

反潜直升机吊声搜潜悬停探测飞行模型

杨日杰, 田树东, 熊雄

(海军航空工程学院电子信息与工程系, 山东烟台 264001)

摘要: 针对反潜直升机使用吊声搜潜时需悬停探测的问题, 基于反潜直升机悬停探测飞行过程、最短飞行路径准则和几何原理, 规划反潜直升机悬停探测飞行路径, 并考虑风对反潜直升机飞行状态的影响。对建立的飞行路径进行了数学求解与分析, 最终给出悬停探测飞行数学模型。根据建立的悬停探测飞行数学模型, 对单机圆形应召搜潜的飞行路径进行仿真验证, 仿真结果表明, 悬停探测飞行数学模型可以更加真实地模拟反潜直升机吊声搜潜的实际飞行路径。

关键词: 反潜直升机; 吊声搜潜; 悬停探测; 飞行路径

中图分类号: V249

文献标志码: A

文章编号: 1671-637X(2015)04-0008-05

Hovering Detection Flight Model of Helicopter in Submarine Searching with Dipping Sonar

YANG Ri-jie, TIAN Shu-dong, XIONG Xiong

(Department of Electronic and Information Engineering, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China)

Abstract: To the problem that the anti-submarine needs hovering detection in submarine searching with dipping sonar, we planned a flight path for the anti-submarine helicopter hovering detection based on the hovering detection flight process, the shortest flight path standard and the geometric principle with consideration of the impact of wind on flight status. Analysis was made to the flight paths, and the mathematical model of hovering detection flight was presented. The flight path of single-helicopter round call-search was simulated based on the mathematical model. The simulation results show that hovering detection flight mathematical model can simulate more realistically the actual flight path of anti-submarine helicopter when searching submarine with dipping sonar.

Key words: anti-submarine helicopter; submarine searching with dipping sonar; hovering detection; flight path

0 引言

航空反潜因具有速度快、效率高和机动灵活等优势而成为现代反潜战的主力军, 吊放声纳反潜又是航空反潜的主要手段之一。为了提高吊放声纳搜潜效率, 通常需要对战术吊放点之间的搜索路径进行规划, 一般以路径最短为最优飞行路径规划准则。但是在有风的情况下, 吊放声纳搜潜路径规划需要考虑悬停探测的问题。现有文献大多未考虑悬停探测, 将直升机

的飞行路径设为简单的折线^[1-3]; 有的虽然考虑了悬停探测, 也只是对悬停探测飞行过程进行定性描述, 并未定量分析^[4]; 文献[5]对任意两点间无人机的最优飞行路径进行了初步研究, 但是无人机最优飞行路径不需要考虑悬停探测。借鉴任意两点间的无人机最优飞行路径规划思想, 结合反潜直升机悬停探测飞行过程, 建立反潜直升机悬停探测飞行模型, 并进行仿真分析。

1 直升机悬停探测飞行过程描述

根据文献[6]可知, 反潜直升机悬停探测通常有逆风、顺风 and 侧风 3 种情况, 图 1 为直升机从 P_1 点飞往 P_2 点悬停探测的飞行路径示意图。

收稿日期: 2014-05-21

修回日期: 2014-06-28

基金项目: 国家自然科学基金(61271444)

作者简介: 杨日杰(1963—), 男, 山西怀仁人, 教授, 博导, 研究方向为航空反潜、军事海洋。

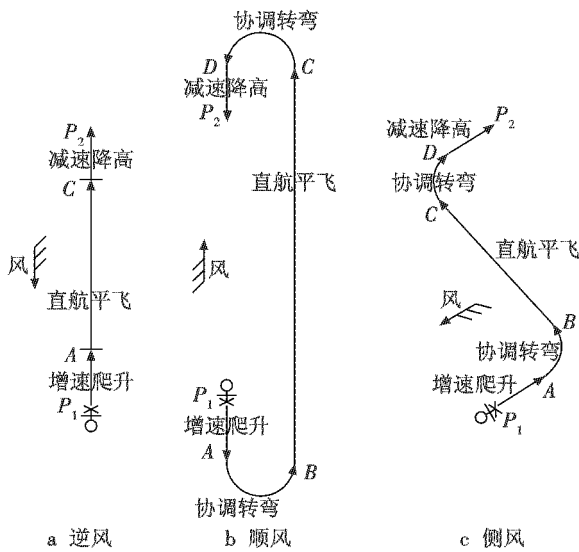


图1 悬停探测时飞行路径示意图

Fig.1 Schematic of hover detection flight path

由图1可知:逆风时直升机从 P_1 点飞往 P_2 点悬停探测的飞行过程分为3个阶段:从 P_1 点增速爬升到达A点,从A点直航平飞到达C点,从C点减速降高到达 P_2 点;顺风和侧风时直升机从 P_1 点飞往 P_2 点。悬停探测的飞行过程分为5个阶段:从 P_1 点增速爬升到达A点,从A点协调转弯到达B点,从B点直航平飞到达C点,从C点协调转弯到达D点,从D点减速降高到达 P_2 点。

增速爬升阶段,直升机飞行速度从零增加到巡航速度,飞行高度从25 m左右上升到200 m左右;减速降高阶段,直升机飞行速度从巡航速度减小到零,飞行高度从200 m左右下降到25 m左右;协调转弯阶段,过协调转弯开始点做两个与直升机航向矢量相切的圆(半径为 R),直升机在这两个圆上进行左盘旋(逆时针)或右盘旋(顺时针),调整航向;直航平飞阶段,直升机的飞行高度、飞行速度和飞行航向均保持不变。

顺风和侧风时,直升机从 P_1 点飞往 P_2 点悬停探测的飞行过程相同,都依次经过增速爬升、协调转弯、直航平飞、协调转弯和减速降高5个阶段,因此,顺风和侧风时直升机从 P_1 点飞往 P_2 点悬停探测的飞行模型相同,建立模型时将顺风和侧风两种情况一起考虑。逆风时,直升机从 P_1 点飞往 P_2 点悬停探测的飞行过程只需增速爬升、直航平飞和减速降高3个阶段,单独建立直升机从 P_1 点飞往 P_2 点悬停探测的飞行模型。

2 直升机悬停探测飞行模型

2.1 顺风和侧风悬停探测时飞行模型

2.1.1 顺风和侧风悬停探测时飞行路径

顺风和侧风时,直升机从 P_1 点飞往 P_2 点悬停探测的飞行过程依次经过增速爬升、协调转弯、直航平飞、协调转弯和减速降高5个阶段。为了使飞行路径

最小^[5],直升机从 P_1 点飞往 P_2 点悬停探测时有4种飞行路径,如图2所示。

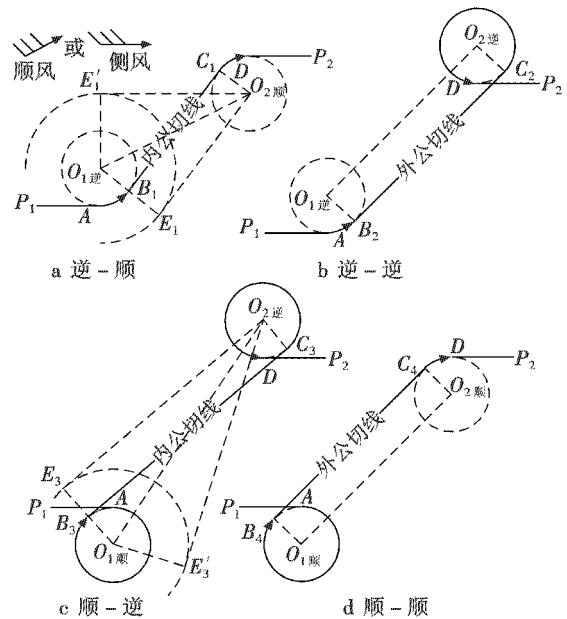


图2 顺风和侧风悬停探测时4种飞行路径

Fig.2 Four flight paths of downwind and crosswind hover detection

由图2可知:顺风和侧风时直升机从 P_1 点飞往 P_2 点悬停探测的4种飞行路径分别为:1)“逆-顺”悬停探测飞行路径;2)“逆-逆”悬停探测飞行路径;3)“顺-逆”悬停探测飞行路径;4)“顺-顺”悬停探测飞行路径。其中,“逆-顺”悬停探测飞行路径中的第1个“逆”是指在A点左盘旋(逆时针);第2个“顺”是指在C点右盘旋(顺时针)。当两次协调转弯的转弯圆的绕行方向相同时,直航平飞的路径为两转弯圆的外公切线;反之为内公切线。“逆-顺”逆风悬停飞行路径和“顺-逆”逆风悬停路径,必须保证两协调转弯圆圆心间距离大于等于 $2R$ (R 表示直升机的最小转弯半径),否则两协调转弯圆相交无内公切线。

2.1.2 顺风和侧风悬停探测时飞行模型

“逆-顺”悬停探测飞行路径参数计算示意图如图3所示。

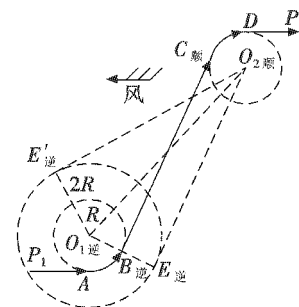


图3 “逆-顺”飞行路径参数计算示意图

Fig.3 Schematic of the upwind-downwind flight path parameter calculation

直升机从 P_1 点增速爬升到达 A 点,从 D 点减速降高到达 P_2 点,由几何关系得 A 点 (x_A, y_A) 和 D 点 (x_D, y_D) 坐标为

$$\begin{cases} (x_A, y_A) = (x_1 + l_1 \cos(\pi + \alpha), y_1 + l_1 \sin(\pi + \alpha)) \\ (x_D, y_D) = (x_2 + l_2 \cos \alpha, y_2 + l_2 \sin \alpha) \end{cases} \quad (1)$$

式中: x_1, y_1 为 P_1 点的横、纵坐标; x_2, y_2 为 P_2 点的横、纵坐标; l_1 为增速爬升阶段飞行航程; l_2 为减速降高阶段飞行航程; α 为风向。

直升机从 A 点逆时针协调转弯,从 D 点顺时针协调转弯,由几何关系得 $O_{1逆}$ 点和 $O_{2顺}$ 点的坐标 $(x_{O_{1逆}}, y_{O_{1逆}}), (x_{O_{2顺}}, y_{O_{2顺}})$ 为

$$\begin{cases} (x_{O_{1逆}}, y_{O_{1逆}}) = (x_A, y_A) + R \left(\cos\left(\frac{3\pi}{2} + \alpha\right), \sin\left(\frac{3\pi}{2} + \alpha\right) \right) \\ (x_{O_{2顺}}, y_{O_{2顺}}) = (x_D, y_D) + R \left(\cos\left(\frac{\pi}{2} + \alpha\right), \sin\left(\frac{\pi}{2} + \alpha\right) \right) \end{cases} \quad (2)$$

式中, R 为协调转弯圆的半径。

由式(2)得, $O_{1逆}$ 点到 $O_{2顺}$ 点的距离 $l_{O_{1逆}O_{2顺}}$ 为

$$l_{O_{1逆}O_{2顺}} = \sqrt{(x_{O_{2顺}} - x_{O_{1逆}})^2 + (y_{O_{2顺}} - y_{O_{1逆}})^2} \quad (3)$$

以 $O_{1逆}$ 点为圆心、以 $2R$ 为半径做圆,过圆心 $O_{2顺}$ 点的直线与此圆相切于 $E_{逆}$ 点和 $E'_{逆}$ 点。在直角三角形 $\Delta O_{1逆}E_{逆}O_{2顺}$ 和 $\Delta O_{1逆}E'_{逆}O_{2顺}$ 中,由几何关系得 $E_{逆}$ 点到 $O_{2顺}$ 点的距离 $l_{E_{逆}O_{2顺}}$ 和 $E'_{逆}$ 点到 $O_{2顺}$ 点距离 $l_{E'_{逆}O_{2顺}}$ 的表达式为

$$l_{E_{逆}O_{2顺}} = l_{E'_{逆}O_{2顺}} = \sqrt{l_{O_{1逆}O_{2顺}}^2 - 4R^2} \quad (4)$$

由式(2)~式(4)得, $O_{1逆}$ 点到 $E_{逆}$ 点的方位 $r_{O_{1逆}E_{逆}}$ 和 $O_{1逆}$ 点到 $O_{2顺}$ 点的方位 $r_{O_{1逆}O_{2顺}}$ 为

$$\begin{pmatrix} r_{O_{1逆}E_{逆}} \\ r_{O_{1逆}E'_{逆}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_{O_{1逆}O_{2顺}} \\ r_{O_{1逆}O_{2顺}} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -\operatorname{acos} \frac{2R}{l_{O_{1逆}O_{2顺}}} \\ \operatorname{acos} \frac{2R}{l_{O_{1逆}O_{2顺}}} \end{pmatrix} \quad (5)$$

由式(2)、(5)得, $E_{逆}(x_{E_{逆}}, y_{E_{逆}})$ 和 $E'_{逆}(x_{E'_{逆}}, y_{E'_{逆}})$ 点坐标为

$$\begin{pmatrix} x_{E_{逆}} & y_{E_{逆}} \\ x_{E'_{逆}} & y_{E'_{逆}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{O_{1逆}} & y_{O_{1逆}} \\ x_{O_{1逆}} & y_{O_{1逆}} \end{pmatrix} + 2R \begin{pmatrix} \cos(r_{O_{1逆}E_{逆}}) \sin(r_{O_{1逆}E_{逆}}) \\ \cos(r_{O_{1逆}E'_{逆}}) \sin(r_{O_{1逆}E'_{逆}}) \end{pmatrix} \quad (6)$$

直升机在 $B_{逆}$ 点前后航向不变,得 $O_{1逆}$ 点到 $B_{逆}$ 点的方位 $r_{O_{1逆}B_{逆}}$ 为

$$r_{O_{1逆}B_{逆}} = \begin{cases} r_{O_{1逆}E_{逆}} & r_{E_{逆}O_{2顺}} = r_{O_{1逆}E_{逆}} + \frac{\pi}{2} \\ r_{O_{1逆}E'_{逆}} & r_{E'_{逆}O_{2顺}} = r_{O_{1逆}E'_{逆}} + \frac{\pi}{2} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $r_{O_{1逆}E_{逆}}$ 为 $O_{1逆}$ 点到 $E_{逆}$ 点的方位; $r_{O_{1逆}E'_{逆}}$ 为 $O_{1逆}$ 点到 $E'_{逆}$ 点的方位; $r_{E_{逆}O_{2顺}}$ 为 $E_{逆}$ 点到 $O_{2顺}$ 点的方位, $r_{E'_{逆}O_{2顺}}$ 为 $E'_{逆}$ 点到 $O_{2顺}$ 点的方位。

由式(7)得, $B_{逆}$ 点坐标 $(x_{B_{逆}}, y_{B_{逆}})$ 为

$$(x_{B_{逆}}, y_{B_{逆}}) = (x_{O_{1逆}}, y_{O_{1逆}}) + R(\cos(r_{O_{1逆}B_{逆}}), \sin(r_{O_{1逆}B_{逆}})) \quad (8)$$

由式(4)和式(8)得, $B_{逆}$ 点到 $C_{顺}$ 点的距离 $l_{B_{逆}C_{顺}}$ 和 $B_{逆}$ 点到 $C_{顺}$ 点的方位 $r_{B_{逆}C_{顺}}$ 为

$$\begin{pmatrix} l_{B_{逆}C_{顺}} \\ r_{B_{逆}C_{顺}} \end{pmatrix} = \begin{cases} \begin{pmatrix} l_{E_{逆}O_{2顺}} \\ r_{E_{逆}O_{2顺}} \end{pmatrix} & r_{E_{逆}O_{2顺}} = r_{O_{1逆}E_{逆}} + \frac{\pi}{2} \\ \begin{pmatrix} l_{E'_{逆}O_{2顺}} \\ r_{E'_{逆}O_{2顺}} \end{pmatrix} & r_{E'_{逆}O_{2顺}} = r_{O_{1逆}E'_{逆}} + \frac{\pi}{2} \end{cases} \quad (9)$$

由式(9)得, $C_{顺}(x_{C_{顺}}, y_{C_{顺}})$ 点坐标为

$$(x_{C_{顺}}, y_{C_{顺}}) = (x_{B_{逆}}, y_{B_{逆}}) + l_{B_{逆}C_{顺}}(\cos(r_{B_{逆}C_{顺}}), \sin(r_{B_{逆}C_{顺}})) \quad (10)$$

由式(2)、(7)、(10)得, A 点协调转弯到达 $B_{逆}$ 点的弧度 $r_{AB_{逆}}$, $C_{顺}$ 点协调转弯到达 D 点的弧度 $r_{C_{顺}D}$ 为

$$\begin{pmatrix} r_{AB_{逆}} \\ r_{C_{顺}D} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_{O_{1逆}B_{逆}} - (\alpha + \pi/2) \\ r_{O_{2顺}C_{顺}} - (\alpha - \pi/2) \end{pmatrix} \quad (11)$$

式中, $r_{O_{2顺}C_{顺}}$ 为 $O_{2顺}$ 点和 $C_{顺}$ 点的方位。

由式(9)和式(11)得,直升机从 P_1 点飞往 P_2 点的“逆-顺”飞行路径的总航程 $l_{逆-顺}$ 为

$$l_{逆-顺} = l_1 + R\cos(r_{AB_{逆}}) + l_{B_{逆}C_{顺}} + R\cos(r_{C_{顺}D}) + l_2 \quad (12)$$

同理,解得其他 3 种飞行路径的参数。

顺风和逆风时,直升机从 P_1 点飞往 P_2 点悬停探测有 4 种飞行路径,根据最短飞行路径准则,应选取总航程最短的飞行路径。由飞行路径参数的几何计算过程可得顺风 and 侧风时逆风悬停飞行模型的输入和输出。

输入:直升机起点位置 P_1 点坐标 (x_1, y_1) , 终点位置 P_2 点坐标 (x_2, y_2) , 风向为 α , 增速爬升阶段飞行航程为 l_1 , 减速降高阶段飞行航程为 l_2 , 转弯半径为 R 。

输出: A 点坐标 (x_A, y_A) , B 点坐标 (x_B, y_B) , C 点坐标 (x_C, y_C) , D 点坐标 (x_D, y_D) , 在 A 点协调转弯时圆心 O_1 点坐标 (x_{O_1}, y_{O_1}) , 在 C 点协调转弯时圆心 O_2 点坐标 (x_{O_2}, y_{O_2}) , 从 A 点协调转弯到达 B 点的弧度 r_{AB} , 从 C 点协调转弯到达 D 点的弧度 r_{CD} 和飞行的总航程 l 。

2.2 逆风悬停探测时飞行模型

逆风飞行时,直升机无需调整航向,直接从 P_1 点飞往 P_2 点。逆风时,为了保证总的飞行航程最短,只有一种飞行路径:“直线”悬停探测飞行路径。“直线”悬停探测飞行路径参数计算如图 4 所示。

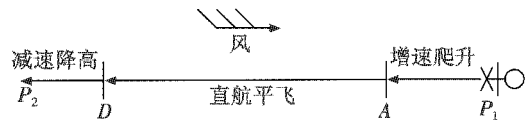


图 4 “直线”飞行路径参数计算示意图

Fig. 4 Schematic of the straight line flight path parameter calculation

直升机从 P_1 点增速爬升到达 A 点,从 D 点减速降高到达 P_2 点,由几何关系得 A 点和 D 点坐标 (x_A, y_A) ,

(x_D, y_D) 为

$$\begin{cases} (x_A, y_A) = (x_1 + l_1 \cos(\pi + \alpha), y_1 + l_1 \sin(\pi + \alpha)) \\ (x_D, y_D) = (x_2 + l_2 \cos \alpha, y_2 + l_2 \sin \alpha) \end{cases} \quad (13)$$

式中： (x_1, y_1) 为 P_1 点坐标； (x_2, y_2) 为 P_2 点坐标； l_1 为增速爬升阶段飞行航程； l_2 为减速降高阶段飞行航程； α 为风向。根据飞行路径参数的几何计算过程可得逆风时逆风悬停飞行模型的输入和输出。

输入：直升机起点位置 P_1 点坐标 (x_1, y_1) ，终点位置 P_2 点坐标 (x_2, y_2) ，风向为 α ，增速爬升阶段飞行航程为 l_1 ，减速降高阶段飞行航程为 l_2 。

输出： A 点坐标 (x_A, y_A) ， D 点坐标 (x_D, y_D) 。

3 风对直升机飞行状态的影响

直升机运动时由于受风力的影响，直升机的实际速度为直升机在该点的飞行速度与风速的矢量合成，直升机的实际航向为直升机在该点的飞行航向与风向的矢量合成。故在二维空间中描述某一点直升机的状态，应包括直升机在该点的坐标点、飞行速度、飞行航向、实际速度和实际航向。

直升机在 P_1 点的各状态量的关系如图 5 所示。

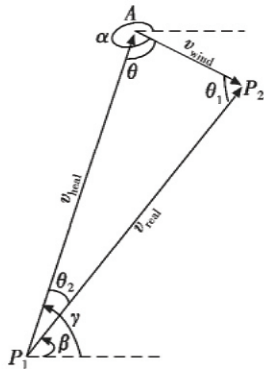


图 5 直升机各状态量的关系示意图

Fig. 5 Schematic of the relationship between the state variables of helicopter

根据几何关系，求得直升机的飞行航向 γ 和实际航速 v_{real} 为

$$\begin{cases} \gamma = \begin{cases} \beta & \alpha - \beta = \pi k_1, k_1 = -1, 0, 1 \\ \alpha + (\pi - \theta) & \beta - \pi < \alpha + 2\pi k_2 < \beta, k_2 = -1, 0 \\ \alpha - (\pi - \theta) & \beta < \alpha + 2\pi k_3 < \beta + \pi, k_3 = 0, 1 \end{cases} \\ v_{real} = \begin{cases} v_{heal} - v_{wind} & \alpha - \beta = 0 \\ v_{heal} + v_{wind} & \alpha - \beta = \pm \pi \\ \frac{v_{heal} \cdot \sin \theta}{\sin \theta_1} & \text{else} \end{cases} \end{cases} \quad (14)$$

式中： β 为直升机的实际航向； v_{heal} 为直升机的飞行速度； v_{wind} 为风速； $\theta = \pi - \theta_1 - \arcsin(\frac{v_{wind}}{v_{heal}} \sin \theta_1)$ ；

$$\theta_1 = \begin{cases} \beta - \alpha + 2\pi & \beta + \pi < \alpha < \beta + 2\pi \\ \beta - \alpha & \beta - \pi < \alpha < \beta \\ \alpha - \beta & \beta < \alpha < \beta + \pi \\ \alpha - \beta + 2\pi & \beta - 2\pi < \alpha < \beta - \pi \end{cases} .$$

根据直升机在 P_1 点的各状态量的关系，建立风对直升机飞行状态影响的几何模型，模型的具体输入输出如下。

输入：风速 v_{wind} ，风向 α 以及直升机在 P_1 点处的飞行速度 v_{heal} 和实际航向 β 。

模型输出：直升机在 P_1 点处的飞行航向 γ 和实际速度 v_{real} 。

4 仿真分析

4.1 不同风向悬停探测时的飞行路径仿真

设定初始参数：直升机巡航速度为 230 km/h，增速爬升阶段飞行航程为 $l_1 = 1$ km，减速降高阶段飞行航程为 $l_2 = 1$ km，转弯半径为 $R = 0.6$ km。

根据建立的悬停探测飞行模型，仿真风向 α 分别为 20° （侧风）、 40° （侧风）、 45° （顺风）、 50° （侧风）、 60° （侧风）和 225° （逆风）时，直升机从 $(6 \text{ km}, 6 \text{ km})$ 飞往 $(10 \text{ km}, 10 \text{ km})$ 飞行路径，如图 6 所示。

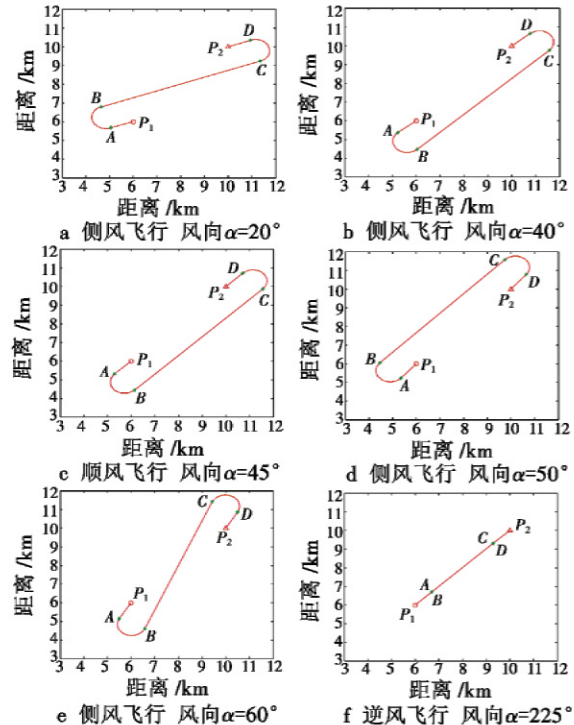


图 6 不同风向时直升机悬停探测的飞行路径

Fig. 6 Flight paths of helicopter hover detection with different wind
直升机悬停探测飞行路径共有 5 种：“逆-顺”、“逆-逆”、“顺-逆”、“顺-顺”和“直线”悬停探测飞行路径。

对比图 6 中 b, c 和 d 可知，在顺风前后，直升机悬

停探测飞行路径发生变化。对比图6中e,f和a可知,在逆风前后,直升机悬停探测飞行路径发生变化。

4.2 单机圆形应召搜潜时飞行路径仿真

单机应召搜潜主要有圆形搜潜、方形扩展搜潜、扇形搜潜、弧形搜潜和螺旋形搜潜等5种搜潜模型。当概知目标初始位置点,未知潜艇航向时采用圆形搜潜、扩展方形搜潜和扩展螺旋形搜潜阵型。当概知目标初始位置点和潜艇的概略航向时,采用扇形搜潜和弧形搜潜阵型。

对单机圆形应召搜潜的飞行路径进行仿真。令直升机起飞位置为(120.3E,36.07N),发现潜艇的位置为(120.4E,35.7N),风向为45°,单机圆形应召搜潜飞行路径仿真如图7所示。

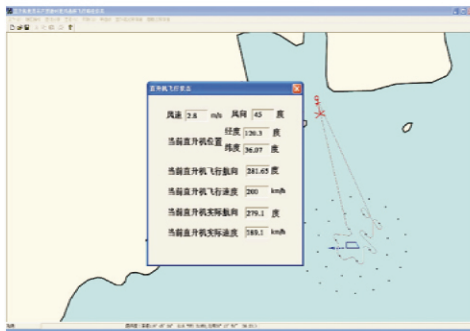


图7 单机圆形应召搜潜飞行路径仿真

Fig.7 Simulation of single circular flight path for answer submarine search

图7中的直升机飞行状态窗口,是根据直升机的飞行路径和风速实时解算出的直升机的飞行状态,包括直升机的当前位置、飞行速度、实际速度、飞行航向和实际航向。

5 结论

针对反潜直升机吊声搜潜时需悬停探测的问题,规划逆风悬停飞行路径,建立逆风悬停飞行模型,结合风对直升机飞行状态的影响,求解飞行路径和直升机的实时飞行状态,避免了将直升机飞行路径设为简单的直线或折线^[7-10]。在分析飞行路径时,全面地考虑了不同风向时直升机可能的最优飞行路径,解算出的直升机实时飞行状态对反潜直升机反潜路径规划具有指导意义。

参考文献

[1] 赵绪明,孙明太. 吊放声纳搜索效率模型探讨[J]. 电光与控制,2005,12(2):37-41. (ZHAO X M, SUN M T. Discussion on search efficiency model of dipping sonobuoy [J]. Electronics Optics & Control, 2005, 12(2):37-41.)

[2] 吴芳,杨日杰,徐俊艳. 对潜的吊放声纳应召搜索技术

仿真研究[J]. 系统仿真学报,2009,21(13):3989-3992. (WU F, YANG R J, XU J Y. Simulation research on methods of definite second time search of dipped sonar against submarine[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(13):3989-3992.)

- [3] 丛红日,沈培志,孟祥超. 针对扇形应召搜索区的一种直升机协同搜潜方法及其效能仿真[J]. 电光与控制,2011,18(12):9-13. (CONG H R, SHEN P Z, MENG X C. A coordinated submarine searching method used for sector searching area and its effectiveness simulation[J]. Electronics Optics & Control, 2011, 18(12):9-13.)
- [4] 戚学文,严建钢,金复鑫,等. 直升机声纳浮标包围阵搜潜模型研讨[J]. 电光与控制,2013,20(12):10-13,83. (QI X W, YAN J G, JIN F X, et al. Submarine searching models for helicopters' encircled sonobuoy array[J]. Electronics Optics & Control, 2013, 20(12):10-13, 83.)
- [5] 罗木生,姜青山,侯学隆,等. 正态圆分布下的双机吊放声纳扩展方形搜潜建模[J]. 电光与控制,2012,19(7):1-4. (LUO M S, JIANG Q S, HOU X L, et al. Searching of submarines with circular normal distribution by dual helicopters using dipping sonar in extended squared searching[J]. Electronics Optics & Control, 2012, 19(7):1-4.)
- [6] 金惠明,李建勋. 反潜直升机吊放声纳搜潜策略分析[J]. 电光与控制,2011,18(8):26-28,39. (JIN H M, LI J X. Submarine searching strategies for dipping sonar on antisubmarine helicopter [J]. Electronics Optics & Control, 2011, 18(8):26-28, 39.)
- [7] 孙明太,王涛,赵绪明. 反潜直升机吊声搜潜效能的建模仿真[J]. 火力与指挥控制,2005,30(3):33-36. (SUN M T, WANG T, ZHAO X M. Modeling and simulation the efficiency of the dipping sonar on the antisubmarine helicopter [J]. Fire Control & Command Control, 2005, 30(3):33-36.)
- [8] 郭辉,钱学东,刘启军. 直升机吊放声纳搜潜机动建模仿真[J]. 指挥控制与仿真,2009,31(1):87-89. (GUO H, QIAN X D, LIU Q J. Modeling and simulation of helicopter maneuver in antisubmarine search operation by dipping sonar[J]. Command Control & Simulation, 2009, 31(1):87-89.)
- [9] 王庆江,高晓光,符小卫. 无威胁情况下任意两点间的无人机路径规划[J]. 系统工程与电子技术,2009,31(9):2157-2162. (WANG Q J, GAO X G, FU X W. Path planning of UAV between two random points without threats[J]. Systems Engineering and Electronics, 2009, 31(9):2157-2162.)
- [10] 孙明太. 航空反潜战术[M]. 北京:军事科学出版社,2003. (SUN M T. Aviation anti-submarine tactics [M]. Beijing: Military Science Publishing House, 2003.)