

# 着舰路径对舰载直升机起降安全影响研究

薛敏<sup>1</sup>, 赵鹏程<sup>2</sup>, 徐东东<sup>2</sup>, 李通<sup>2</sup>, 温其穆<sup>2</sup>

<sup>1</sup>海军装备部项目管理中心, 北京

<sup>2</sup>中国船舶集团有限公司系统工程研究院, 北京

收稿日期: 2024年8月21日; 录用日期: 2024年8月30日; 发布日期: 2024年9月29日

## 摘要

机舰耦合流场中存在着涡-涡干扰, 是一个复杂紊乱的非定常流场, 舰载直升机在不同着舰路径上必然会受到不同程度的影响, 进而限制舰载直升机的起降能力。现基于简化护卫舰和UH-60直升机的耦合模型, 结合计算流体力学和直升机飞行动力学, 对不同着舰路径(正后方进场、斜向进场、横向进场)下的直升机起降风限图特征进行分析研究。结果显示, 三种进场方式中, 正后方进场风限图包络最大、横向进场风限图包络最小; 斜向进场方式下, 当进场方向、机头朝向和甲板风方向一致时, 风速边界最大。建议直升机优先选择正后方进场, 若采用斜向进场时, 直升机进场方向、机头朝向尽量和甲板风方向保持一致。

## 关键词

计算流体力学, 飞行动力学, 舰载直升机, 风限图, 着舰路径

# Research on the Impact of Landing Path on the Safety of Takeoff and Landing for Shipborne Helicopter

Min Xue<sup>1</sup>, Pengcheng Zhao<sup>2</sup>, Dongdong Xu<sup>2</sup>, Tong Li<sup>2</sup>, Qimu Wen<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Project Management Center of Naval Equipment Department, Beijing

<sup>2</sup>Systems Engineering Research Institute, CSSC, Beijing

Received: Aug. 21<sup>st</sup>, 2024; accepted: Aug. 30<sup>th</sup>, 2024; published: Sep. 29<sup>th</sup>, 2024

## Abstract

There is vortex interference in the coupled flow field between helicopter and ship, which is a complex and turbulent unsteady flow field. Shipborne helicopter will inevitably be affected on different

文章引用: 薛敏, 赵鹏程, 徐东东, 李通, 温其穆. 着舰路径对舰载直升机起降安全影响研究[J]. 流体动力学, 2024, 12(3): 45-54. DOI: 10.12677/ijfd.2024.123005

landing paths, thereby limiting their takeoff and landing capabilities. Based on a simplified coupling model of frigate and UH-60 helicopter, combined with computational fluid dynamics and helicopter flight dynamics, the characteristics of helicopter's candidate flight envelope under different landing paths (stern approach, oblique approach, lateral approach) are analyzed and studied. The results showed that among the three approach methods, the candidate flight envelope for stern approach was the largest, and that for lateral approach was the smallest. For the oblique approach, the maximum wind speed boundary occurs when the directions of approach, heading and wind-over-deck are consistent. It is recommended that helicopters prioritize stern approach. If using oblique approach, the direction of approach and heading should be as consistent as possible with the direction of wind-over-deck.

## Keywords

Computational Fluid Dynamics, Flight Dynamics, Shipborne Helicopter, Candidate Flight Envelope, Landing Path

Copyright © 2024 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

## 1. 引言

舰船甲板是舰载直升机在海上作业的主要平台，而甲板上的流场比较复杂，当舰船运动时，上层建筑后方会产生不均匀的尾流场，常常出现流动分离、回流、旋涡等流动现象。特别是对于护卫舰/驱逐舰，其飞行甲板位于机库后方，流动受机库和上层建筑阻挡，在背风处形成涡流区，同时产生了不稳定的分离剪切层，如图 1 所示。如果直升机在起降过程中陷入回流区，旋翼气动力会受到涡流的扰动，可能会导致飞行事故。且舰船甲板区域较小，增加了舰载直升机起降的危险性，所以必须结合甲板上的空气流场特性，对舰载直升机起降过程中的飞行安全边界问题有一个清楚的认识。

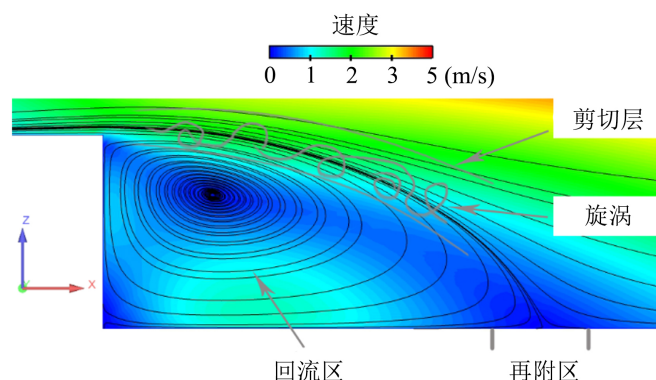


Figure 1. 2D flow structure after hangar

图 1. 机库后方二维流动结构

早期研究中，研究人员以通过计算直升机操纵余量得到的起降风限图作为舰载直升机起降安全边界的主要依据。起降风限图规定了该型舰载直升机在该型舰船上起降时允许的最大风况(风向、风速)、舰船运动幅值(横摇、纵摇)。Bogstad [1]和 Roper [2]等通过 CFD 方法获得舰船尾流场信息，将其作为输入开

展直升机动力学特性计算,得到了舰载直升机操纵余量的变化。Roper 等人[2]通过 CFD 方法得到了大量的不同风向角下的流场数据,以此数据为基础,结合到 FLIGHTLAB 飞行模拟环境,在利物浦大学的全运动飞行模拟器得到飞行试验数据,最后利用不同风向角下的飞行载荷和控制裕度来计算山猫直升机在 SFS2 上的风限图。Lee 等[3]以全尺寸的 UH-60A 直升机和 LHA 舰船,研究了直通甲板流场对舰载直升机飞行特性的影响,从结果可以看出尾流场对飞行员操作的干扰。

唐宏清等人[4]将关于直升机操纵量、姿态角和功率的判据引入直升机舰面起降飞行动力学模型,建立风限图计算模型;然后进行舰面悬停平衡仿真,获得了某型无人直升机的舰面悬停风限图。潭文渊等人[5]针对 CG-47 提康德罗加级巡洋舰搭载 UH-60“黑鹰”直升机的机舰组合进行了流场仿真,并结合飞行力学模型计算了直升机操纵量和姿态角,得到了理论风限图。结果表明:滚转角及周期变距操纵量均随来流速度增加,俯仰角则受到来流和舰上建筑的多重影响。贺少华等人[6]提出了舰载直升机理论风限图飞行模拟获取方法,认为通过起降飞行模拟试验获取理论风限图,结合少量的海上实装飞行验证试验是一种综合较优的方法。可以更加有效和安全地指导海上实装飞行验证试验,最终获得实用风限图。左清宇等人[7]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。胡楚君等人[8]基于动量源方法,建立了舰载直升机着舰风限图计算的新模型,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,给出了某型直升机的着舰风限图。

以上研究均为分析舰载直升机起降安全边界提供了良好的基础,但大都侧重于分析舰载直升机在典型位置处的飞行特性,而针对舰载直升机着舰路径的影响研究较少,使得以往研究成果对指导舰载直升机采用何种着舰方式时存在一定局限。因此,本文开展着舰路径对舰载直升机起降安全影响研究,结合直升机飞行力学模型和舰船 CFD 流场模型,形成舰机适配过程中起降安全边界的计算方法。然后基于该方法,研究分析着舰过程中不同着舰路径下直升机风限图的变化特征,以期得出一些对直升机着舰路径有指导性的结论。

## 2. 计算方法

### 2.1. 流场数值计算方法

本文使用计算流体力学软件 Fluent 对流场进行非定常数值计算。由于舰船的速度较慢,其甲板上的流动为低速不可压流动,所以给出不可压流动的控制方程:

$$\nabla \cdot \mathbf{V} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \frac{D\mathbf{V}}{Dt} + \nabla P = \mathbf{F} \quad (2)$$

上述方程中(1)式为连续方程,其中  $\mathbf{V}$  为速度矢量,(2)式为动量方程,其中  $D/Dt$  为物质导数,描述运动流体微团的某个量随时间的变化率, $\rho$  为流体的密度, $P$  为流体所受的压强大小, $\mathbf{F}$  为粘性力矢量。采用雷诺平均方法中的  $k-e$  湍流模型来封闭方程,选择基于压力的 SIMPLE(Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equation)算法对上述方程展开计算。

### 2.2. 风限图计算方法

影响直升机舰面安全起降的因素有很多,复杂的舰船舰流场、严苛的起降甲板条件以及多变的海洋环境等。根据目前国内外的理论及试验研究表明,影响直升机舰面安全起降的主要因素包括直升机特性、舰船舰流场和驾驶员选择的舰面起降轨迹三个方面。通过 CFD 计算得到舰船舰流场数据作为不同着舰轨

迹的风限图计算的环境数据，以直升机特性作为直升机舰面起降风限图的客观判据。直升机特性主要受姿态角(滚转角、俯仰角)、操纵量(纵横向操纵、总距和尾桨变距)以及发动机功率限制。针对本文选择的UH-60直升机及简化护卫舰模型，选定以下约束条件作为直升机起降风限图的客观判据[9]：

判据一：在直升机着舰过程中，直升机俯仰角前倾不超过 $4^\circ$ ，后倒不超过 $7^\circ$ ；

判据二：在直升机着舰过程中，直升机滚转角不超过 $8^\circ$ ；

判据三：在直升机着舰过程中，直升机纵向周期变距、横向周期变距、总距和尾桨变距剩余操纵量不小于10%；

判据四：在直升机着舰过程中，发动机剩余功率不小于10%。

本文使用风限图计算软件建立舰船模型和直升机飞行动力学模型，将舰艇流场数据加载到直升机模型中进行气动配平计算，根据起降风限图判据最终得到该舰机组合下的起降风限图。其具体流程如图2，具体过程如下：

1) 从风向角 $-90^\circ$  (左舷来流为负，右舷来流为正)，风速5节开始计算，通过配平计算得到直升机7个判据参量，与上述判据进行对比，判断7个参量是否超出。若未超出，进入下一步；若超出，则认为该风向并不适合直升机进行舰面起降。

2) 保持风向角不变，风速增大5节，重新进行直升机舰面起降仿真计算并与判据进行对比，直至7个参量中出现超出判据范围，停止计算并进入下一步。

3) 判断风向角是否大于 $90^\circ$  (本文仅计算左舷 $90^\circ$ 至右舷 $90^\circ$ 甲板风范围)。若是，则停止终止计算；若否，将风向角增加 $15^\circ$ ，重复步骤1)、2)。

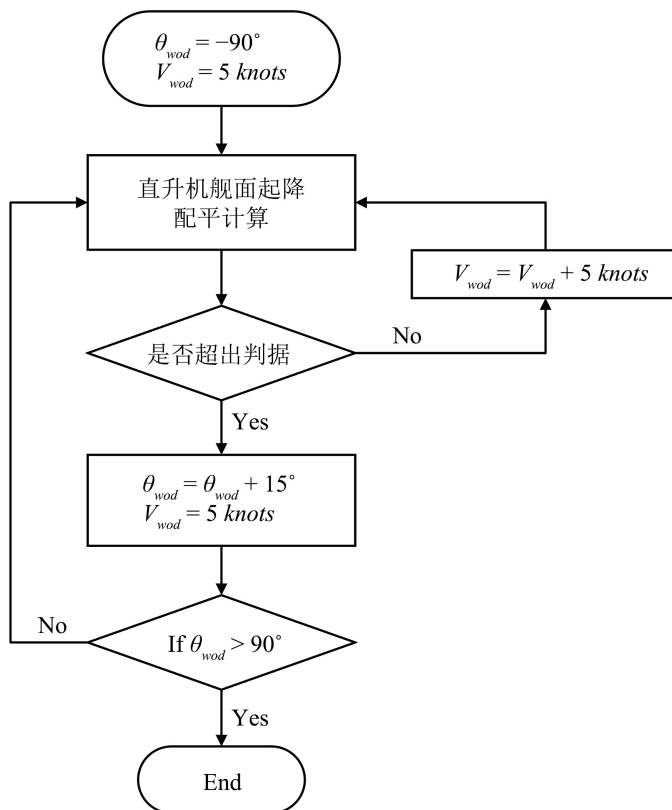


Figure 2. Procedure of calculation  
图2. 风限图计算流程

### 3. 计算模型

#### 3.1. 舰船模型

为了开发一个舰船尾流验证数据库,国外提供了高度简化的护卫舰(SFS/SFS2)几何模型[10]。本文的舰船几何模型采用 SFS2 外形,如图 3 所示,为了满足本文计算需要,在 SFS2 模型基础上,增加了舰船的总长度和甲板的宽度,是一种改进的 SFS2 模型,称为 MSFS2,其船长约 180 米,甲板长约 27 米,宽约 20 米。建模坐标系原点位于舰首, X 轴由舰尾指向舰首, Y 轴指向右舷, Z 轴指向海面。

流场计算域划分如图 4 所示,其中绿色区域为整个远场区域,红色区域为舰船附近的网格加密区域。计算网格如图 5 所示,使用非结构网格生成流场域,舰船附面层为棱柱网格,总的网格单元数大约 450 万,其中舰船周围和机库后方尾迹区进行了加密处理。

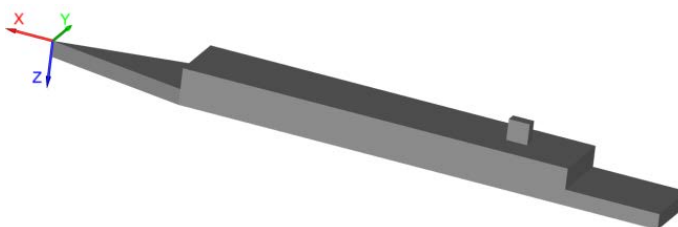


Figure 3. Schematic of MSFS2  
图 3. 舰船模型示意图

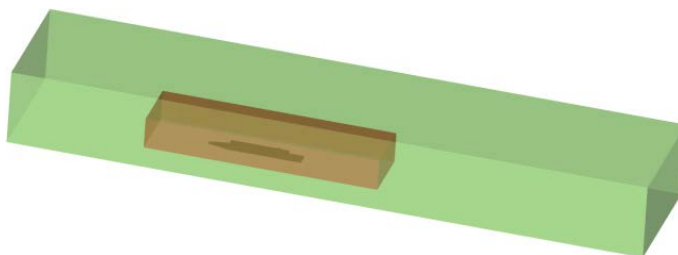


Figure 4. Schematic of flow field  
图 4. 流场域划分示意图

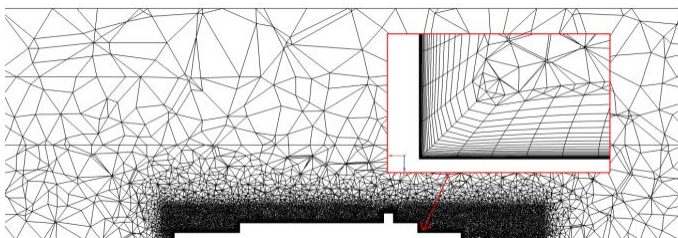


Figure 5. Schematic of mesh  
图 5. 计算网格示意图

#### 3.2. 直升机模型

建立 UH-60 直升机的模型主要包括:结构建模(旋翼、机身)、气动载荷建模(旋翼、气动面和机身)、诱导速度动力学、发动机模型、飞行控制系统模型等。本文采用 Peters-He 有限状态动态入流理论建立旋翼诱导速度模型,该模型是基于非定常动态尾迹计算旋翼的诱导速度分布情况:

$$v_i(\bar{x}, \psi, t) = \sum_{r=0}^N \sum_{j=r+1, r+3, \dots}^{2S_r+r-1} \psi_j^r(\bar{x}) [\alpha_j^r \cos(r\psi) + \beta_j^r \sin(r\psi)] \quad (3)$$

其中,  $N$  为需要的谐波次数,  $S_r$  表示对于每个谐波函数所需要的径向基函数的个数,  $\psi_j^r(\bar{x})$  则是径向基函数,  $\alpha_j^r$  和  $\beta_j^r$  是旋翼入流中的状态变量。

### 3.3. 着舰模型

由于舰面起降空间狭小, 舰艏流场环境复杂等因素, 不同直升机及舰船有各自的着舰路径。常见的直升机着舰方式包括: 舰尾正后方进场着舰、斜向进场着舰和横向进场着舰等, 如图 6 所示。本文针对以上三种进场方式进行风限图计算分析, 其中斜向进场着舰分为左舷  $30^\circ/60^\circ$  和右舷  $30^\circ/60^\circ$  四个进场路径, 横向进场着舰分为左舷横向着舰和右舷横向着舰。

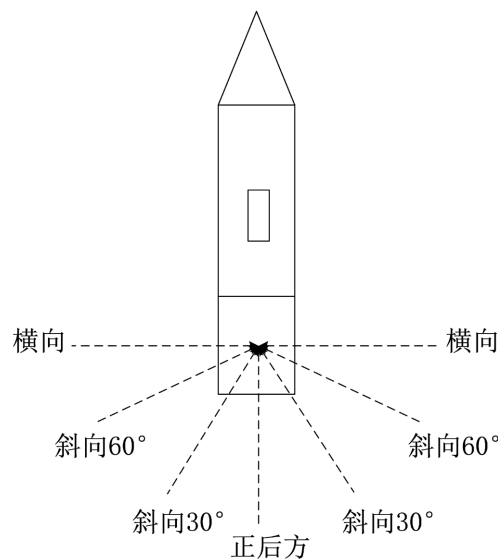


Figure 6. Schematic of different landing paths for helicopters  
图 6. 直升机不同进场方式示意图

#### 1) 正后方进场着舰

- 直升机前飞至舰尾正后方指定位置(甲板后方 60 米处);
- 直升机按照  $3^\circ$  下滑角开始下滑接近起降点上方;
- 后方进场到达起降点指定悬停高度(3 米)后, 保持悬停。

#### 2) 斜向进场着舰

- 直升机到达左舷(右舷)指定位置(横向距离起降点 18 米, 纵向距离起降点后方  $(18 \times \cot\theta)$  米处, 其中  $\theta$  是斜向着舰方向, 本文  $\theta = 30^\circ, 60^\circ$ );
- 直升机机头方向与斜向进场着舰路径方向  $\theta$  保持一致飞向起降点上方;
- 达到起降点上方指定悬停高度(3 米)后, 保持悬停。

#### 3) 横向进场着舰

- 直升机到达左舷(右舷)指定位置(距离舰船中心线 18 米);
- 直升机机头方向与船艏保持一致;
- 横向进场达到起降点指定悬停高度(3 米)后, 保持悬停。

## 4. 结果分析

基于上述建立的直升机风限图计算模型，以 UH-60 直升机和 MSFS2 舰船组合模型为例，对于 7 种着舰路径进行计算，得到如图 7~13 的风限图。

### 4.1. 正后方进场

从图 7 可以看出，舰艇着舰风限图的左右不对称性说明 UH-60 针对左右舷甲板风的着舰能力是不同的。这是由于 UH-60 直升机是右旋旋翼，尾桨产生向右的拉力平衡反扭矩，对于小风向角( $0^\circ$ 至  $30^\circ$ )，当左舷来风时，桨叶迎角相对增大，尾桨拉力增大，相当于增大尾桨总距，则剩余尾桨操纵余量更多；右舷来风则相反。因此，在小风向角下，UH-60 直升机抗左侧风的能力更加突出。对于大风向角( $30^\circ$ 至  $90^\circ$ )，当左舷来风时，尾桨容易进入涡环状态，因此风限图的左边界小于右边界，抗右侧风的能力较强。

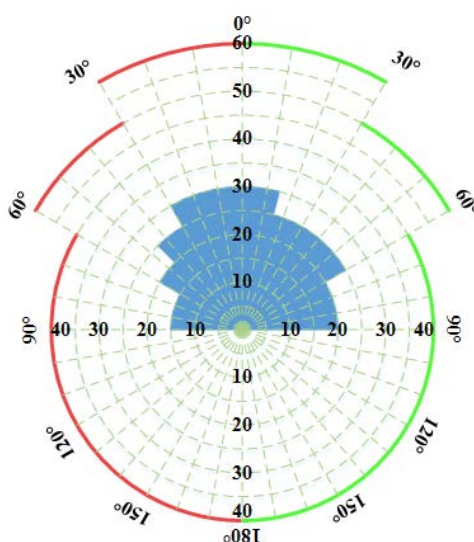


Figure 7. Candidate flight envelope of stern  
图 7. 正后方进场着舰风限图

### 4.2. 斜向进场

与正后方进场相比，斜向进场着舰路径下整体的风限图包络面积进一步减小，说明 UH-60 直升机在该进场方式下的起降能力受到一定的限制，大部分工况不利于 UH-60 直升机在 MSFS2 舰船上起降。以左舷  $60^\circ$  方向进场为例，虽然在  $60^\circ$  风向下的风速边界达到 50 节，远超于正后方进场和横向进场下的风速边界，但是风向包络仅在右舷  $30^\circ$  至  $90^\circ$  之间，可起降的安全范围极其有限。

在斜向进场方式下，当直升机处于顶风状态时，即进场方向、机头朝向和甲板风方向一致，此时进场方向上基本不受机库等上层建筑的阻挡，相比正后方进场的顶风状态，该进场路径上未形成明显紊乱的涡流区，因此其风速边界最大。对于左舷进场，当甲板风从机身左侧吹来时，直升机处于机库等上层建筑的涡流区，因此在该甲板风状态下，直升机的着舰能力明显下降。同样地，对于右舷进场，当甲板风从机身右侧吹来时，直升机着舰能力明显下降。

通过对比图 8 和图 10 (图 9 和图 11)，可以发现直升机在左舷  $60^\circ$  进场、顶风状态下的风速边界大于左舷  $30^\circ$  进场、顶风状态下的风速边界。这是由于左舷  $60^\circ$  进场路径上相对干净，受机库等上层建筑带来的涡流区影响较小，因此直升机的操纵余量较为富裕，能够得到较大的风速边界。

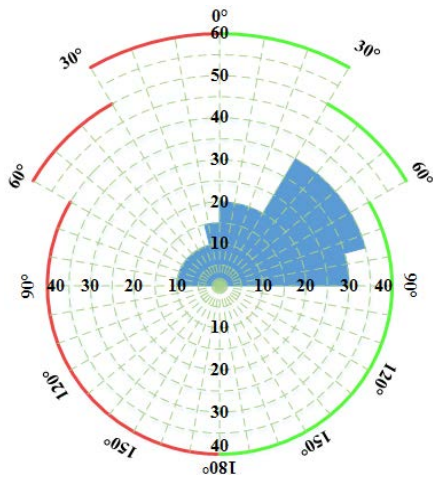


Figure 8. Candidate flight envelope of  $-30^\circ$   
图 8. 左舷  $30^\circ$ 斜向着舰风限图

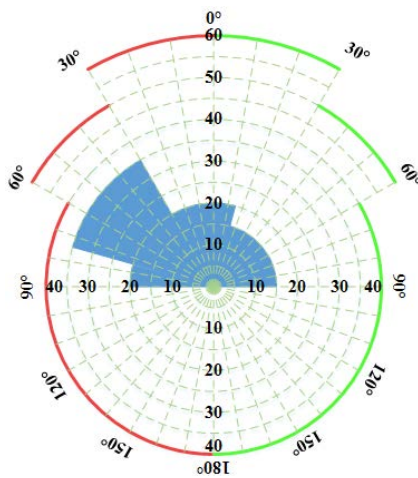


Figure 9. Candidate flight envelope of  $30^\circ$   
图 9. 右舷  $30^\circ$ 斜向着舰风限图

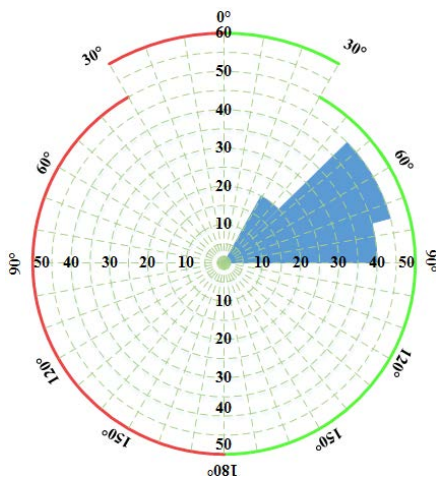


Figure 10. Candidate flight envelope of  $-60^\circ$   
图 10. 左舷  $60^\circ$ 斜向着舰风限图



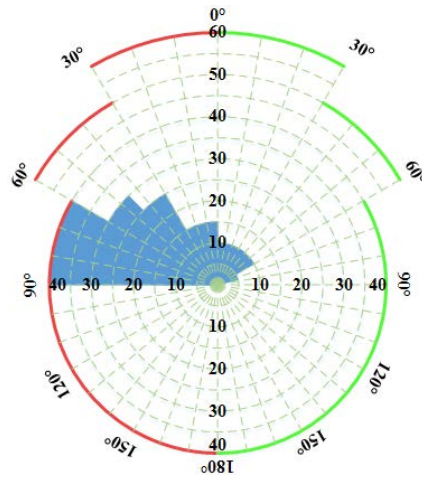


Figure 11. Candidate flight envelope of 60°  
图 11. 右舷 60°斜向着舰风限图

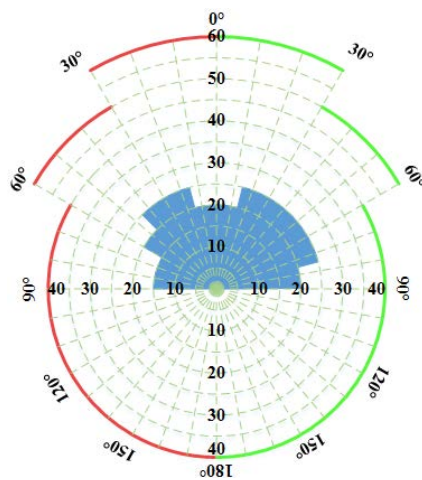


Figure 12. Candidate flight envelope of port  
图 12. 左舷横向着舰风限图

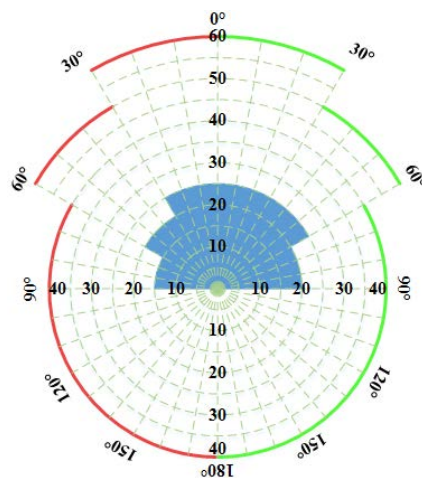


Figure 13. Candidate flight envelope of starboard  
图 13. 右舷横向着舰风限图

### 4.3. 横向进场

对于 UH-60 直升机和 MSFS2 舰船组合, 采用横向进场着舰方式风限图的风速边界明显减小(最大风速为 25 节)。由于机头始终和舰船前行方向保持一致, 直升机为侧飞状态飞向起降点上方, 相比于正飞状态(机头方向和进场方向一致), 直升机的姿态角更加容易受到舰船尾流的影响, 相比于正后方进场和斜向进场, 该方式下进场着舰时直升机更容易超出姿态角限制。

## 5. 结论

本文基于计算流体力学和直升机飞行动力学开展舰载直升机 7 种不同着舰路径对其飞行特性的影响研究, 通过对比不同路径下的起降风限图, 得到结论如下:

- 1) 在正后方进场路径下, 小风向角时 UH-60 直升机抗左侧风的能力更加突出, 而大风向角时抗右侧风的能力较强。
- 2) 在斜向进场方式下, 建议直升机顶风进场, 即进场方向、机头朝向和甲板风方向一致, 此时风速边界较大; 进场方向角度越大, 风速边界越大, 但整体风限图包络较小。
- 3) 在横向进场方式下, 由于直升机为侧飞状态, 得到的风限图包络最小。

## 参考文献

- [1] Bogstad, M.C., Habashi, W.G., Akel, I., Ait-Ali-Yahia, D., Giannias, N. and Longo, V. (2002) Computational-Fluid-Dynamics Based Advanced Ship-Airwake Database for Helicopter Flight Simulators. *Journal of Aircraft*, **39**, 830-838. <https://doi.org/10.2514/2.3003>
- [2] Roper, D.M., Owen, I., Padfield, G.D. and Hodge, S.J. (2006) Integrating CFD and Piloted Simulation to Quantify Ship-Helicopter Operating Limits. *The Aeronautical Journal*, **110**, 419-428. <https://doi.org/10.1017/s0001924000001329>
- [3] Lee, D., Horn, J., Sezer-Uzol, N. and Long, L. (2003) Simulation of Pilot Control Activity during Helicopter Shipboard Operations. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, Austin, 11-14 August 2003, 1-11. <https://doi.org/10.2514/6.2003-5306>
- [4] 唐宏清, 肖升兴. 某型无人直升机舰面悬停风限图计算[J]. 科技创新与应用, 2020(36): 19-21.
- [5] 谭文渊, 曹义华. 基于嵌套网格的舰载直升机流场仿真及风限图计算[J]. 航空动力学报, 2020, 35(10): 2166-2175.
- [6] 贺少华, 谭大力, 颜世伟. 舰载直升机理论风限图飞行模拟获取方法[J]. 海军航空工程学院学报, 2020, 35(3): 271-276, 284.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] 吉洪蕾. 直升机舰面起降风限图与驾驶员操纵负荷研究[D]: [博士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学, 2017: 85-87.
- [10] Forrest, J.S. and Owen, I. (2010) An Investigation of Ship Airwakes Using Detached-Eddy Simulation. *Computers & Fluids*, **39**, 656-673. <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2009.11.002>