

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.02.004

## 基于 CFD 方法的舰载直升机着舰风限图计算

左清宇, 徐国华, 史勇杰

(南京航空航天大学直升机动力学全国重点实验室, 南京 210016)

**摘要:** 本文建立了一种基于 Navier-Stokes 方程的直升机着舰流场计算方法, 可应用于着舰区域旋翼/机身/尾桨气动力的计算。该方法采用隐式耦合的求解方式, 以双时间方法进行推进来模拟直升机着舰过程中着舰域的流场特性。为提高计算效率, 旋翼和尾桨采用动量源模型来计算其在流场中的作用。在使用该计算方法的同时, 本文采取多项式拟合的方式修正直升机非线性飞行动力学模型的计算结果, 以此实现复杂流场中的直升机配平计算。应用所建立的方法, 文中以 UH-60A 直升机和 SFS2 舰船为研究对象, 进行了单机的耦合 CFD 方法的全机配平分析, 验证了配平方法的可行性。然后引入了直升机安全着舰判据, 利用耦合 CFD 的配平方法和安全着舰判据, 计算了该机/舰组合的理论着舰风限图。

**关键词:** 直升机空气动力学; 舰载直升机; 飞行动力学; 配平分析; 理论风限图

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2024)02-0227-07

## Shipborne Helicopter Operational Limits Calculation Based on CFD Method

ZUO Qingyu, XU Guohua, SHI Yongjie

(National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,  
Nanjing 210016, China)

**Abstract:** A helicopter landing flow field calculation method based on Navier Stokes equations is established, which can be applied to the calculation of aerodynamic forces on the rotor, fuselage and tail rotor in the landing area. The method uses a cut-body grid for meshing, an implicit coupling solver and a dual-time scheme to simulate the flow field during the landing process. To improve the computational efficiency, the main rotor and tail rotor are modeled as momentum sources in the flow field. The method also employs a polynomial fitting technique to correct the results of the nonlinear flight dynamics model of the helicopter and achieve trim calculations in complex flow fields. The method is applied to the UH-60A helicopter and the SFS2 ship as case studies. First, a single-helicopter trim analysis coupled CFD method is performed to verify its validity. Then, the helicopter safe landing criteria are introduced and used to calculate the theoretical ship helicopter operational limitation for this helicopter/ship combination.

**Key words:** helicopter aerodynamics; shipborne helicopter; flight dynamics; trimming analysis; ship helicopter operational limitation

近年来, 直升机的应用领域日渐广泛, 舰载直升机可以在海面上完成反潜、救生、补给、预警等多种任务。但当舰载直升机在舰船上起降时, 气流舰船上层建筑产生的紊流与直升机旋翼产生的下洗流耦合对直升机的安全起降产生了很大的影响。

从 20 世纪 60 年代开始, 西方国家开始进行机/舰动态配合飞行试验<sup>[1]</sup>, 探索在不同环境条件、不同进场方式下, 直升机在对应舰船上起降时不同方向下的最大安全风速包络线, 称为风限图。目前确定风限图的一般流程是: 首先通过模拟计算得到理论风

收稿日期: 2023-09-16; 修订日期: 2023-11-29

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

引用格式: 左清宇, 徐国华, 史勇杰. 基于 CFD 方法的舰载直升机着舰风限图计算[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(2): 227-233. ZUO Qingyu, XU Guohua, SHI Yongjie. Shipborne helicopter operational limits calculation based on CFD method[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(2): 227-233.

限图,然后通过试飞对其进行进一步验证,最后确定最终风限图<sup>[2]</sup>。

随着CFD技术的发展,国外在利用CFD方法计算理论风限图方面已进行了很多探索。文献[3]使用FLUENT软件计算了SFS2舰船的流场数据,将其导入到FLIGHTLAB飞行模拟环境中,得到了理论风限图,并与实际试飞结果进行了对比,两者吻合良好。文献[4]通过非定常CFD方法得到舰船流场,结合神经网络将流场的变化与飞行员工作载荷相联系,成功计算了SH-60B直升机在Type23舰船上的风限图。文献[5]则使用非定常CFD方法计算了舰船尾流,使用线性叠加的方式耦合到飞行力学模型中进行配平。文献[6-7]则在和使用CFD计算舰船尾流并线性叠加到飞行力学模型的配平方法的基础上研究了直升机舰面起降的飞行特性并计算了理论风限图。文献[8]则利用该线性叠加方法探究了舰艇流场主动控制对直升机配平操纵的影响。然而上述方法都只考虑了“单向耦合”,忽略了直升机与舰船之间的相互干扰关系。文献[9]则提出了一种利用CFD计算修正飞行动力学模型的配平方法,但在着舰流场中CFD计算结果与飞行动力学计算结果之差随操纵量变化较大导致收敛速度较慢。

鉴于此,本文以UH-60A直升机和SFS2舰船为算例,采用动量源方法直接计算直升机旋翼/尾桨/机身在着舰流场中的气动力,结合飞行动力学模型对直升机着舰飞行状态进行配平,在使用CFD结果修正飞行动力学模型时采用多项式拟合的方法,最终结合直升机安全着舰判据计算得到特定机/舰组合的理论着舰风限图。

## 1 旋翼/尾桨/机身气动力计算

### 1.1 网格划分

考虑到计算资源的限制和计算精度,选取 $10L \times 5L \times 3L$  ( $L$ 为SFS2船体长度)的长方体区域作为计算域。整个计算域使用切割体网格,其数据结构简单、通量计算便捷,减少计算资源花费的同时保证了计算精度。同时,旋翼、机身、舰船表面以及舰船尾流和旋翼下洗流区域均进行了加密,整个计算域网格总数为380万个,如图1所示。

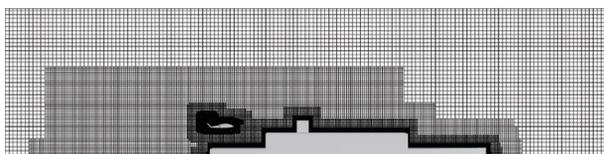


图1 舰船附近网格示意图

Fig.1 Unstructured grids near the ship

### 1.2 计算方法

本文采用忽略体积力和体积热、含动量源项的三维N-S方程作为主控方程,即

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = J \quad (1)$$

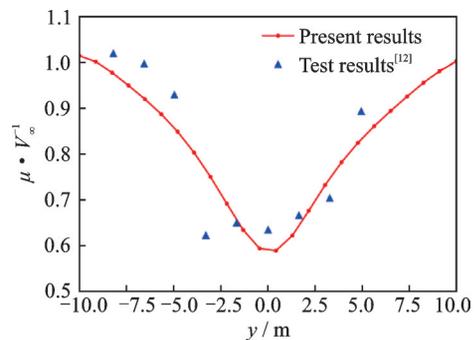
式中: $W$ 为守恒变量; $F$ 、 $G$ 、 $H$ 分别为 $x$ 、 $y$ 、 $z$ 轴3个方向的通量; $J$ 为动量源项。

考虑到计算精度和计算效率,本文选用 $k-\epsilon$ 湍流模型<sup>[10]</sup>,使用隐式耦合的求解方式,采用二阶迎风格式进行空间离散,以双时间方法进行推进。机身表面和舰船表面使用无滑移边界条件,海面使用滑移边界条件,远场使用无反射边界条件。旋翼和尾桨均使用动量源方法<sup>[11]</sup>进行简化。

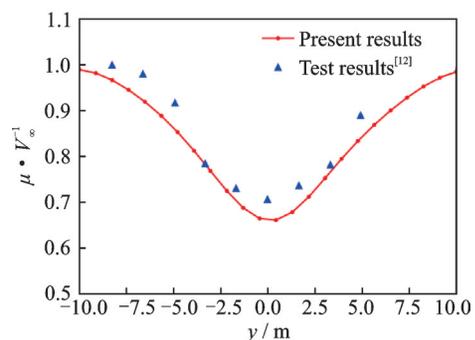
动量源方法将旋翼/尾桨简化成无限薄的作用盘,桨叶对气流的作用被等效为时间平均的动量源项添加到控制方程的右侧,即为 $J$ 。将桨叶按展向划分成许多微段,根据该微段桨叶安装角、来流角、来流速度、翼型升阻特性等即可得到该微段产生的升力和阻力,将 $N$ 片旋转一周的时间内对某一位位置气流的作用力取平均,即可得到动量源项 $J$ 。

### 1.3 SFS2舰船流场算例验证

为了验证着舰流场计算方法的有效性,选用孤立SFS2船体作为验证算例,设置来流速度为12 m/s,风向角为 $0^\circ$ 。选取距离舰尾长度分别为25%、75%飞行甲板长度,距离甲板高2.4英尺处的无量纲 $x$ 方向速度绘制曲线图并与实验值<sup>[12]</sup>进行对比,如图2所示。



(a)  $H = 25\%$  length of flight deck



(b)  $H = 75\%$  length of flight deck

图2 飞行甲板上不同截面 $x$ 方向速度分布

Fig.2 Velocity distribution in the  $x$ -direction of different cross-sections on the flight deck

从图2中可以看出,计算结果与实验值总体上吻合得较好,误差可能来源于风洞试验采用了1:8.5的缩比模型,导致雷诺数与CFD计算不同造成的。

### 1.4 动量源方法算例验证

为了验证动量源方法的有效性,采用ROBIN机身的桨叶作为算例,采用半径为4R、高为6R的圆柱体作为计算域,为了与实验结果更加接近,计算域底面采用壁面边界条件,其他面采用对称表面边界条件,设置桨盘加密区和下洗流加密区,网格总数为145万个。

图3计算了桨盘下方距离桨盘0.215R和0.325R处的动压大小,并与实验值<sup>[13]</sup>进行了对比。可以看出桨盘下方动压计算结果基本呈轴对称分布,符合悬停情况下的分布特征,与实验值略有误差但总体趋势保持一致,可以认为动量源方法是有效的。

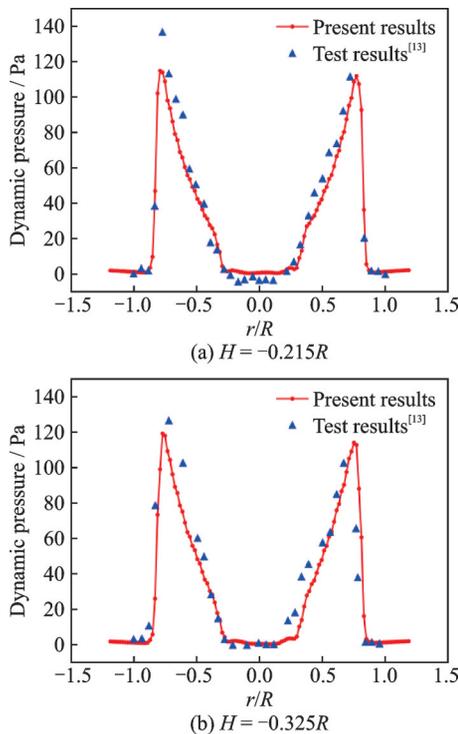


图3 桨盘下方不同高度动压分布

Fig.3 Dynamic pressure under the rotor

## 2 耦合CFD计算的直升机配平方法

### 2.1 直升机配平模型的建立

当直升机稳定飞行时,由平衡条件得到配平方程组

$$\begin{cases} \sum F_x - mg \sin \vartheta = 0 \\ \sum F_y - mg \cos \vartheta \cos \gamma = 0 \\ \sum F_z + mg \cos \vartheta \sin \gamma = 0 \\ \sum M_x = 0 \\ \sum M_y = 0 \\ \sum M_z = 0 \end{cases} \quad (2)$$

式中: $F_x, M_x, F_y, M_y, F_z, M_z$ 分别为直升机体轴系下 $x, y, z$ 轴方向气动力和气动力矩; $\vartheta, \gamma$ 分别为机身的俯仰角和侧倾角; $m$ 为全机总质量; $g$ 为重力加速度。

旋翼和尾桨的气动力利用动量理论和叶素理论求出,其余部件气动力应用经验公式求解<sup>[14]</sup>。

### 2.2 飞行动力学模型与CFD模型耦合方法

由于CFD方法计算量过大,若在每次配平迭代过程中均利用CFD方法计算直升机气动力将消耗大量时间,不具备工程实用性;而利用CFD方法计算结果对飞行动力学方法进行修正,利用修正后的气动力进行配平计算可以节省大量计算时间。冯德利等<sup>[9]</sup>提出了一种直接使用CFD方法与飞行动力学模型计算得到的气动力差值进行修正的耦合方法,其具体方式如下

$$F_{ITER}^{n+1} = F_O^{n+1} + (F_{CFD}^n - F_O^n) \quad (3)$$

式中:上标 $n$ 为迭代次数; $F_{CFD}$ 和 $F_O$ 分别为CFD模型和飞行动力学模型所求出的气动力。

在该方法中假设CFD方法与飞行动力学模型计算得到的气动力差值近似为常数,而实际上该差值会随着工况改变而改变,导致需要反复迭代才能收敛到最终配平结果,故本文提出一种新的耦合方式如下

$$F_{ITER} = F_O + \Delta F(x) \quad (4)$$

式中修正量 $\Delta F(x)$ 是以操纵量 $x$ 为自变量的函数,以旋翼气动力为例

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = F_O + \Delta F^{rotor} \begin{bmatrix} A_0 \\ A_1 \\ B_1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: $A_0$ 为总距角; $A_1$ 为横向周期变距角; $B_1$ 为纵向周期变距角。

对 $\Delta F^{rotor}$ 函数的自变量和因变量进行相关性分析,两变量间相关系数的绝对值越接近0表示两者相关性越弱,越接近于1表示相关性越强,当相关性系数大于0时表示两变量正相关,反之则负相关,结果如图4所示。

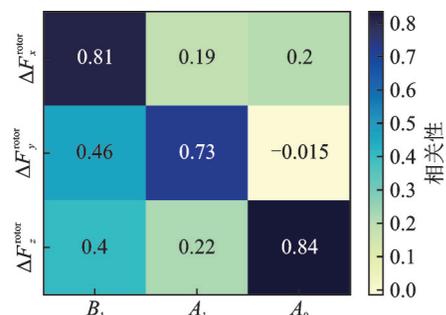


图4  $\Delta F^{rotor}$ 自变量与因变量相关性分析

Fig.4 Correlation analysis between  $\Delta F^{rotor}$  and control inputs

从图4中可以看出 $\Delta F_x^{\text{rotor}}$ 、 $\Delta F_y^{\text{rotor}}$ 、 $\Delta F_z^{\text{rotor}}$ 分别与 $B_1$ 、 $A_1$ 、 $A_0$ 强相关,而与其他变量相关性较弱。为了减少计算量,假设 $\Delta F_x^{\text{rotor}}$ 、 $\Delta F_y^{\text{rotor}}$ 、 $\Delta F_z^{\text{rotor}}$ 分别只受 $B_1$ 、 $A_1$ 、 $A_0$ 影响,纵制UH-60A在着舰流场中以30、60、100和200 km/h这4种速度前进时旋翼上各气动力修正量随对应操纵量变化曲线,如图5所示,气动力均已无因次化。由图5可见气动力修正量并非常量,其中后向力系数差值 $\Delta C_H$ 与侧向力系数差值 $\Delta C_S$ 近似线性变化,而拉力系数差值 $\Delta C_T$ 则表现出了明显的非线性特征。

利用多项式拟合求解 $\Delta F^{\text{rotor}}$ 函数,设

$$\Delta \hat{F}^{\text{rotor}} = \sum_{i=0}^n k_n x^i \quad (6)$$

由于CFD计算耗时较大,应尽可能减少拟合时需要的采样点数目和多项式次数。对多项式拟合中的次数 $n$ 对拟合不同气动力修正量的效果进行探究,为尽可能减少计算量,当多项式次数取 $n$ 时,在操纵杆允许范围内均布 $n$ 个采样点,利用最小二乘法拟合多项式。得到各气动力修正量在不同次数 $n$ 下的决定系数如表1所示。可见当 $n=3$ 时各气动力修正量均获得了较好的拟合效果。

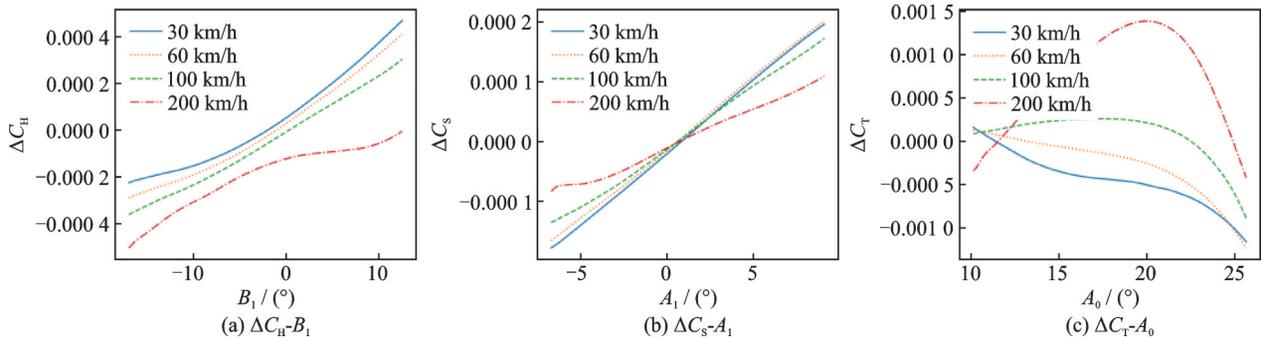


图5 气动力修正量随操纵量变化曲线

Fig.5 Influence of control inputs on aerodynamic force corrections

表1 各气动力修正量拟合决定系数

Table 1 Coefficients of determination of aerodynamic force corrections

次数 $n$	$\Delta F_x^{\text{rotor}}$	$\Delta F_y^{\text{rotor}}$	$\Delta F_z^{\text{rotor}}$
1	0.977 6	0.998 4	0.582 1
2	0.999 6	0.998 5	0.800 8
3	0.998 3	0.999 0	0.975 7
4	0.998 0	0.999 4	0.984 8

完整的耦合CFD方法的直升机配平方法流程如图6所示。

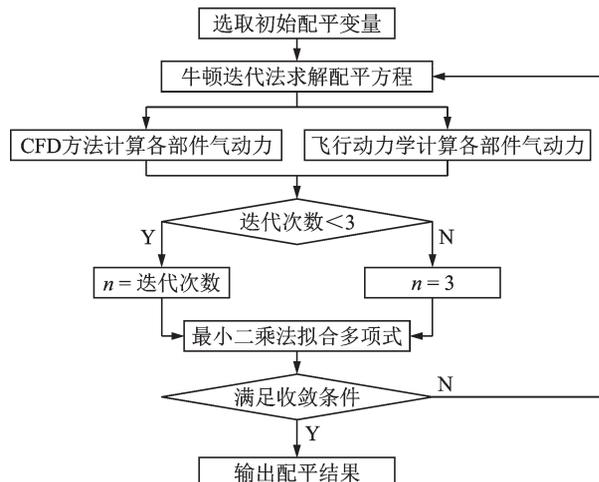


图6 本文耦合CFD方法的直升机配平方法流程图

Fig.6 Flowchart of helicopter trim method coupled with CFD method in this paper

### 2.3 耦合CFD配平方法验证

为了验证本文所建立的耦合CFD的直升机配平方法的有效性,计算UH-60A直升机在不同前飞速度下的配平变量(总距杆操纵量 $\delta_{col}$ ,横向周期变距 $\delta_{lat}$ ,纵向周期变距 $\delta_{lon}$ ,及脚踏操作量 $\delta_{ped}$ ),并与实验值<sup>[15]</sup>进行对比,如图7所示。从图7中可以看出耦合CFD方法的配平结果在中高速飞行时与实验值吻合良好,但在低速飞行时仍有一定误差。但相较于飞行动力学模型,耦合CFD配平方法的结果与实验值吻合得更好,验证了耦合CFD配平方法的可行性。

为了验证多项式拟合方法相比于差值法对配平收敛速度的提升,分别对来流速度为80 km/h,来流风向为 $-30^\circ$ 、 $0^\circ$ 、 $30^\circ$ 的着舰流场中的UH-60直升机进行了配平计算,图8给出了本文方法与文献[9]方法耦合配平的收敛情况对比曲线。图中横坐标为迭代的步数,纵坐标为各操纵量的平均值在此次配平结果与最终配平结果中的差值。由图8可以看出,本文建立的基于的多项式拟合的耦合方法的收敛速度更快,尤其是当来流方向为 $-30^\circ$ 时差值法较不稳定,这可能是由于该工况下 $\Delta F^{\text{rotor}}$ 的变化较为剧烈,而多项式方法在第一次迭代后能够更快速地收敛。同时,多项式拟合方法在迭代次数 $<$

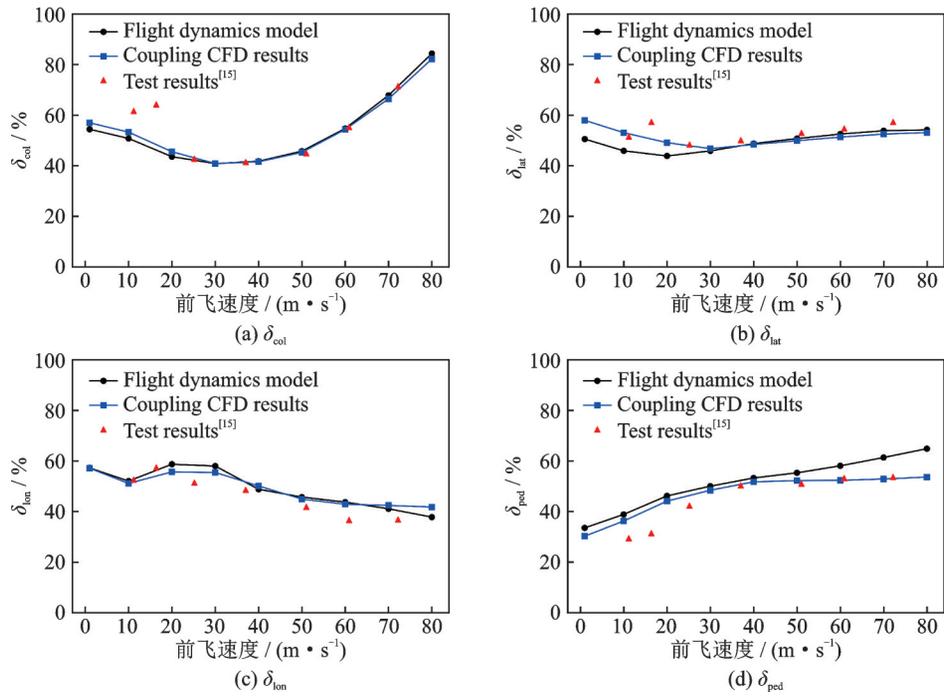


图 7 UH-60A 直升机水平前飞各配平变量

Fig.7 Trim variables during horizontal forward flight of helicopter UH-60A

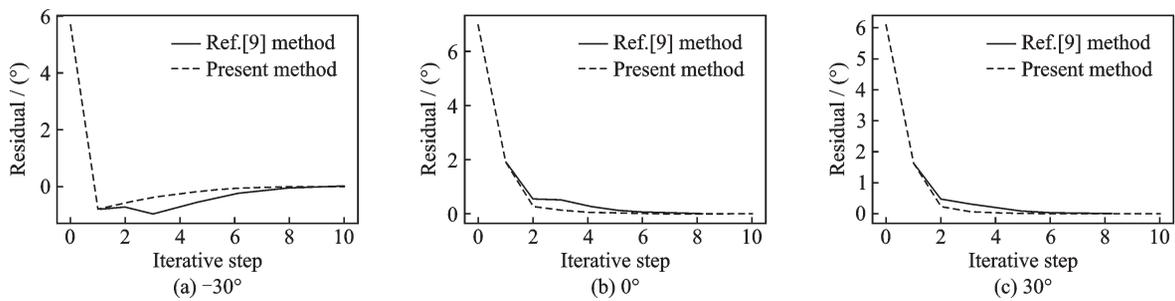


图 8 不同耦合方法残差曲线

Fig.8 Residual curves of different coupling methods

3 时由于没有足够的数据进行拟合,会退化为差值法,故前两步迭代两种方法的残差相同。

### 3 舰载直升机风限图计算

#### 3.1 理论风限图计算方法

通过第 2 部分建立的耦合 CFD 计算的直升机配平方法,可以考虑在着舰复杂流场的情况下进行配平计算,在此基础上引入如表 2 所示的基于操纵余量的直升机安全着舰判据,即可计算出特定机/舰组合的理论着舰风限图,减少试飞带来的巨大人力物力消耗。

基于该安全着舰判据,计算理论风限图的具体步骤如下:

(1) 给定初始风向角  $0^\circ$ , 初始风速 10 km/h;

(2) 通过耦合 CFD 计算的直升机配平方法对该工况下直升机进行配平,判断其是否满足安全着

表 2 直升机安全着舰判据

Table 2 Criterion for safe landing of helicopters

参数	判据
总距杆操纵量 $\delta_{col}$	$15\% \leq \delta_{col} \leq 85\%$
横向周期变距 $\delta_{lat}$	$15\% \leq \delta_{lat} \leq 85\%$
纵向周期变距 $\delta_{lon}$	$15\% \leq \delta_{lon} \leq 85\%$
脚蹬操作量 $\delta_{ped}$	$15\% \leq \delta_{ped} \leq 85\%$
俯仰角 $\vartheta$	$ \vartheta  \leq 5^\circ$
侧倾角 $\gamma$	$ \gamma  \leq 4^\circ$

舰判据;

(3) 如果满足,则将风速提高 10 km/h,然后重复步骤(2),否则上一次计算的风速即为该风向角下最大安全风速;

(4) 将风向角增大  $15^\circ$ ,重复步骤(2,3),直至计算完成。

#### 3.2 UH-60A/SFS2 组合理论风限图计算

应用 3.1 节建立的理论风限图计算方法,针对

UH-60A 直升机和 SFS2 舰船组合进行了计算,得到理论风限图,并与文献[7]结果进行了对比,如图9所示,R表示左侧,G表示右侧。

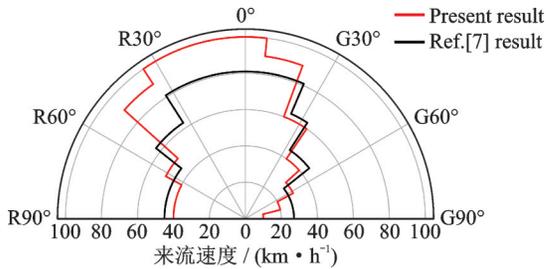


图9 UH-60A/SFS2组合理论风限图

Fig.9 Combination theory wind limit diagram of UH-60A/SFS2

与文献[7]中的计算结果相比,本文得到的风限图变化趋势与其基本相同,但在最大允许风速上存在一些差异,这可能是由于配平方法不同或所选着舰位置不同引起的,验证了本文建立的风限图计算方法的有效性。同时从图9中可以看出,风限图并不是对称的,这表明直升机抗不同方向侧风的能力是不同的,这也与文献[16]中的结论一致。

## 4 结 论

本文建立了一种基于 Navier-Stokes 方程的直升机着舰流场及风限图计算方法,并进行了算例验证计算,得到以下结论:

(1) 耦合 CFD 计算的直升机配平方法可以有效地应用于直升机前飞状态下的配平分析。

(2) 使用三次多项式拟合气动力系数可以在拟合精度和计算量中取得平衡。

(3) 直升机抗不同方向侧风能力不同,本文结果显示右旋直升机抗左侧风能力较强。

(4) 本文建立的直升机着舰理论风限图计算模型可以有效考量着舰流域复杂的流动特性,为安全着舰提供参考。

### 参考文献:

[1] BEC K, DONALD E. Navy shipboard trials of helicopters and V/STOL aircraft[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1976, 21(1): 21-26.

[2] HOENCAMP A, PAVEL M D. Concept of a predictive tool for ship-helicopter operational limitations of various in-service conditions[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2012, 57(3): 1-9.

[3] ROPER D M, OWEN I, PADFIELD G D. CFD investigation of the helicopter-ship dynamic interface

[C]//Proceedings of the 61st American Helicopter Society International Annual Forum. Grapevine, Texas: American Helicopter Society International, Inc, 2005.

- [4] Matayoshi N, Forrest J S, HODGE S J, et al. Relationship between pilot workload and turbulence intensity for helicopter operations in harsh environments [C]//Proceedings of the 65th American Helicopter Society International Annual Forum. Texas: American Helicopter Society International, Inc, 2009.
- [5] 李光印,徐国华,史勇杰,等.主动射流控制对直升机着舰飞行的影响分析[J].哈尔滨工业大学学报, 2021,53(12): 68-79.
- LI Guangyin, XU Guohua, SHI Yongjie, et al. Influence of active flow control on shipborne helicopter landing[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2021, 53(12): 68-79.
- [6] 吴文韬.直升机舰面起降飞行特性及起降风限图研究[D].南京:南京航空航天大学, 2020.
- WU Wentao. Research on helicopter shipboard flight characteristics and wind-over-deck envelop[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.
- [7] 赵俊,马东林,刘纪福,等.着舰路径对舰载直升机飞行特性的影响[J].直升机技术, 2021(4): 18-24, 31.
- ZHAO Jun, MA Donglin, LIU Jifu, et al. The influence of landing path on the flight characteristics for a shipborne helicopter[J]. Helicopter Technique, 2021 (4): 18-24, 31.
- [8] 叶毅,陈仁良.舰艇流场主动控制对直升机配平操纵的影响[EB/OL]. (2023-02-10). <https://kns.cnki.net/kcms/detail//11.2297.V.20230210.0909.002.html>.
- YE Yi, CHEN Renliang. Effect of the ship stern flow field active control on helicopter trimmed controls[EB/OL]. (2023-02-10). <https://kns.cnki.net/kcms/detail//11.2297.V.20230210.0909.002.html>.
- [9] 冯德利,招启军,徐国华.基于CFD方法的直升机前飞状态配平分析[J].航空学报, 2013, 34(10): 2256-2264.
- FENG Deli, ZHAO Qijun, XU Guohua. Trim analysis of helicopter in forward flight based on CFD method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(10): 2256-2264.
- [10] ROE P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2): 357-372.
- [11] RAJAGOPALAN R G, MATHUR S R. Three-dimensional analysis of a rotor in forward flight[J]. Jour-

- nal of the American Helicopter Society, 1993, 38(3): 14-25.
- [12] ZHANG F, XU H, BALL N. Numerical simulation of unsteady flow over SFS 2 ship model [C]//Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [13] MCKEE J W, NAESETH R L. Experimental investigation of the drag of flat plates and cylinders in the slipstream of a hovering rotor: NACA-TN-4239[R]. [S.l.]: NACA, 1958.
- [14] BALLIN M G. Validation of a real-time engineering simulation of the UH-60A helicopter: NASA-TM-88360[R]. [S.l.]: NASA, 1987.
- [15] ABBOTT W Y, BENSON J O, OLIVER R G, et al. Validation flight test of UH-60A for rotorcraft systems integration simulator (RSIS): ADA125428[R]. [S.l.]: [s.n.], 1982.
- [16] 孙文胜, 祁功道. 舰载直升机飞行环境研究[J]. 飞机设计, 1998(1): 42-46.
- SUN Wensheng, QI Gongdao. Research on the flight environment of shipborne helicopters[J]. Aircraft Design, 1998(1): 42-46.

(编辑:孙静)