表示横/纵向周期变距; $d\theta_0$ 表示差动总距; $d\theta_{A1}$ 和 $d\theta_{B1}$ 分别表示差动横/纵向周期变距; T_{pro} 表示尾桨推力。如图 9 所示,通过 7 次迭代计算,配平参数收敛,说明本文计算方法具有较好的收敛性。

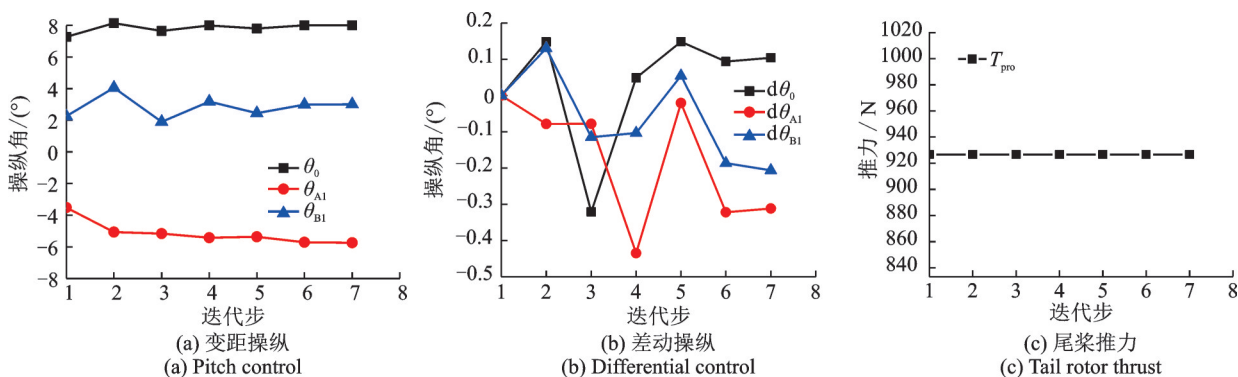


图 9 配平变量随迭代次数的变化

Fig. 9 Variation of trim variables with iteration times

3.2 机身振动响应参数分析

由于本文 ABC 共轴直升机为 2×3 片桨叶,所以 3 阶谐波振动响应是振动响应的主要组成部分。本文分别计算了旋翼轴根部及机身前部的各方向加速度响应随前飞速度和交叉角的变化。

图 10~11 分别给出了不同旋翼交叉角的旋翼轴根部和机身前部的加速度响应随前飞速度的变化。

从图 10~11 中可以看出,旋翼轴根部与机身前部的振动响应随前飞速度及上、下旋翼交叉角的变化趋势基本一致。两部位的加速度响应随着前飞速度的增加呈现先增大再减小而后增大的变

化趋势,这种趋势与同为上下旋翼 2×3 片桨叶的 XH-59^[9] 相近;两部位的加速度响应在 0° 交叉角下,纵向、垂向响应较 60° 交叉角下的响应要高很多,而不同交叉角下的横向加速度响应大小情况正好相反,该现象与文献[17]中得到的试验结论相同。其产生的原因为:在 0° 交叉角下,上、下旋翼的桨毂振动载荷无相位差,上、下旋翼的纵向和垂向的正方向相同,横向方向的正方向相反,使得其纵向力和垂向力相互叠加,横向力相互抵消;在 60° 交叉角下,上、下旋翼的桨毂振动载荷存在相位差,使得其纵向力和垂向力相互抵消,横向力相互叠加。

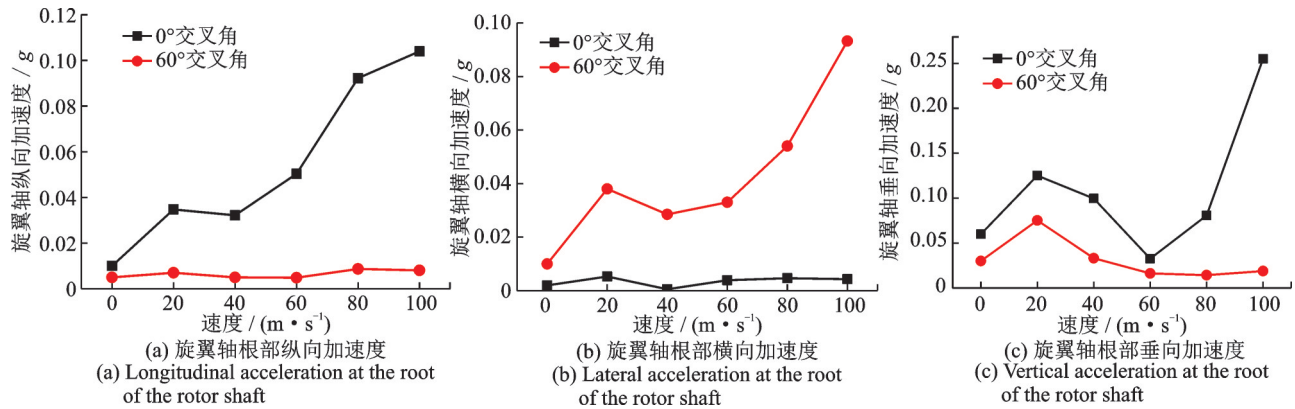


图10 旋翼轴根部加速度3阶谐波量随前飞速度的变化

Fig. 10 Variation of rotor shaft root acceleration third-order harmonic with forward speed

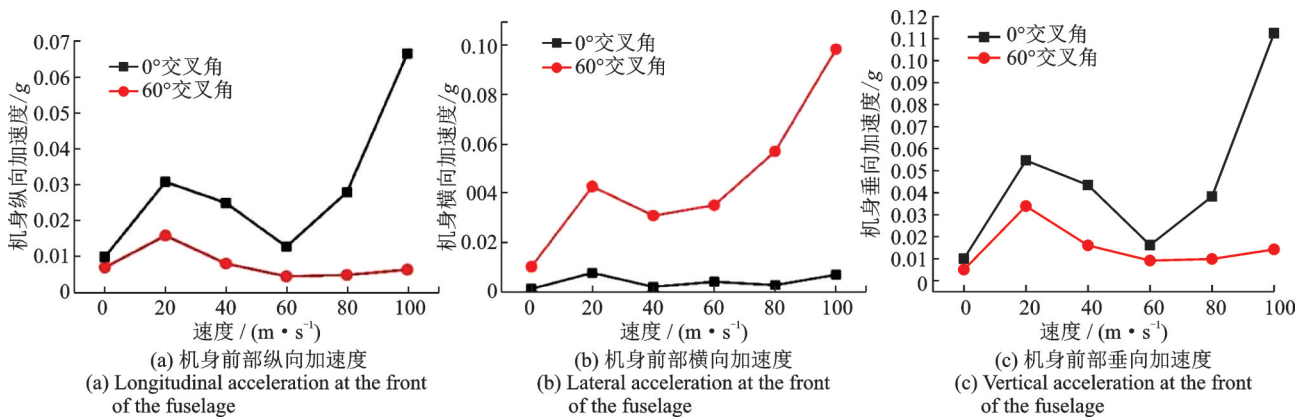


图11 机身前部加速度3阶谐波量随前飞速度的变化

Fig. 11 Variation of 3rd-order harmonic of fuselage front acceleration with forward flight velocity

4 结论

本文提出了CFD/CSD/自由尾迹耦合分析方法,建立了ABC共轴直升机旋翼/机身耦合模型,结合二者得到ABC共轴直升机旋翼/机身耦合气动弹性响应分析方法。本文首先对分析方法进行验证,而后采用该方法进行旋翼轴根部及机身前部随前飞速度和旋翼交叉角变化的振动响应计算,并对结果进行分析,阐明问题发生机理,并得到一些有意义的结论。具体结论如下:

(1) 通过算例验证了本文CFD/CSD/自由尾迹耦合旋翼/机身耦合振动响应分析方法的正确性;同时,与传统CFD/CSD方法和试验结果进行比较,证明了本文分析方法可提高计算准确性。

(2) 本文分析了不同旋翼交叉角的机身前部和旋翼轴根部的3阶谐波振动响应。计算结果表明,在 0° 交叉角下,3阶谐波振动响应的纵向、垂向分量明显大于横向;在 60° 交叉角下,机身重点部位3阶谐波振动响应的纵向、垂向分量明显小于横向。

(3) 本文分析了不同前飞速度下的机身重点部位的振动响应。计算结果表明,振动响应值随

前飞速度的增加呈现先增大再变小而后增大的变化规律。

参考文献:

- [1] Linden A W. Fifty years of Sikorsky high speed concepts[C]. 64th American Helicopter Society International Annual Forum. Alexandria, VA: AHS International, 2008.
- [2] Bagai A. Aerodynamic design of the Sikorsky X2 technology demonstrator™ main rotor blade[C]. 64th American Helicopter Society International Annual Forum. Alexandria, VA: AHS International, 2008.
- [3] Blackwell R, Millott T. Dynamics design characteristics of the sikorsky X2 thcnology™ demonstrator aircraft[C]. 64th American Helicopter Society International Annual Forum. Alexandria, VA: AHS International, 2008.
- [4] Kim K C, Desopper A, Chopra I. Blade response calculations using three-dimensional aerodynamic modeling[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1991, 36(1): 68-77.
- [5] Kim H W, Kenyon A R, Brown R E, et al. Interaction-

- al aerodynamics and acoustics of a hingeless coaxial helicopter with an auxiliary propeller in forward flight[J]. The Aeronautical Journal, 2009, 113(1140):65-78.
- [6] Walsh D, Weiner S, Arifian K, et al. High airspeed testing of the Sikorsky X2 technology™ demonstrator[C]. 67th American Helicopter Society International Annual Forum. Alexandria, VA: AHS International, 2011.
- [7] Anusonti-Inthra P. Full vehicle simulations for a coaxial rotorcraft using high-fidelity CFD/CSD coupling[C]. 56th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [8] Ye L L, Do H K, Jae S P, et al. Vibration reduction simulations for a lift-offset compound helicopter using two active control techniques[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 106:106181.
- [9] 陈全龙,韩景龙,员海伟. 前行桨叶概念旋翼动力学分析方法[J]. 航空学报, 2014, 35(9):2451-2460.
Chen Quanlong, Han Jinglong, Yun Haiwei. Analytical method for advancing blade concept rotor dynamics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2451-2460.
- [10] 余智豪. 基于CFD/CSD耦合的共轴刚性双旋翼振动载荷分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2018.
Yu Zhihao. Computational analysis on vibration loads of coaxial rigid rotors based on CFD/CSD coupling[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [11] Schaeferlein U, Kessler M, Kraemer E. Aeroelastic simulation of the tail shake phenomenon[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2018, 63(3): 032003.
- [12] Amiraux M. Numerical simulation and validation of helicopter blade-vortex interaction using coupled CFD/CSD and three levels of aerodynamic modeling[D]. College Park: University of Maryland, College Park, 2014.
- [13] Bhagwat M J, Ormiston R A, Saberi H A, et al. Application of CFD/CSD coupling for analysis of rotorcraft airloads and blade loads in maneuvering flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2012, 57(3): 1-21.
- [14] Bagai A, Leishman J G. Rotor free-wake modeling using a pseudoimplicit relaxation algorithm[J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(6):1276-1285.
- [15] 唐正飞,李锋,高正,等. 用三维激光多谱勒测速仪对共轴双旋翼悬停流场的测定[J], 流体力学试验与测量, 1998, 12(1): 81-87.
Tang Zhengfei, Li Feng, Gao Zheng, et al. Measurement of the coaxial-rotor flowfield in hovering using 3-D laser Doppler velocimeter[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1998, 12(1): 81-87.
- [16] 陈全龙. 基于CFD/CSD耦合的直升机动力学问题研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.
Chen Quanlong. Research on helicopter dynamics using CFD/CSD coupling[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [17] Robert K B. The ABC™ rotor-a historical perspective[C]. 60th American Helicopter Society International Annual Forum. Alexandria, VA: AHS International, 2004.

Analysis of coupled rotor/fuselage vibration response of ABC coaxial helicopter

WANG Si-wen¹, HAN Jing-long², YUN Hai-wei²

(1.National Key Laboratory of Helicopter Dynamics, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China; 2.State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Advanced Blade Concept (ABC) coaxial helicopter has a large vibration problem. In order to study the vibration mechanism, a ABC rotor/fuselage coupled aeroelastic model is established, in which the blade is modeled by a finite element beam model, the fuselage is a fine finite element model. In order to improve the accuracy of the aeroelastic response analysis, combined with the traditional CFD/CSD coupled analysis method and the free wake, a CFD/CSD/Free Wake coupled method is proposed to solve the wake dissipation problem of the traditional method, and the calculation efficiency is guaranteed. Based on this method, the coupled aeroelastic response analysis method of ABC helicopter is established. Then, the variation rule of the vibration response of the key position with the forward ratio and the rotor cross angle is summarized, and some significant conclusions are obtained.

Key words: CFD/CSD coupling; ABC helicopter; rotor/fuselage coupling; free wake

作者简介: 王司文(1990—),男,博士,工程师。电话:(022)59800516; E-mail: aero_wang@126.com。