基于嵌套网格方法的直升机尾梁 边条气动干扰数值模拟研究



徐宝石*,田旭

中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001

摘 要:采用基于运动嵌套网格技术的计算流体力学方法开展旋翼/机身气动干扰计算分析,研究了45°、90°、120°三个安装 角度尾梁边条对直升机气动特性的影响。数值分析结果表明,悬停状态尾梁边条可为机身提供侧向力、增加机身扭矩,能够 帮助尾桨卸载。其中,120°尾梁边条悬停状态增加机身扭矩效果最明显。且安装120°尾梁边条后直升机在前飞状态的气动 特性基本没有影响。

关键词:气动干扰;嵌套网格;尾梁边条;机身扭矩

中图分类号:V211.52

文献标识码:A

常规单旋翼带尾桨构型的直升机,尾桨的重要作用之 一是平衡旋翼旋转时产生的反扭矩。当直升机处于悬停状 态时,旋翼反扭矩基本全由尾桨推(或拉)力产生的扭矩来 平衡,这使得尾桨处于非常高载荷的环境下工作,消耗发动 机大量的功率。人们一直致力于寻求辅助平衡反扭矩^[1,2]的 措施来帮助尾桨卸载,降低尾桨功率消耗。近年来,在利用 旋翼下洗流使其在尾梁两侧分布不对称而产生侧向力的相 关研究越来越多,在直升机尾梁一侧加装边条^[3]就是其中 一种。尾梁边条结构简单,可对现役直升机进行简单加改 装即可投入使用。因此,研究不同形式尾梁边条对直升机 气动干扰性能的影响具有重要的意义。

国外针对尾梁边条主要采用试验与试飞验证方法开展 研究。Daniel W. Banks^[4]等对UH60直升机不同截面形状的 尾梁截面及与加尾梁边条后气动特性的影响进行了风洞试 验研究。Henry L^[5,6]等在Bell240B直升机上开展了尾梁边 条对直升机前飞性能试飞影响研究。目前国内主要针对环 量控制^[7]尾梁截面形状^[8]对反扭矩影响问题开展了试验与 数值仿真研究,但综合考虑直升机旋翼/机身干扰的尾梁边 条气动影响研究很少。旋翼/机身耦合^[9]流动十分复杂—— 前行桨叶会产生激波、后行桨叶发生动态失速以及桨/涡干

DOI:10.19452/j.issn1007-5453.2019.06.003

扰等众多复杂的问题。旋翼/机身干扰风洞试验周期长、成本高,尾迹类方法和动量源方法对旋翼流场细节等的模拟 均存在一定困难。而嵌套网格^[10]可以对旋翼桨叶的旋转、 周期挥舞、周期变距等复杂边界运动进行模拟。因此,基于 嵌套网格技术开展计及旋翼/机身干扰的尾梁边条影响研 究具有重要的意义。

1 数值方法

采用任意拉格朗日-欧拉形式的非定常N-S方程作为 含有运动边界黏性流动的控制方程,其积分守恒形式可表 示为:

 $\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega(t)} W dV + \oint_{\partial \Omega(t)} (F(W) - v_{gn} W) dS = \oint_{\partial \Omega(t)} F_v dS (1)$ 式中:W为守恒变数;F(W)和F_v分别为对流通量和黏性通 量;v_m为网格运动速度。

由于旋翼流场中不可压缩流与可压缩流共存,因此采 用低速预处理技术以改善低速流动收敛性,提高计算精度。 低速预处理后的式(1)可表述为:

$$\Gamma \frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q dV + \int_{\partial \Omega(t)} (F(W) - v_{gn}W) dS = \oint_{\partial \Omega(t)} F_{v} dS (2)$$
式中:Q为原始变数;\Gamma为预处理矩阵。

收稿日期:2019-04-24;退修日期:2019-05-08;录用日期:2019-05-17 *通信作者.Tel.:022-59800288 E-mail:519786140@163.com

引用格式: Xu Baoshi, Tian Xu. Numerical simulation of helicopter tail boom strake aerodynamic interactions based on overset grids [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(06): 19-24. 徐宝石, 田旭. 基于嵌套网格方法的直升机尾梁边条气动干扰数值模拟研 究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(06): 19-24.

$$\boldsymbol{\Gamma} = \begin{vmatrix} \rho_{p} & 0 & 0 & 0 & \rho_{T} \\ \rho_{p}u & \rho & 0 & 0 & \rho_{T}u \\ \rho_{p}v & 0 & \rho & 0 & \rho_{T}v \\ \rho_{p}w & 0 & 0 & \rho & \rho_{T}w \end{vmatrix}$$
(3)

式中:
$$\rho_p = \frac{\partial \rho}{\partial p} \Big|_{T}, \rho_T = \frac{\partial \rho}{\partial T} \Big|_{p}; \rho, p, T, H 分别为密度、压强(压$$

力)、温度和总焓;u,v,w为速度分量;c_p为比定压热容。

 $\left| \rho_{n}H - 1 \right| \rho u \rho v \rho w \rho_{T}H + \rho c_{n} \right|$

由于旋翼流场为非定常流场,采用双时间步推进技术, 在式(2)中引入预处理的伪时间导数项,即:

$$\Gamma \frac{\partial}{\partial \tau} \int_{\Omega(t)} Q dV + \frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega(t)} W dV + \oint_{\partial \Omega(t)} \left(F(W) - v_{gn} W \right) dS = \oint_{\partial \Omega(t)} F_{v} dS$$
(4)

式中:7和t分别为伪时间和物理时间。

计算对流通量采用 Roe 格式, 黏性通量的计算采用二 阶中心格式, 湍流模型采用两方程的 k - ωSST 模型。

2 尾梁边条对机身气动特性影响

基于嵌套网格技术,计算直升机加装不同角度尾梁边 条,在悬停状态下其对机身气动干扰力的影响;通过计算, 选取对机身气动力作用效果最明显的尾梁边条安装角度。

2.1 计算模型与网格划分

旋翼半径*R*=5.35m,悬停桨尖马赫数0.635,旋翼旋转方 向为俯视顺时针。尾梁边条长3.47m,高0.13m。分别计算无 尾梁边条,安装45°、90°、120°尾梁边条的4种形式,直升机不 同总距悬停与不同速度前飞状态尾梁边条对机身气动干扰 力的影响(尾梁边条安装在右侧),如图1和图2所示。



图1 尾梁边条截面示意图 Fig.1 Tail boom strake section

直升机桨叶采用贴体结构网格,在桨叶前后缘及桨尖 区域进行局部加密以提高流场捕捉精度。单片桨叶网格数 量约100万,桨叶网格如图3(a)所示。

由于机身表面曲面复杂,因此机身外包围域采用非结构网格^[11],在平、垂尾及机身曲率变化较大处进行网格局部加密,机体网格约500万。远场与近场背景网格均采用六



图2 尾梁边条示意图 Fig.2 Schematic diagram of tail boom strake

面体结构网格,为提高嵌套边界流场信息传递精度及桨叶 与机身流场流动细节捕捉,在网格划分过程中尽量保持近 场背景网格几何尺寸与桨叶网格接近,网格数约1000万。 远场背景网格,较稀疏约500万,旋翼、机身及背景网格嵌 套示意如图3(b)所示。



(a) 桨叶网格



图3 桨叶网格及网格嵌套示意图 Fig.3 Blade grid and overset mesh

2.2 算例验证

以Robin旋翼/机身标准模型为例,验证本文数值方法 的可靠性。计算采用的Robin旋翼/机身模型参数与试验数 据见参考文献[12]。图4给出了旋翼90°方位角时悬停及前 飞状态机身横截面 x/l=0.895(l为机身模型长度)处的剖面压 力系数计算值与试验值对比结果。悬停状态:悬停桨尖马 赫数为 0.529, 桨叶 0.75R 剖面总距 7.6°对应旋翼的 $C_t/\sigma =$ 0.041,旋翼轴前倾角 0°,前飞状态:前进比为 0.231,桨叶运 动规律为 $\theta = 8.6 - 0.4\cos\phi + 3.8\sin\phi$,旋翼轴前倾角 3°。 对应旋翼的 $C_t/\sigma = 0.0657$ 。从图 4 中可以看出,悬停及前飞 状态的计算结果与试验结果大部分吻合较好。



2.3 前飞试验结果分析

本次对悬停状态直升机无尾梁边条与加装45°、90°、 120°三个角度尾梁边条,总距6°、7°、8°、9°、10°、11°时的悬 停性能进行了计算。悬停状态数值计算结果主要从尾梁边 条对旋翼拉力—功率、机身垂向力、机身侧向力以及机身扭 矩等方面进行了分析。

从图5中可知,加装不同角度尾梁边条旋翼的拉力系

数一功率曲线与无尾梁边条基本重合,计算结果表明不同 角度尾梁边条对旋翼的拉力、功率基本没有影响。



Fig.5 Rotor thrust coefficient and power coefficient curve

图6给出了安装尾梁边条前后机身垂向力系数的变化 曲线。从图中可以看出,安装尾梁边条后机身垂向力有所 增加,安装90°与120°边条机身垂向力增加很明显。在大拉 力状态90°边条机身垂向力增加最大增加31%左右。小拉 力状态120°尾梁边条机身垂向力增加最明显,约为40%。 而安装45°边条小拉力状态机身垂向力增加约18%,大拉力 状态与未安装尾梁边条垂向力相当。

图7与图8给出了安装尾梁边条前后机身侧向力系





数一机身扭矩系数的变化规律。从图中可知,安装尾梁边 条后,机身侧向力系数由正值变为负值,即安装尾梁边条后 产生了向机身左侧的力。对应图8拉力系数—机身扭矩系 数可以看出,扭矩的变化规律与机身侧向力的变化规律相 同,均为安装120°尾梁边条优于90°尾梁边条,45°尾梁边条 效果最小。安装120°尾梁边条大拉力状态机身扭矩增量占 旋翼扭矩的13%。90°尾梁边条大拉力状态机身扭矩增量 占旋翼扭矩的10%左右。安装45°尾梁边条机身扭矩最大 增量约占旋翼扭矩的8.3%。

由图9尾梁附近截面流线可知,安装尾梁边条后使机

身尾梁两侧的气流向尾梁右侧发生一定的偏转,使尾梁两 侧压力分布不对称——尾梁右侧的压力高于尾梁左侧压 力,机身产生向左侧的力,从而产生反扭矩来抵消部分旋翼 扭矩,起到帮助尾桨卸载的作用。图9中显示,120°尾梁边 条使旋翼下洗流偏转的最明显,且尾梁右侧的高压区明显 大于安装其他两个角度的尾梁边条。因此,安装120°尾梁 边条后机身产生的反扭矩效果最明显。对于机身垂向力的 增加,由于45°边条"突出"尾梁右侧较少,且旋翼下洗流可 一定程度绕过该角度边条,故机身垂向力增加较少。相比 之下,90°与120°尾梁边条"突出"机身部分较多,其受旋翼 下洗流作用更明显,与45°尾梁边条相比,后两者使机身垂 向力增加的更多。



2.4 前飞状态计算结果与分析

经前面对悬停状态的分析可知,120°尾梁边条对机身 提供的反扭矩最多,故针对安装120°尾梁边条前后、直升机 以不同速度前飞时,该角度边条对直升机气动力的影响进 行计算分析。分别对直升机122.5km/h,159km/h,196km/h 和221km/h4个前飞速度的影响开展了分析,结果如图10 所示。

从图 10 中可以看出,在所计算的速度范围内,加装 120°尾梁边条前后机身扭矩基本相同,说明前飞状态120° 尾梁边条对机身扭矩没有额外贡献。图 11 机身中纵剖面 涡量图可清晰看出,旋翼拖出尾迹直接向机身后方运动,并 没有作用到尾梁上,因此,尾梁边条无法发挥为机身提供扭 矩的作用。



Fig.10 Fuselage torsion curve in flight



图 11 前飞状态机身中纵剖面涡量图 Fig.11 Vorticity on longitudinal section in center plane in flight

图12尾梁垂向力变化曲线可以看出,安装120°尾梁边 条后机身向下的垂向力有所减小。由于120°尾梁边条安装 于直升机右侧平尾下部,使平尾下表面与尾梁边条之间的 气流加速,导致尾梁边条上表面的压力降低,尾梁边条产生 向上的垂向力,致使尾梁向下的垂向力减小。

3 结论

通过研究直升机加装45°、90°、120°尾梁边条与无尾梁 边条全机气动干扰力的变化,得到如下结论:

(1)加装尾梁边条后对旋翼的拉力、功率没有影响。但 机身向下的垂向力有所增加,其中90°尾梁边条与120°尾梁 边条机身垂向力增加较大,45°尾梁边条相对增加较小。

(2) 直升机加装尾梁边条在悬停状态可产生机身侧向





力,为机身提供扭矩平衡部分旋翼反扭矩。其中,120°尾梁 边条为机身提供扭矩效果最明显,相比之下45°尾梁边条增 加扭矩较小。

(3) 直升机前飞旋翼尾迹向后方运动,不作用于尾梁边 条上,故120°尾梁边条不会对机身提供反扭矩,而会产生些 许向上的垂向力。

参考文献

- Wilson J C, Kelley L. Helicopter low-speed yaw control. U.S., NASA CASE NO. LAR 14219-1[P]. 1992.
- Wilson J C, Kelley H L, Donahue C C, et al. Developments in helicopter tail boom strakes applications in the United States
 [R]. NASA Technical Memorandum 88-B-014, 1988.
- [3] 张雅铭,张玮.直升机基本原理[M].郑州:河南科学技术出版社,2008.

Zhang Yaming, Zhang Wei. Helicopter basic principle[M]. Zhengzhou: Henan Science and Technology Press, 2008. (in Chinese).

- [4] Banks D W, Kelley H L. Exploratory investigation of aerodynamic characteristics of helicopter tail boom crosssection models with passive venting [R]. NASA Langley Research Center Hampton, VA23681-2199,2000.
- [5] Kelley H L, Crowell C A, Yenni K R, et al. Flight investigation of the effect of tail boom strakes on helicopter directional control [C]// AHS 46th Annual Forum and Technology Display,

1990.

- [6] Wilson J C, Kelley H L, Donahue C C, et al. Developments in helicopter tail boom strakes applications in the United States[R]. NASA Technical Memorandum 88-B-014, 1988.
- [7] 黄振兴,高亚东,王华明.环量控制尾梁参数研究[J]. 航空科 学技术,2009(6):17-20.
 Huang Zhenxing, Gao Yadong, Wang Huaming. Research on parameters of circulation control tail boom [J]. Aeronautical Science & Technology, 2009(6):17-20. (in Chinese)
- [8] 李家春,杨卫东.直升机环量控制尾梁截面形状分析[J].空气 动力学报,2015,33(2):239-245.

Li Jiachun, Yang Weidong. An analysis of cross section of helicopter tail boom for NOTAR system[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015,33(2):239-245. (in Chinese)

- [9] Park Y M, Nam H J, Kwon O J. Simulation of unsteady rotorfuselage interactions using unstructured adaptive meshes, in proceedings of the 59th annual forum[C]// American Helicopter Society, 2003.
- [10] 杨爱明,乔志德.基于运动嵌套网格的前飞旋翼绕流N-S方 程数值计算[J].航空学报,2001,22(5):434-436.

Yang Aiming, Qiao Zhide. Navier-stockes computation for a helicopter rotor in forward flight based on moving overset grids [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(5): 434-436. (in Chinese)

- [11] 雷国东.计算流体力学非结构混合网格高精度格式研究现状
 [J]. 航空科学技术,2012(2):61-64.
 Lei Guodong. The research status of the high-order accuracy methods of CFD with unstructured hybrid meshes [J].
 Aeronautical Science & Technology, 2012(2):61-64. (in Chinese)
- [12] Mineck R E, Gorton S A. Steady and periodic pressure measurements on a generic helicopter fuselage model in the presence of a rotor[R]. NASA Center for AeroSpace Information, VA 22161-2171, 2000. (责任编辑 陈东晓)

作者简介

徐宝石(1987-)男,硕士,工程师。主要研究方向:直升机 气动设计,直升机空气动力学。 Tel: 022-59800288 E-mail: 519786140@163.com 田旭(1991-)男,学士,工程师。主要研究方向:直升机气 动设计。

Numerical Simulation of Helicopter Tail Boom Strake Aerodynamic Interactions Based on Overset Grids

Xu Baoshi*, Tian Xu

China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

Abstract: The computational fluid dynamics method with moving overset grid scheme is used to calculate the interaction between rotor and fuselage, to Investigate the effect of 45°, 90°, 120° tail boom strake on the helicopter performance. Numerical results show that the tail boom strake can provide lateral force and increase the fuselage torque in hovering, which can help tail rotor offload. Particularly, the most obvious effect in increasing fuselage torque in hovering is the 120° tail boom strake. And the 120°boom strake has no influence on the aerodynamic performance of helicopter in the forward flight.

Key Words: aerodynamic interaction; overset grids; tail boom strake; fuselage torsion