

一种适用于现代飞机火控系统的 空-空导弹发射火控计算数学模型

汪运昌

(空军第一研究所, 北京, 100076)

AIR-TO-AIR MISSILE FIRE-CONTROL MATHEMATICAL MODEL APPLIED
TO MODERN AIRPLANE FIRE-CONTROL SYSTEMS

Wang Yunchang

(Air Force First Research Institute, Beijing, 100076)

摘 要 给出的火控计算模型由两部分构成: 首先利用机载雷达和其它传感器提供的信息, 求解目标速度 V_t 和进入角 Q , 然后采用表格函数线性插值与解析修正相结合的方法, 来求解导弹发射的最大、最小允许距离。最后给出了仿真结果。该数学模型已经用于某现役歼击机改装的雷达火控系统。

关键词 火控系统 导弹发射包线 计算机

中图分类号 TJ765.2, V249

Abstract This paper presents a mathematical model of a fire-control system. With the information provided by plane-canned radar and the sensors, the target-velocity V_t and the input aspect angle Q are determined. A method based on the linear extrapolation and analytic revision is used to calculate the maximum and minimum allowable launching range. Finally the result of simulation is given. This model has been used in a modified radar fire-control system of an active high-altitude, high-speed fighter.

Key words fire-control systems, missile launching range, computers

火控计算机的主要任务之一, 是根据空战态势实时解算导弹的发射包线。导弹发射包线(或称攻击区), 指在一定空战条件下以目标为中心, 不同进入方向上可能命中目标的最大允许发射距离、最小允许发射距离组成的包络。对于按一定过载机动的目标而言, 允许距离是作战高度 H 、载机速度 V_a 、目标机速度 V_t 、进入角 Q 及离轴发射角 δ 等因素的函数。其中 H 、 V_a 、 δ 可直接由机载传感器获取。而 V_t 、 Q 则须根据雷达提供的目标距离、方位及其变化率信息以及大气参数和载机姿态信息进行实时解算。本文给出的数学模型, 首先求解目标速度向量 V_t 和攻击进入角 Q , 进而解算 R_{\max} 和 R_{\min} 。

1 目标速度向量 V_t 和进入角 Q 的求解

向量图见图 1。向量方程为

$$V_t = V_a + (dD/dt)_M + X_M \times D \quad (1)$$

式中: V_t 为目标速度向量; V_a 为载机速度向量; D 为目标位置向量; X_M 为瞄准线坐标系旋转角速度向量; $(dD/dt)_M$ 为向量 D 在瞄准线坐标系的变化。

在瞄准线坐标系中

$$\left. \begin{aligned} (dD/dt)_M &= (D \ 0 \ 0) \\ (D)_M &= (D \ 0 \ 0) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: D_θ 是目标接近速度; D 是目标距离。

X_M 由 2 部分组成: 瞄准线坐标系相对飞机坐标系的旋转角速度 X_{MF} 和飞机自身旋转角速度 X_F , 在飞机系中:

$$X_F = (X_x \ X_y \ X_z); X_{MF} = (L^\circ \sin M \ \dot{M} \ L^\circ \cos M), \text{ 所以}$$

$$(X_M)_F = (L^\circ \sin M \dot{+} X_x \ X_y \ + \ \dot{M} \ X_z \ + \ L^\circ \cos M$$

式中: L° 是瞄准线俯仰角速率; \dot{M} 是瞄准线方位角速率; X_x, X_y, X_z 是飞机角速率在飞机坐标系中的分量。

转换到瞄准线坐标系

$$(X_M)_{M=} M_{MF} \cdot (X_M)_F =$$

$$\begin{bmatrix} \cos L \cos M (X_x + L^\circ \sin M + \sin L (X_y + \dot{M})) - \cos L \sin M (X_z + L^\circ \cos M) \\ - \sin L \cos M (X_x + L^\circ \sin M + \cos L (X_y + \dot{M})) + \sin L \sin M (X_z + L^\circ \cos M) \\ \sin M (X_x + L^\circ \sin M + \cos M (X_z + L^\circ \cos M)) \end{bmatrix}$$

$$(X_M)_M \times (D)_M =$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ D [\sin M (X_x + L^\circ \sin M + \cos M (X_z + L^\circ \cos M))] \\ D [\sin L \cos M (X_x + L^\circ \sin M + \cos L (X_y + \dot{M})) - \sin L \sin M (X_z + L^\circ \cos M)] \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ D (X_x \sin M \dot{+} X_z \cos M \dot{+} L^\circ) \\ D (X_x \sin L \cos M \ X_y \cos L - X_z \sin L \sin M \ \dot{M} \cos L) \end{bmatrix} \quad (3)$$

在速度坐标系中

$$V_a = (V_a \ 0 \ 0)$$

转入飞机坐标系

$$(V_a)_F = M_{FV} = \begin{bmatrix} V_a \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_a \cos A \cos B \\ - V_a \sin A \cos B \\ V_a \sin B \end{bmatrix}$$

再转入瞄准线坐标系

$$(V_a)_M = M_{MF} \cdot (V_a)_F =$$

$$\begin{bmatrix} - V_a (\cos L \cos M \cos A \cos B - \sin A \cos B \sin L - \sin B \cos L \sin M) \\ V_a (\sin B \sin L \sin M \ \cos A \cos B \sin L \cos M \ \sin A \cos B \cos L) \\ V_a (\cos A \cos B \sin M \dot{+} \sin B \cos M) \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: M_{MF} 为从飞机坐标系到瞄准线坐标系的转换矩阵; M_{FV} 为从速度坐标系到飞机线坐标系的转换矩阵。

将式(2)、式(3)、式(4)代入式(1), 合成得到 V_t 在瞄准线坐标系中的 3 个投影:

$$V_{tx} = D^\circ + V_a (\cos L \cos M \cos A \cos B - \sin A \cos B \sin L - \sin B \cos L \sin M)$$

$$V_{ty} = V_a (\sin B \sin L \sin M \ \cos A \cos B \sin L \cos M \ \sin A \cos B \cos L) + D (X_x \sin L + X_z \cos M \dot{+} L^\circ)$$

$$V_{tz} = V_a (\cos A \cos B \sin M \dot{+} \sin B \cos M) + D (X_x \sin L \cos M \ X_y \cos L - X_z \sin L \sin M \ \dot{M} \cos L)$$

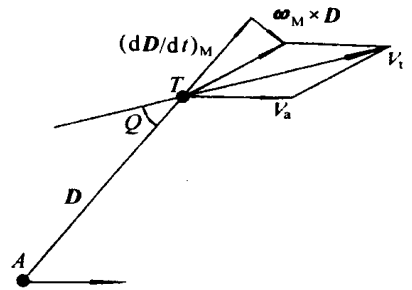


图 1 基本向量图

目标速度为 $V_t = \sqrt{V_{tx}^2 + V_{ty}^2 + V_{tz}^2}$; 进入角由 $\cos Q = V_{tx}/V_t$ 来确定。

2 导弹发射包线的解算方法

(1) 算法选择 有3种方法,一是直接解弹道微分方程,目前机载计算机能力尚难实时实现;二是用简化解析式拟合理论包线,这种方法简单、实时性好但误差较大;三是存贮一定数量的理论包线,空中实时插值求解,当存储量足够且插值间隔不大时,误差较小。但超过四维,运算周期长。

本模型采取按主要参数存贮理论包线插值,辅以次要参数解析修正相结合的方法。其中按 H, V_a, V_t, Q 主要参数存贮插值。而对离轴角 δ 和高度差(高低角) H 进行解析修正。

(2) 理论包线的选择处理——“不可逃脱区” 无论是解析式拟合或是存贮插值,都要基于在地面计算机算出的“理论包线”。分析理论包线可知,在导弹攻击目标的过程中,目标机动过载大小和机动方式,对导弹发射包线有很大影响。但目标机动过载和机动方向的实时预测,靠攻击机目标探测设备目前尚难实现。地面计算的“理论包线”是对目标机动过载、机动方向作了某种假定的情况下计算出来的。一般给出两种情况:目标以较大过载作等过载圆周运动;或做等速直线飞行,这均与实战不完全相符。

为保证必要的命中概率,取这两种包线的共同覆盖区,称“不可逃脱区”,作为存贮拟合的基准。

离轴发射对包线也有一定影响,地面计算包线给出了前置发射和后置发射两种状态,但“前置”、“后置”是指目标机动平面与攻击平面在同一平面而言。实际上雷达测得的目标角度是三度空间角,前置、后置无法判断。

火控计算时,只能选某种常用状态。这里对格斗弹取后置,对拦射弹取前置。本模型即对上述“不可逃脱区”存贮拟合。

(3) 水平面定轴发射包线的解算 地面处理过的不可逃脱区包线,以表格函数形式存入火控计算机

$$\left. \begin{aligned} (R_{\max})_D &= f_1(H, V_a, V_t, Q) \\ (R_{\min})_D &= f_2(H, V_a, V_t, Q) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

在空中对 H, V_a, V_t, Q 进行插值,可解算出水平面攻击,定轴发射时的最大距离 $(R_{\max})_D$ 、最小距离 $(R_{\min})_D$ 。

(4) 离轴角 δ 及高度差(俯仰角) H 的修正

$$\left. \begin{aligned} R_{\max} &= (R_{\max})_D [1 + a_1\delta + a_2H + a_3V_a + a_4H + a_5HH + a_6V_aH] \\ R_{\min} &= (R_{\min})_D [1 + b_1\delta + b_2H + b_3V_a + b_4H + b_5HH + b_6V_aH] \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

用最小二乘法求解出修正项系数 $a_1 \sim a_6, b_1 \sim b_6$ 。

3 数字仿真及结果

(1) 空战模式选定 为验证目标速度和进入角算法的正确性,空战模式必须使各自变量参数都是随时间变化的变量。本仿真设计空战模式为带一定初始后滞离轴角的盘旋攻击,载机在盘旋过程中附加 $\pm 10^\circ$ 的坡度变化。

(2) 仿真结果

¹ 目标参数解算误差 根据某型歼击机截击任务,选择10种不同初始条件,仿真结果最大理论误差为: $\delta V_t = 1.15\text{m/s}$; $\delta Q = 0.13^\circ$ (见图2)

° 发射包线计算理论误差 本仿真系统对某型国产红外空—空导弹在常用作战条件下的 54 组发射包线作了统计计算,拟合误差:超界概率 $P_{ob} = 6.8\%$;丢失概率 $P_{mi} = 10.3\%$ 。而在同样条件下,原某现役歼击机瞄准具用多项式允许距离计算工作式拟合获得的包线,其误差分别为:超界概率 $P_{ob} = 39.4\%$;丢失概率 $P_{mi} = 32.8\%$ (见图 3)。

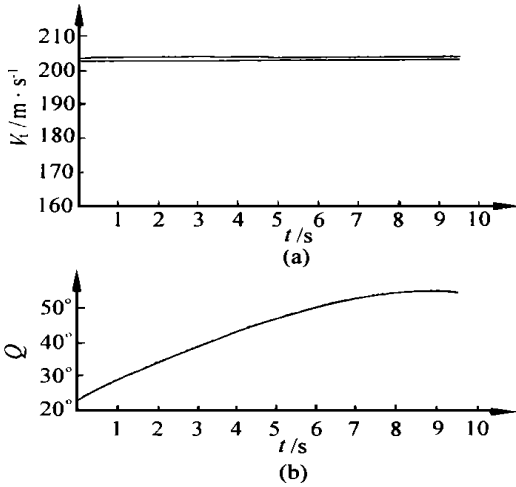


图 2 V_t, Q 仿真结果

$h = 500m, D_0 = 1500m, V_a = V_t = 203m/s, N_t = 4$

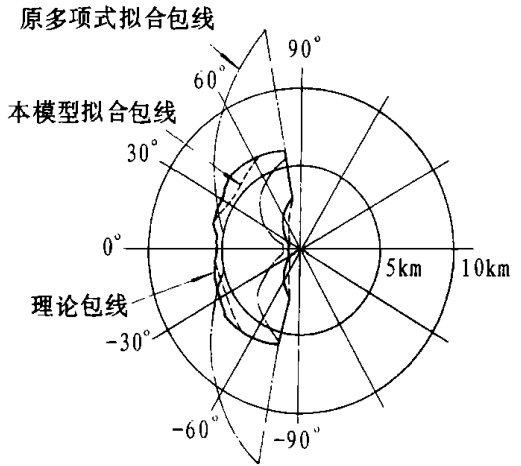


图 3 典型条件发射包线拟合结果

$h = 9km, V_a = 365m/s, V_t = 438m/s,$

4 结 论

本数学模型和现有数学模型相比,精度大大提高,对于具有完善的载机状态、目标参数和大气数据测量装置的现代电子火控系统尤为适用。同时本算法具有较好通用性,不同导弹只需装入相应地面计算的理论包线数据即可,无需重新推导拟合。

参 考 文 献

- 1 朱培申,陆彦. 航空火力控制原理. 西安:西北工业大学出版社,1989. 7~12
- 2 曹登麟. 发射包线的超界与丢失的算法举要. 电光控制,1994,(4): 12~15

复合材料结构修理研讨会在济南召开

研讨会于 1997 年 10 月 27 日~30 日在济南中航总公司复合材料特种结构研究所举行。共 14 个单位 33 位代表到会。

学术研讨与工程实际,“九五”预研攻关相结合,主题鲜明、内容务实。与会代表对复合材料修理技术国内外现状和发展趋势,型号需求,修理准则、修理造材(包括胶粘剂、预浸料)、修理方法、修理工具、以及修理对结构和功能的影响等关键内容,进行了交流和深入研讨,并在许多重要问题上取得了共识,16 位代表在会上作了重点发言。有针对性的提出了结构设计分析与结构修理试验验证相互配合进行等问题。会议间隙复合材料专业分会召开了与会分会委员工作会议,讨论通过了 1993~1997 年分会工作总结和明年组团访俄等事宜。