

空战仿真中综合优势威胁评估新模型^{*}

肖凡, 黄岳, 卢文忠

(海军潜艇学院, 山东 青岛 266071)

摘要: 为了克服现行空战仿真中威胁评估方法的缺点, 从空战态势优势和空战能力优势两方面综合考虑, 提出了空战仿真威胁评估模型, 并从定量分析的角度阐述了模型的构成和仿真计算步骤。仿真算例表明, 提出的综合优势评估模型与传统的威胁评估模型相比, 更加完善地考虑了空战能力综合指标体系, 极大地增强了空战仿真中威胁评估的准确性。

关键词: 评估; 综合; 态势; 能力; 模型

中图分类号: TP319

文献标识码: A

文章编号: 1006-0707(2009)06-0053-03

现有的空战威胁评估主要有两类方法: 空中态势为主的威胁评估方法^[1]和威胁因子法^[2]。前者如优势函数法和多参数线性加权法等, 它比较全面地考虑了空战态势对目标威胁程度的影响, 但是却没有考虑目标的空战能力; 而威胁因子法采用了3个特征向量描述敌机的空战能力, 对空战能力考虑的因素偏少, 有进一步完善的需要。

文献[3]中的空战威胁评估算法综合考虑了空战中的态势和能力因素, 但是没有给出详细的计算公式。因此, 有必要结合课题研究的成果, 对文献[3]中的算法进行适当的改进, 提出一种适合仿真的综合优势威胁评估模型。

1 综合优势威胁评估模型

综合优势威胁评估模型综合考虑了态势优势和能力优势。

1.1 态势优势

态势优势是对传统的优势函数法做出的改进, 其考虑的因素更加全面, 跟易于应用在仿真和实际当中。下面从态势的角度、距离和速度三方面进行考虑。

1.1.1 角度优势

如图1所示, v_B 、 v_R 分别为敌我飞机的速度矢量; q_B 、 q_R 分别为敌我飞机的速度矢量与目标线的夹角, 目标线即敌我机的连线。

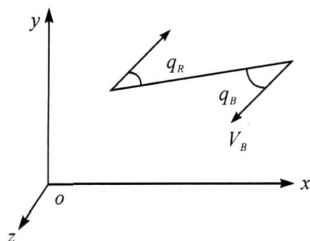


图1 角度优势的定义

飞机处于尾后攻击时有利, 因此我机对敌机角度优势定义为

$$S_a = \frac{q_B - q_R}{180} \quad (1)$$

为了便于计算, 用飞机纵向轴线所指的方向代替速度矢量的方向。

按该思路建立的模型如下:

$$\cos q_{Ri} = \frac{(x_{Bj} - x_{Ri}) v_{Ri} \cos \beta_{Ri} \cos \beta_{Ri}}{v_{Ri} \sqrt{(x_{Bj} - x_{Ri})^2 + (y_{Bj} - y_{Ri})^2 + (z_{Bj} - z_{Ri})^2}} + \frac{v_{Ri} ((y_{Bj} - y_{Ri}) \sin \beta_{Ri} + (z_{Bj} - z_{Ri}) \cos \beta_{Ri} \sin \beta_{Ri})}{v_{Ri} \sqrt{(x_{Bj} - x_{Ri})^2 + (y_{Bj} - y_{Ri})^2 + (z_{Bj} - z_{Ri})^2}}$$

$$\cos q_{Bj} = \frac{(x_{Ri} - x_{Bj}) v_{Bj} \cos \beta_{Bj} \cos \beta_{Bj}}{v_{Bj} \sqrt{(x_{Bj} - x_{Ri})^2 + (y_{Bj} - y_{Ri})^2 + (z_{Bj} - z_{Ri})^2}} + \frac{v_{Bj} ((y_{Ri} - y_{Bj}) \sin \beta_{Bj} + (z_{Ri} - z_{Bj}) \cos \beta_{Bj} \sin \beta_{Bj})}{v_{Bj} \sqrt{(x_{Bj} - x_{Ri})^2 + (y_{Bj} - y_{Ri})^2 + (z_{Bj} - z_{Ri})^2}}$$

$$S_{ij} = \frac{q_{Bj} - q_{Ri}}{180} \quad (2)$$

式中, v_{Ri} 、 β_{Ri} 、 β_{Ri} 分别为我第 i 机的速度、俯仰角和偏航角, (x_{Ri}, y_{Ri}, z_{Ri}) 为我第 i 机的坐标, v_{Bj} 、 β_{Bj} 、 β_{Bj} 分别为敌第 j 机的速度、俯仰角和偏航角, (x_{Bj}, y_{Bj}, z_{Bj}) 为敌第 j 机的坐标。

1.1.2 距离优势

距离优势函数定义为

$$S_r = C_r \times \exp \frac{D}{180k} \quad (3)$$

其中, C_r 、 k 为常数, D 为目标离我机武器的包络边界的距离^[4]。由于距离优势对敌我双方是一致的, 因此它只取正值。武器包络的计算涉及到导弹的具体性能等很多参数, 比较复杂, 因此采用目标和飞机之间的距离 D 来代替武器包络边界的距离。

由于角度优势的取值范围为 $[-1, 1]$, 而距离优势与角

* 收稿日期: 2009-03-19

作者简介: 肖凡(1980—), 男, 湖南望城人, 讲师, 硕士研究生, 主要从事控制与测试研究。

度优势存在相乘的关系,为使二者取值范围大小相等,取 C_r 为 2. 令距离为我机导弹最大射程时的距离优势为 1,从而

$$k = \frac{d_{\max}}{180 \ln 0.5} \tag{4}$$

带入可得我机对敌机的距离优势为

$$S_{rij} = 2 \exp \left\{ \frac{D_{ij} \ln 0.5}{d_{\max}} \right\} \tag{5}$$

式中, d_{\max} 为我机导弹最大射程, $D_{ij} = (x_{Bj} - x_{Rj})^2 + (y_{Bj} - y_{Rj})^2 + (z_{Bj} - z_{Rj})^2$ 为我第 i 机与敌第 j 机的距离.

1.1.3 速度优势

敌机的速度优势恰巧构成我机的速度劣势,因此可以分别计算出我机、敌机的速度优势,然后按照一定的权重,用我机的速度优势减去敌机的速度优势,就能得到我机对敌机的速度优势.模型如下(x 机的速度优势)

$$S_{vx} = \left[1 - \left(\frac{b_1 - b_0}{b_1 - v} \right)^2 \right] \exp \left\{ - \frac{(v - b_d)^2}{b_c^2} \right\} \tag{6}$$

式中, b_d 为飞机的期望速度, b_d, b_0, b_1, b_c 决定速度优势曲线的形状,一般情况下, $b_0 = 0.1 b_d, b_1 = 0.3 b_d, b_c = 3 b_d; v$ 为该机当前速度, $v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}$.

所以我第 i 机对敌第 j 机的速度优势为

$$S_{vij} = C_{vR} S_{vRi} - C_{vB} S_{vBj} \tag{7}$$

式中, C_{vR}, C_{vB} 为权系数, $C_{vR} + C_{vB} = 1, S_{vij} \in [-1, 1]$.

1.1.4 态势优势

综合上述三小节分析,可构造出归一化的我机对敌机的空战态势优势

$$S_{ij} = \frac{S_{rij} S_{ij} + S_{vij}}{3} \tag{8}$$

式中, $S_{ij} \in [-1, 1]$, 负值表示敌第 j 机态势对我第 i 机处于优势地位.

1.2 能力优势

1.2.1 能力指数

采用对数法对飞机空对空作战能力指数进行估算.该方法选用有关空战的 7 个主要项目,包括飞机机动性、火力、探测目标的能力、操纵能力、生存能力、航程和电子对抗能力来衡量飞机的空对空作战能力.其中前 3 项起主要作用,后 4 项起修正作用,因此将前 3 项的对数值相加,然后乘上后 4 项系数即可得出总的空战能力指数.即

$$C = \left[\ln B + \ln \left(A_1 + 1 \right) + \ln \left(A_2 \right) \right]_{1234} \tag{9}$$

式中, C 为空战能力指数, B 为机动性参数, A_1 为火力参数, A_2 为探测能力参数, 1 为操纵效能系数, 2 为生存力系数, 3 为航程系数, 4 为电子对抗能力系数.

1.2.2 能力优势函数

由于空战能力与空战态势在威胁评估中占有近乎相当的地位,因此仿照空战态势优势函数,可构造出我机对敌机的空战能力优势函数

$$C_{ij} = \frac{C_{Ri} - C_{Bj}}{C_{Ri} + C_{Bj}} \tag{10}$$

式中, C_{Ri} 为我第 i 架飞机的空战效能指数,与机型有关;为敌第架飞机的空战效能指数,与机型有关; $C_{ij} \in [-1, 1]$,

其负值表示敌第机空战能力对我第 i 机处于优势地位.

1.3 综合优势

由于空战能力和空战态势无直接相关性,因此在综合空战优势的表达式中宜处理为相加的关系.综合前述,建立综合优势,其算法为

$$T_{ij} = c C_{ij} + s S_{ij}, \quad c + s = 1 \tag{11}$$

式中, c, s 可赋予不同的权值,表示当前情况下空战能力和空战态势各自所占的比重; $T_{ij} \in [-1, 1]$, 其负值表示敌第 j 机对我第 i 机处于优势地位.对所有计算得到的 T_{ij} 进行从小到大的排序,可得到所有敌机对我第 i 机的从大到小的威胁排序.

2 计算步骤

依据上述公式(1)~(11),算法的详细计算步骤如下:

- 步骤 1 给定 $v_{Ri}, R_i, Ri, (x_{Ri}, y_{Ri}, z_{Ri}), v_{Bi}, Bi, Bi, (x_{Bi}, y_{Bi}, z_{Bi})$;
- 步骤 2 依据公式(2)计算角度优势 $S_{ij} = \frac{q_{Bi} - q_{Ri}}{180^\circ}$;
- 步骤 3 给定我机导弹最大射程 d_{\max} ,根据步骤 1 中的数据计算 D_{ij} ;
- 步骤 4 计算距离优势 S_{rij} ;
- 步骤 5 给定飞机的期望速度 b_d ,计算 b_0, b_1, b_c ;
- 步骤 6 给定 C_{vR}, C_{vB} ,使得 $C_{vR} + C_{vB} = 1$,依据公式(7)计算速度优势 S_{vij} ;
- 步骤 7 依据步骤 2、4、6 的计算结果,根据公式(8)计算我机对敌机的空战态势优势 S_{ij} ;
- 步骤 8 给定空战能力指数 C 、机动性参数 B 、火力参数 A_1 、探测能力参数 A_2 、操纵效能系数 1 、生存力系数 2 、航程系数 3 、电子对抗能力系数 4 ,依据公式(9)计算 C_{Ri}, C_{Bj} ;
- 步骤 9 根据公式(10)计算我机对敌机的空战能力优势 C_{ij} ;
- 步骤 10 给定 c, s ,根据公式(11)得到综合空战优势 T_{ij} ;
- 步骤 11 对 T_{ij} 进行从小到大的排序,即为敌方的威胁评估排序.

3 仿真算例

假设我机为 4 架歼击机,敌机 4 架.我机速度为 1 200 km/h,武器最大射程为 60 km,期望速度为 1 200 km/h,空战能力指数为 14.4.根据专家评定,

$$\left(C, vR, C, vB, W, C, W, S \right) = \left(0.55, 0.45, 0.6, 0.4 \right)$$

敌机为某假定机型,根据公式计算的它们的空战能力指数分别为 16.8、19.8、8.2.现仅列出我 1 号机空战态势,如表 1 所示.

使用综合优势函数算法,我 1 号机得到的优势值依次为 -0.180 31、0.044 62、0.029 10、0.125 90.从而威胁排序

(从大到小)为1-3-2-4,说明我机对敌2、3、4号机占有优势.表2列出了依据不同威胁评估模型进行火力分配后仿真推演的结果.

表1 我1号机空战态势

目标	q_B (°)	q_A (°)	期望速度 (km/h)	当前速度 (km/h)
1	45	145	1 200	1 000
2	60	150	1 150	1 150
3	120	45	1 200	1 210
4	135	170	1 150	1 145

表2 仿真结果对比

	综合优势模型	优势模型	威胁因子模型
我1号机 威胁排序	1>3>2>>4	1>2>4>3	1>4>3>2
我2号机 威胁排序	1>3>2>4	1>2>3>4>	3>1>2>4
我3号机 威胁排序	4>1>2>3	4>2>3>1	2>1>4>3
我4号机 威胁排序	2>1>3>4	2>3>1>4	3>2>4>1
仿真推演 结果	我损失1架, 歼敌3架	我损失2架, 歼敌3架	我损失2架, 歼敌2架

显然,使用综合优势模型的威胁评估结果更加准确,仿真效果明显.

4 结束语

本文中提出的综合优势模型对于空战的威胁评估具有可定量操作性.同时,从仿真结果和已运用的实践来看,与传统的威胁评估方法相比,评估结果更加符合实际.由此而进行的仿真推演结果与其它方法的仿真推演结果相比,依据此评估方法进行的火力分配^[5]我方的损失最小,而且作战效果最显著.

参考文献:

- [1] 董彦非,冯惊雷,张恒喜.多机空战仿真协同战术决策方法[J].系统仿真学报,2002(6):14-15.
- [2] 佟明安.超视距多目标攻击排序及火力分配建模与解算[J].火力与指挥控制,2004(3):66-67.
- [3] 董彦非,郭基联,张恒喜.多极空战目标威胁评估算法[J].火力与指挥控制,2002(4):74-75.
- [4] 吴祗.多机协同多目标攻击关键技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2004.
- [5] 吴红星,叶志林,沈培华.舰机协同防空体系构建及效能[J].四川兵工学报,200(6):97-98.

(上接第52页)

表1 不同算法的仿真计算结果

	典型模拟打靶法	本文提出的算法
T (s)	45.6	3.5

4 结论

对于发射方位角初值的确定本文中给与了极大的重视,详细分析了发射方位角初值确定的过程,然后对其精确值的解算步骤进行了详细分析,从分析过程和最后的仿真计算结果可以看出:

1) 文中详细描述了考虑地球自转影响和弹道变形后发射方位角的初值过程;

2) 方位角初值确定后如何进行精确解算文中也进行了算法的详细阐述;

3) 仿真结果证明:文中提出的方法确定的发射方位角初值能够很快的逼近最终的精确值,从而极大的减少了弹

道计算时的迭代回合,从而有效缩短了计算时间,基本能够满足机动发射诸元装订的时间要求.

4) 文中对射程与关机时间关系只是借用了已有的成果,没有深入研究,这一方面的工作有待进一步研究.

参考文献:

- [1] 李连仲.摄动制导关机方案新探[J].固体导弹技术,1986(2):44-46.
- [2] 多招平.弹道式导弹射击诸元快速装订方法研究[D].北京:中国航天科工集团第四总体设计部,2003.
- [3] 陈世年.控制系统设计[M].北京:宇航出版社,1996.
- [4] 郑伟.地球物理摄动因素对远程弹道导弹命中精度的影响分析及补偿方法研究[D].长沙:国防科技大学,2006.
- [5] 张宏飞.弹箭气动外形设计方法[J].四川兵工学报,2008(1):97-99.
- [6] 李文伟.某型导弹飞行轨迹的仿真年[J].四川兵工学报,2008(4):5-6.