

# 舰载直升机着舰风限图计算

胡楚君\*, 安强林, 王晓成

中国船舶工业系统工程研究院, 北京 100094

**摘要** 基于动量源计算流体力学(CFD)方法, 建立了一个适合前飞状态舰载直升机着舰风限图计算的新模型。在该模型中, 控制方程采用惯性坐标系下的非定常 Euler 主控方程, 空间离散采用有限体积法, 时间推进采用 5 步显式 Runge - Kutta 迭代, 来模拟舰船复杂紊流场环境下直升机着舰过程中的旋翼/机身/舰体耦合气动特性; 为显著提高计算效率, 使用动量源模型模拟旋翼流场的作用; 同时考虑着舰飞行状态下的直升机平衡计算, 在此基础上确定风限图。以 UH-60 为研究对象, 选取风向角为  $0^\circ$ 、 $60^\circ$  和  $300^\circ$  三种状态进行了直升机的平衡计算, 并与得到的试验数据进行对比分析, 验证了结合 CFD 的平衡计算方法的可靠性。应用所建立的方法, 以旋翼操纵量、尾桨操纵量、直升机姿态角和全机需用功率为判断标准, 给出了算例直升机的着舰风限图。结果表明基于 CFD 的着舰风限图计算方法可以有效地用于舰载直升机着舰风限图的确定。

**关键词** 舰载直升机; 着舰风限图; 航空保障技术

近年来, 直升机在海上和舰船上的使用日益广泛。世界各国竞相发展军用舰船的同时, 也在大力发展性能优良的舰载直升机。但是, 使用中发现舰载直升机的事故率要比陆地应用的直升机高得多。这是因为直升机并不是在任何情况下都能在舰上安全起降, 它对周围环境(舰的航速、风速、风向、海况及舰船的运动)有严格的要求<sup>[1]</sup>。为提高舰载直升机的使用安全性, “风限图”的研究逐渐受到国内外学者的重视<sup>[2]</sup>。

“风限图”是某一特定直升机与舰船组合, 在不同海况、昼夜和不同进场方向下起降时, 舰船运动和相对风速风向限制的安全边界<sup>[3]</sup>, 是实施舰上安全放飞或回收直升机的重要依据。目前, 国外主要在考虑风向、风速的限制的条件下通过大量的机-舰组合试飞来确定

直升机在舰上安全起降的边界<sup>[3]</sup>。而在国内, 直升机上舰刚起步不久, 风限图的研究并不是很多。目前, 确定风限图的基本方法是: 首先, 通过模型试验和模拟计算得到理论风限图; 然后进行机-舰动态试飞对理论风限图进行综合验证, 从而得到直升机舰上起降的风限图<sup>[4]</sup>。而影响模拟计算的主要因素是: 直升机着舰时, 处于飞行甲板紊流场中, 难以准确把握紊流场内直升机气动特性, 无法计入该紊流场对直升机平衡特性的影响, 继而影响风限图的确定。杨超<sup>[5]</sup>等研究了入流模型对直升机配平的影响, 得到了一些入流模型影响的相关结论。但是, 先前的研究在气动力求解方面大多采用动量/叶素理论, 并依赖试验结果的经验公式及修正系数, 由此来确定着舰域紊流场内直升机平衡

收稿日期: 2018-04-02; 修回日期: 2018-12-06

作者简介: 胡楚君, 工程师, 研究方向为航空保障技术, 电子信箱: hcj13120395273@163.com

引用格式: 胡楚君, 安强林, 王晓成. 舰载直升机着舰风限图计算[J]. 科技导报, 2019, 37(13): 70-75; doi: 10.3981/j.issn.1000-7857.2019.13.010

特性还存在一些不足。

鉴于此,本文尝试建立了一套基于CFD方法的舰载直升机风限图计算模型。在该模型中,以非定常 Euler 方程为控制方程,模拟直升机着舰域紊流场内舰船/直升机气动干扰问题,在有效地把握舰船紊流场内直升机气动特性基础上,将动量源 CFD 模型添加到全机非线性平衡方程中,求出直升机着舰时平衡操纵量和姿态角以及剩余功率,以便判断舰载直升机是否符合着舰安全标准,并针对特定的机型得到直升机着舰风限图。应用上述方法,本文计算分析了 UH-60 舰载直升机着舰时的风限图,得到了一些有意义的结论。

## 1 计算方法与模型

所谓舰载直升机着舰时的风限图是直升机在可承受不同方向的最大风速,在该风向和风速作用下,仍能保持较好的操纵量和姿态角并满足需用功率要求。因此,理论风限图的确定可以从确定直升机的操纵量和姿态角以及直升机需用功率出发,求出某一风速/风向作用下直升机的操纵量、姿态角和需用功率,判定这些值是否在直升机可承受的范围之内。由此确定直升机能否承受该风向下的风速,360°全方位确定各方位可承受的最大风速,得出风限图。

### 1.1 直升机着舰模型

直升机的着舰按以下过程进行,即“返航进场”→“悬停跟进”(实际上是与舰船同步运动)→“快速着舰”(图 1)。假设舰船作匀速直线运动,此时直升机的运动也是匀速直线运动。



图 1 着舰示意

Fig. 1 Schematic diagram of ship landing

### 1.2 舰载直升机安全着舰标准

综合考虑直升机舰上着舰的特点及其影响因素,直升机在舰上着舰时,为了确保飞行安全,舰载直升机着舰飞行平衡状态下总距、尾桨总距、横向周期变距、纵向周期变距俯仰角、侧倾角以及需用功率应有比陆

基飞行更大的量。因此,理论风限图计算时选取了较严格的限制条件<sup>[3]</sup>。

$$\left. \begin{array}{l} \text{总距杆推进量} < 90\% \\ \text{脚踏位移量} < 85\% \\ \text{横向操纵剩余量} > 10\% \\ \text{纵向操纵剩余量} > 10\% \\ \text{剩余功率} < 10\% \\ \text{正侧风} < 28 \text{ km/h} \\ \text{直升机俯仰角} < \pm 4^\circ \\ \text{直升级滚转角} < \pm 5^\circ \end{array} \right\} \quad (1)$$

其中,总距杆推进量、脚踏位移量、横向操纵剩余量、纵向操纵剩余量、俯仰角、滚转角由直升机平衡计算得到。

平衡计算是在直升机稳定飞行状态的前提下,将直升机视为刚体,作用在直升机上的全部合外力、合外力矩合成为零,即直升机处于平衡状态。那么,直升机的运动方程由直升机质心的移动动力学方程和直升机绕质心转动的动力学方程组成如下:

$$\left. \begin{array}{l} \sum F_x = F_{x,M} + F_{x,T} + F_{x,H} + F_{x,V} + F_{x,F} - G \sin \theta = 0 \\ \sum F_y = F_{y,M} + F_{y,T} + F_{y,H} + F_{y,V} + F_{y,F} - G \cos \theta \cos \gamma = 0 \\ \sum F_z = F_{z,M} + F_{z,T} + F_{z,H} + F_{z,V} + F_{z,F} - G \cos \theta G \sin \gamma = 0 \\ \sum M_x = M_{x,M} + M_{x,T} + M_{x,H} + M_{x,V} + M_{x,F} = 0 \\ \sum M_y = M_{y,M} + M_{y,T} + M_{y,H} + M_{y,V} + M_{y,F} = 0 \\ \sum M_z = M_{z,M} + M_{z,T} + M_{z,H} + M_{z,V} + M_{z,F} = 0 \end{array} \right\} \quad (2)$$

式中, $F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$ 为直升机在体轴系下直升机各部件气动力3个分量和力矩的3个分量;式中下标的含义分别为:旋翼(M),尾桨(T),机身(F),平尾(H)和垂尾(V)。

### 1.3 基于CFD方法的直升机着舰风限图确定

为了模拟着舰域复杂紊流场作用,可以把整个流场看作不可压流动,控制方程采用三维守恒型 Euler 方程,其通用形式如下:

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = 0 \quad (3)$$

式中,对流通量为  $F = [\rho u, \rho u^2 + p, \rho v u, \rho w u]^T$ ,  $G = [\rho v, \rho v^2 + p, \rho u v, \rho w v]^T$ ,  $H = [\rho w, \rho u w, \rho v w, \rho w^2 + p]^T$ , 守恒变量  $W = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w]^T$ ,  $\rho, p$  分别为密度和压强,  $u, v, w$  为3个方向的速度分量。

空间离散上采用的是有限体积法,将计算域划分成有限个互不重叠的四面体单元,并将积分形式的 Euler 方程应用于每个单元体,由于各单元体的体积不随时间变化,因此可将式(3)改写成

$$\frac{\partial W}{\partial t} = \frac{\int_{\Omega} (Fi + Gj + Hk)nds}{\int_{\Omega} d\Omega} \quad (4)$$

其中,  $\Omega$ 、 $S$  均指每个单元上的量,  $W$  为各单元的平均值。时间上采用的是 5 步显式 *Runge - Kutta* 迭代求得最后的定常解, 即

$$\left. \begin{aligned} W^{(0)} &= W^n \\ W^{(m)} &= W^{(0)} + \alpha_m \Delta t R^{(m-1)} \\ W^{(n+1)} &= W^{(5)} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

式中,  $m=1 \dots n$ ,  $n, n+1$  分别为当时的和新的时间步数, 公式中的系数分别是:  $\alpha_1=1/4, \alpha_2=1/6, \alpha_3=3/8, \alpha_4=1/2, \alpha_5=1$ 。

人工耗散项为守恒变量的二阶和四阶差分项。边界条件采用的是无反射边界条件, 并采用当地时间步长进行加速收敛。

采用动量源方法模拟旋翼流场, 在数值模拟过程

中, 动量源理论忽略桨叶附近的细节流动, 将整个旋翼看作一个作用盘, 即将桨叶扫过的桨盘作为一个有压力差的圆盘, 旋翼对流场的影响用动量源项代替。在 CFD 方法的控制方程中, 非惯性系下附加了一个由于旋转产生的源项。将动量源项添加到动量方程的右端, 来对旋翼流场进行计算, 控制方程为

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = S \quad (6)$$

其中源项为:  $S=[0, S_x, S_y, S_z]$ 。

CFD 方法模拟着舰域紊流场直升机气动特性, 得到直升机某飞行状态下气动力, 并将其耦合到直升机平衡方程中以实现耦合平衡计算, 得到稳定飞行下的操纵量和姿态角来判定舰载直升机着舰安全。具体过程如图 2。

风限图确定的具体步骤如下。

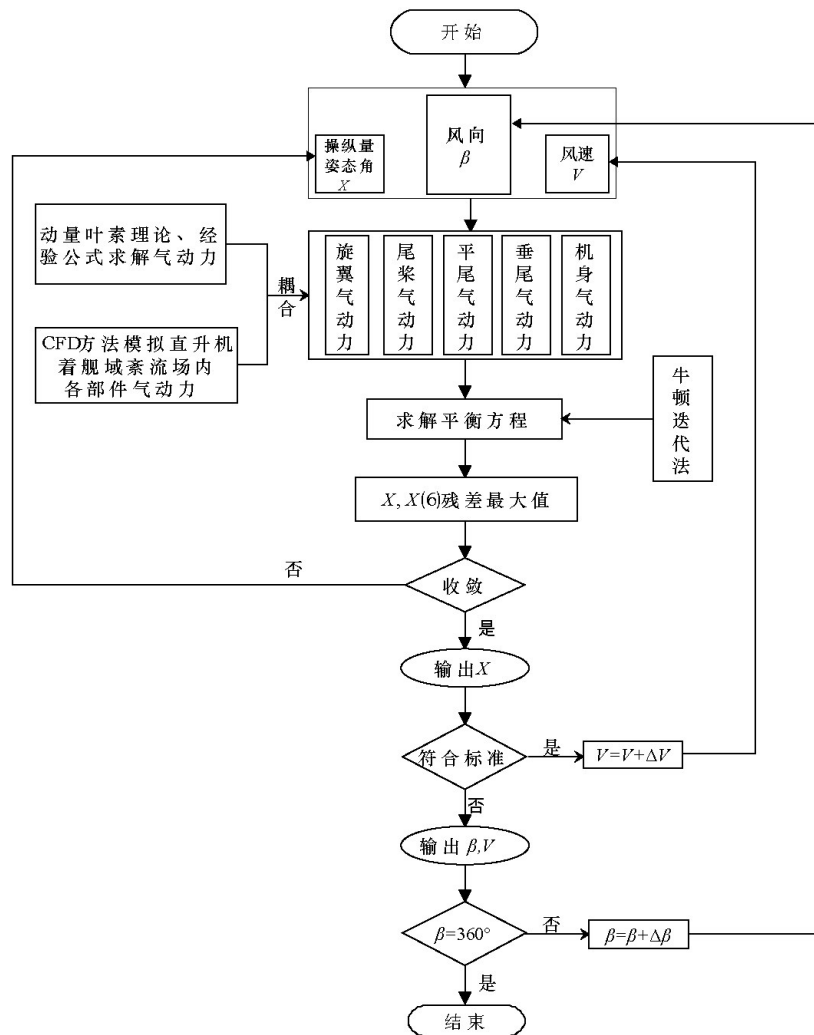


图 2 风限图计算流程

Fig. 2 The sample helicopter's landing operating envelope calculation process

1) 给定风向 $\beta=0^\circ$ , 风速  $V=5 \text{ km/h}$ , 并给定平衡变量初值, 根据风向风速和变量值, 应用耦合CFD方法计算出着舰域紊流场内直升机平衡操纵量和姿态角以及需用功率大小, 耦合CFD方法<sup>[6]</sup>如下。

(a) 据给定的变量初值, 应用叶素理论及经验公式得到直升机各部件气动力, 采用牛顿迭代法求解平衡方程, 得到平衡变量, 以此作为耦合配平的初值。

(b) 将得到的平衡变量代入CFD模型中, 再次求得直升机各气动部件的气动力。

(c) CFD方法求得的各部件气动力与叶素理论及经验公式求得的各部件气动力进行修正, 得到修正后的气动力。两个气动力模型的耦合方法为

$$F_{ITER,M}^{n+1} = F_{O,M}^{n+1} + (F_{CFD,M}^n - F_{O,M}^n)$$

式中,  $n$  为迭代次数,  $F_{CFD,M}^n$  和  $F_{O,M}^n$  分别为第  $n$  次迭代时, CFD方法和经验公式所得出的旋翼气动力。

(d) 将得到的耦合气动力, 带入平衡方程中, 应用牛顿迭代法求得平衡变量。

(e) 判断步骤d所得到的值是否收敛, 若收敛则输出耦合平衡值, 若不满足返回到步骤b, 直到收敛为止。

2) 由公式(1)判断此解是否符合安全着舰要求。若符合要求, 则将  $V$  增加  $5 \text{ km/h}$ , 重复 1~2 步; 若不符合要求, 所得的值即为对应  $\beta$  下允许起降的最大风速值;

3) 将 $\beta$ 增加 $15^\circ$ , 重复1~3步直至 $\beta$ 取到 $360^\circ$ 方位;  
4) 将不同对应的允许起降的最大风速值描绘在极坐标系中, 即得风限图。

## 2 计算方法的验证

为了验证本文发展的CFD方法确定舰载直升机着舰风限图能力, 分别对UH-60陆基飞行和着舰飞行状态下进行了平衡计算, 并选取风向角 $\beta$ 为 $0^\circ$ (图3)、 $60^\circ$ (图4)和 $300^\circ$ (图5)3种状态下的直升机平衡结果与试验值<sup>[7]</sup>进行对比分析, 以验证基于CFD方法的平衡计算可靠性。在此基础上, 做出算例直升机的着舰风限图。

图3~图5给出了风向角为 $0^\circ$ 、 $60^\circ$ 和 $300^\circ$ 状态下的直升机平衡结果, 在风向 $\beta=0^\circ$ 时, 计算结果与试验值进行对比, 从图3中可以看出, 平衡获得的旋翼总距、尾桨总距、俯仰角均与试验值均吻合良好, 表明本文建立的耦合CFD方法的平衡分析模型能有效计算前飞状态下直升机的平衡操纵量和姿态角, 可为下一步开展舰载直升机着舰飞行提供可靠的依据。

图3~图5还可以看出陆基飞行和着舰飞行状态下旋翼总距和尾桨总距差距较大, 这正好体现出舰船紊流场的干扰作用, 并且能够明显的看到舰载直升机着

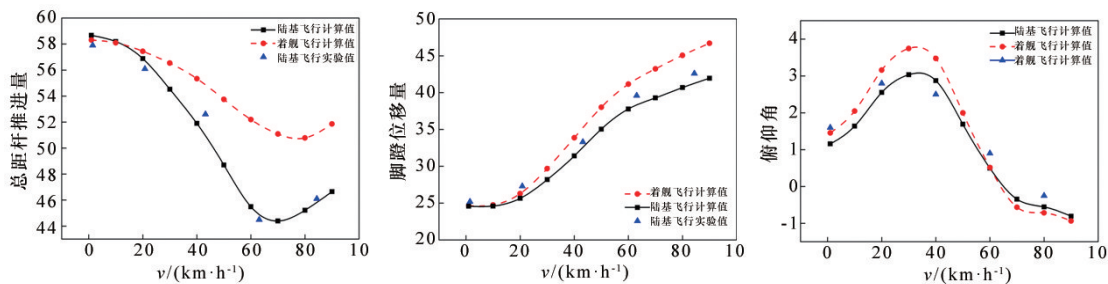


图3 风向 $\beta=0^\circ$ 时平衡结果

Fig. 3 The balance results when WOD  $\beta=0^\circ$

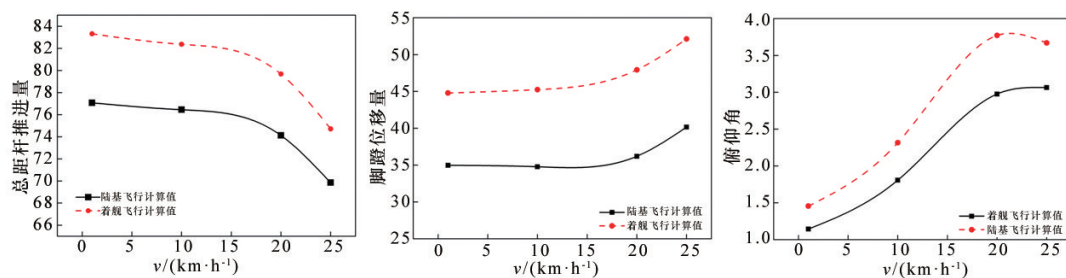
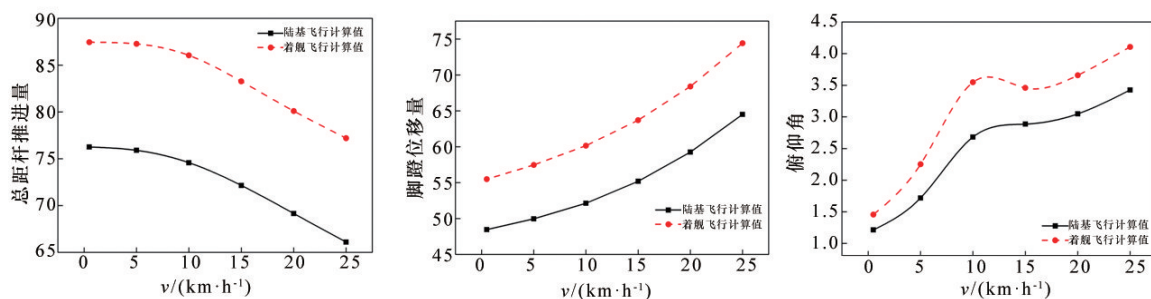


图4 风向 $\beta=60^\circ$ 时平衡结果

Fig. 4 The balance results when WOD  $\beta=60^\circ$

图5 风向 $\beta=300^\circ$ 时平衡结果Fig. 5 The balance results when WOD  $\beta=300^\circ$ 

舰飞行状态下总距杆推进量和脚踏位移量较大。

图6为算例直升机着舰风限图,可以看出直升机在不同风向向下可以安全着舰的最大风速边界值(风限图坐标原点定于着舰点中心)。其可承受的最大风速为85 km/h,允许安全着舰的风向范围约为 $0^\circ\sim 105^\circ$ 和 $225^\circ\sim 360^\circ$ ,还可以看到,风限图沿舰船纵向轴线呈不对称分布,这是由于直升机尾桨的存在使其抗左右侧风的能力不同所致。从这一点来看,进一步说明风限图的形状不应对称的。由于UH-60国外引进型直升机,其本身抗左侧风能力强,主飞行员在右侧。这就决定了着舰时必须从左舷进入才能保证着舰安全。因此由计算得到的风限图左边风速值大于右边,形状左偏,呈不对称形状。

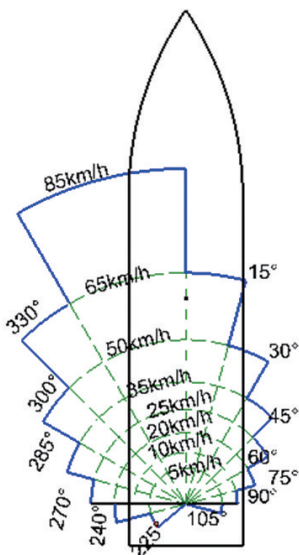


图6 UH-60直升机着舰风限图

Fig. 6 The UH-60's landing operating envelope calculation process

### 3 结论

建立了一个基于动量源CFD方法的舰载直升机风限图计算模型,并进行了相关算例计算,得到以下结论。

(1) 本方法得到的平衡结果与实验值相吻合,表明所建立的直升机着舰平衡分析方法能够较好地把握舰船紊流场内直升机气动特性,准确地进行舰载直升机着舰平衡计算;

(2) 利用本方法能够快速有效地得到舰载直升机着舰风限图,相比于基于机-舰组合试飞研制风限图的方法可节省人力、物力和财力,且周期短。

(3) 本理论模拟计算得出的风限图,对试飞具有一定的实际指导意义。

本研究结果仍存在一些值得提高的地方,如在计算代价允许的前提下,可以采用N-S方程来代替Euler方程作为控制方程,以进一步地提高着舰域紊流场的气动特性和舰船对直升机干扰的模拟精度。同时,为更准确地得到实际着舰风限图,还应进一步考虑舰船的摇摆浮沉运动。

### 参考文献 (References)

- [1] Ballin M G. Validation of a real-time engineering simulation of the UH-60A helicopter[Z]. NASA Technical Reports Server, 1987: 23-27.
- [2] Tuttle R M. A study of helicopter landing behavior on small ships[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1976, 21(2): 2-11.
- [3] 赵维义, 刘航, 傅百先. 舰载直升机风限图及其试飞[J]. 飞行力学, 2002, 20(4): 48-50.

- Zhao Weiyi, Liu Hang, Fu Baixian. Safe operating envelopes of onboard helicopter and its flight test[J]. *Journal Flight Mechanics*. 2002, 20(4): 48-50.
- [4] Lee D, Sezer-Uzol N, Horn J F, et al. Simulation of helicopter shipboard launch and recovery with time-accurate airwakes[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(2): 448-461.
- [5] 杨超, 洪冠新. 入流模型对直升机配平及动态响应的影响[J]. *北京航空航天大学学报*, 1999, 25(5): 13-20.
- Yang Chao, Hong Guanxin. Inflow models in trim and dynamics response of helicopter[J]. *Journal of Beijing University of aeronautics and astronautics*, 1999, 25(5): 13-20.
- [6] 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]. *Journal of aviation*. 2013, 34(10): 2256-2264.
- [7] Abbott W Y, Benson J O, Oliver R C. Validation flight test of UH-60A for rotorcraft systems integration simulator[R], United States Army Aviation Engineering Flight Activity, 1982.
- [8] 孙文胜. 直升机着舰安全包络线计算方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1994.
- Sun Wensheng. Research on calculation method of safety envelope of helicopter landing[D]. Nanjing: Nanjing University of aeronautics and astronautics, 1994.
- [9] Langlois R G, Tadros A R. State-of-the-art on-deck dynamic interface analysis[C]//Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society. Montreal: American Helicopter Society, 1999: 2111-2121.
- [10] Lee D, Horn J F. Simulation of pilot control activity during helicopter shipboard operation[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Austin: TX, 2003: 5306.

## Calculation of shipboard helicopter's landing operating envelope by CFD method

HU Chujun\*, AN Qianglin, WANG Xiaocheng

Systems Engineering Research Institute, China State Shipbuilding Corporation Limited, Beijing 100094, China

**Abstract** In this paper, a new model for calculating shipboard helicopter's landing operating envelope at forward flight condition is established by means of the momentum-source CFD method. In the new model, unsteady Euler equations in inertial coordinate system are used as governing equations, finite volume method (FVM) is employed in spatial discretization, and a five-stage Runge-Kutta explicit time iteration algorithm is adopted in temporal discretization, which all can help well simulate the rotor/fuselage/ship coupled aerodynamic characteristics in a complex turbulent flowfield environment during landing on the ship. To improve efficiency significantly, momentum-source model is chosen to represent the effect of rotor on its flowfield. In addition, the helicopter's trim calculation is also considered to determine the operating envelope. Then, a Helicopter UH-60 is selected as the research object, and the wind azimuths of 0, 60 and 300 degrees are chosen for trim calculations. By using the available test data, the capability of the present trim method combined with CFD model is examined. With this method, the sample helicopter's landing operating envelope is calculated based on the judging criteria determined by the main rotor and tail rotor's control, helicopter's attitude angle and required power. Results show that the present method is suitable for determining shipboard helicopter's landing operating envelope.

**Keywords** shipboard helicopter; landing operating envelope; aviation support technology ●



(编辑 徐丽娇)