

机载空空导弹武器系统精度评估方法

Airborne AAM Weapon System Accuracy Evaluation Method

李合新 杨彦 / 中国空空导弹研究院

摘要: 研究了用系留飞行数据计算、分析和评价武器系统精度的详细方法,并给出了典型分析实例,通过在机载空空导弹武器系统研制和载机加挂先进空空导弹项目的应用,验证了其正确性和实用性。

关键词: 精度; 武器系统; 空空导弹; 评估

Keywords: accuracy; weapon system; air-to-air missile; evaluation

0 引言

空空导弹一般采用复合制导模式。复合制导模式大大提高了空空导弹的攻击距离,也对机载武器系统的信息精度提出了较高的要求。为验证机载武器系统信息满足导弹要求,一般可通过载机挂系留试验弹进行空中制导系留试验^[1],获取必要的系留数据,通过数据分析评估机载武器系统的精度。

1 系统简介及评估数据资源

1.1 武器系统简介和精度评估内容

机载空空导弹武器系统组成如图1所示。其中火控计算机是武器系统的核心,它通过载机主惯导和大气机获取飞机的位置、速度和姿态信息,通过机载雷达获取目标相对载机的位置和速度。在导弹挂机阶段,火控计算机通过外挂管理、发射装置向导弹传送飞行任务,导弹发射后,火控计算机通过数据链向导弹发送信息,导弹接收后对载机和目标信息进行更新。

评估武器系统精度主要是评估机上传感器的测量精度,并检查数据处理和传输的正确性,内容包括能够影响导弹截获目标的所有因素,一般可根据获取的数据情况评估:主惯导的测速误差;大气机的高度测量误差;机载雷达的测

距、测角和测速误差。

1.2 可用数据资源

系留飞行试验时,地面遥测站接收系留弹发送的遥测数据,载机上记录了传感装置输出到总线的的数据。另外,在系留飞行时还可在载机和目标机上加装GPS,用于航迹和速度测量。

系留试验后,取得的并可用于武器系统精度评估的数据资源如下:

- 1) 系留弹遥测数据,数据中包含飞行任务、数据链信息以及系留弹测角、测速等全部工作信息;
- 2) 载机总线记录数据,包含主惯导输出的姿态、速度信息,大气机输出的高度信息,雷达输出的目标相对载机的角度、距离和速度信息;
- 3) 载机和目标机的GPS数据,包含经度、纬度、海拔高度、速度等信息。

2 武器系统精度评估方法

2.1 评估方法概述

机载武器系统精度评估的方法并不唯一,可进行详细的精度计算,也可以根据系留弹对目标的截获情况进行简单的估算,具体采用何种方法,要视试验后能够取得的数据资源情况而定。一般可选用的方法有:基于GPS+载机总线记录数据的精度分析,基于GPS+

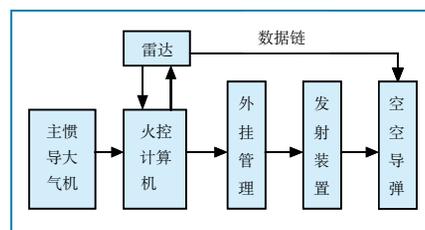


图1 机载空空导弹武器系统组成

系留弹遥测数据的精度分析,系留弹遥测数据分析。

武器系统指示精度对空空导弹截获目标的影响是复杂的,并不是测速误差仅影响导弹速度截获、测角误差仅影响导弹角度截获。单一的方法往往不能给出准确的评估结论,在数据资源充足的情况下需要将精度分析和系留弹遥测数据分析结合起来,最后得出一致的结论才能给出准确的评价,而采用的评估方法越多,评估结果可信度就越高。

下面先介绍精度评估可能用到的坐标系,再介绍三种基本评估方法。

2.2 坐标系定义

精度评估可能用到的坐标系定义如下:

- 1) 载机机体系,与载机固联,原点位于载机惯性导航系统的安装中心, Ox 轴沿载机的纵轴方向并指向前方, Oy 轴的方向向上, Oz 轴构成右手坐标系。

2) 弹体系, 原点设在导弹的惯性测量中心, X轴沿导弹纵轴为正方向, Y轴取在导弹对称平面内, 向上为正, Z轴构成右手坐标系。

3) 地理系, 原点位于载机位置下的海平面上, 坐标系在原点处, OX轴指向北, OY轴垂直向天, OZ轴指向东。

4) 地心系(84系), 原点位于地球质心, OX轴指向子午线和赤道平面的焦点, OZ轴指向北极, XYZ构成右手坐标系。

5) 载机惯性系, 是机载武器系统在一次攻击中导弹准备时刻建立的, 此时载机惯性系与地理系的伴随三面体各轴重合并具有以下特性: 载机惯性系的原点位于载机位置下的海平面上, 原点与地球固联, OX轴指向北, OY轴垂直向上, OZ轴指向东, 坐标轴方向在绝对空间不变。载机惯性系相对绝对空间东向匀速运动, 其速度等于当地地球自转的线速度, 速度值根据地球自转角速度、地球半径、当前所处的纬度计算。

2.3 基于GPS和载机总线记录数据的分析方法

GPS数据和载机总线记录数据比较密集, 利用这些数据计算出的结果精度较高, 且容易发现数据中的奇点。

下面以雷达测角误差为例, 描述计算与分析方法。计算与分析流程如图2所示, 具体方法介绍如下。

1) 利用GPS数据中载机和目标机的经度、纬度和海拔高度求出各自的地心系坐标:

$$\begin{cases} x = (n+h) \cdot \cos(\lambda) \cdot \cos(\varphi) \\ y = (n+h) \cdot \cos(\lambda) \cdot \sin(\varphi) \\ z = [n \cdot (1-m) + h] \cdot \sin(\lambda) \end{cases} \quad (1)$$

式(1)中 φ 为经度, λ 为纬度, h 为海拔高度, $[x \ y \ z]$ 为地心坐标系的坐标, m 和 n 的计算如下:

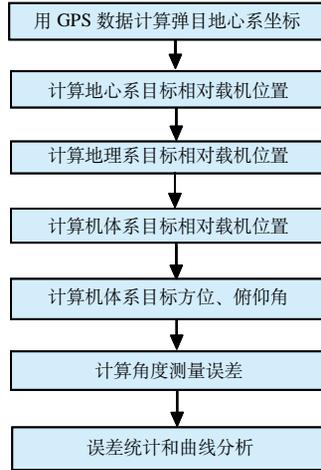


图2 雷达测角误差计算与分析流程

$$\begin{cases} m = 1.0 - (b/a)^2 \\ n = a / w \\ w = \sqrt{1.0 - m \cdot \sin^2(\lambda)} \end{cases} \quad (2)$$

式(2)中 a 为地球(看作椭球)长半径($a=6378137$), b 为地球短半径($b=6356752$)。

2) 用载机和目标机在地心系中的位置计算目标机相对载机的位置矢量。

3) 将相对位置矢量由地心系转换到地理系, 转换矩阵:

$$C1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\lambda & 0 & \sin\lambda \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\lambda & 0 & \cos\lambda \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\varphi & \sin\varphi & 0 \\ -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式(3)中 φ 为载机经度, λ 为载机纬度。

4) 根据载机数据中主惯导输出的载机姿态信息求出地理系到机体系的转换矩阵, 并将相对位置矢量由地理系转换到机体系。

5) 通过载机机体系下目标机相对载机的位置计算出目标方位角和俯仰角作为基准。

6) 把机载雷达输出的目标机相对载机的方位角和俯仰角与上面计算出的基准角度时间对齐后相减, 得出机载

雷达的测角误差。

7) 进行误差统计(均值、方差计算), 判断精度是否满足要求, 统计范围至少为导弹准备到允许截获的时间段。

8) 画出角度误差曲线, 如图3所示。对曲线进行分析, 是否存在野点、振荡、鼓包或凹坑的情况, 如果有, 要进行原因及对导弹影响分析, 必要时进行排故。

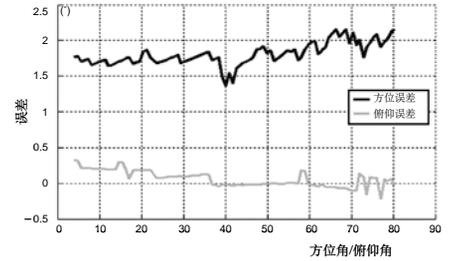


图3 角度指示误差曲线

惯导测速误差、大气机高度误差、雷达测距和测速误差计算方法比较简单, 直接在地理系中完成即可, 不需要从地理系转换到机体系, 统计和分析方法与雷达测角误差相同。

2.4 基于GPS和系留弹遥测数据的分析方法

在没有载机总线记录数据的情况下, 可用系留弹遥测数据替代载机总线记录数据进行误差分析。遥测数据中包含载机通过数据链传送给导弹的载机与目标的位置、速度信息。与上一节的分析方法相比, 该方法的特点如下:

1) 系留弹遥测数据中数据链信息更新频率较低, 所以统计结果可信度较低。如果机载传感器输出的数据中存在野点, 传给导弹后野点很容易被滤除掉, 而且通过曲线分析不能发现。

2) 系留弹遥测数据中的信息是基于惯性系的, 所以在用GPS数据计算基准角度、速度时, 需要进一步将基于地理系的相对位置、速度矢量转换到惯性系中。如若不然, 由于地球的自转, 随着时间的变化将带来越来越大的误差, 以

角度误差为例,离起始点60s后因地球自转引入的误差可达15'。

3) 因系留弹遥测数据中不含载机的姿态信息,相对位置矢量无法转换到机体系中,只能计算出在惯性系中的方位角和俯仰角误差。这样的误差能够反映测角误差的水平,在载机横滚角不大的情况下,可以代表实际的测角方位与俯仰误差。

用系留弹遥测数据代替载机总线记录数据计算误差,关键是找出地理系到惯性系的转换矩阵,方法是首先计算地理系相对惯性系的四元数,再由四元数求出对应的转换矩阵^[2]。四元数根据三个参数求出:载机在建立惯性系时的纬度,载机当前纬度,载机在该段时间内的东向经度增量与地球转动角度之和。

2.5 基于系留弹遥测数据的分析方法

导弹是武器系统信息的最终用户,通过分析系留弹遥测数据,可以简单、直观地评价武器系统的总体精度水平。分析内容包括以下三个方面:

1) 分析导弹是否顺利截获目标,观测截获目标前后导引头框架角及频率(或相对速度)变化情况,估计角度和速度变化值。

2) 在没有载机总线记录数据和GPS数据时,通过分析飞行任务和数据链信息中涉及载机、目标机的位置、速度曲线研究武器系统信息的合理性和稳定性。

3) 在导弹未经角度搜索直接发现目标时,观测首次发现目标时导引头的失调角大小。

如果截获目标前后角度、速度跳跃不大,导弹首次发现目标时失调角也正常,说明武器系统的指示精度是满足要求的。当然,这只是粗略估计,通过单次系留评估的结果可信度较低,可以用多次进入的统计结果进行评估。

导弹首次发现目标时的失调角也不能完全反映雷达的测角精度水平,因为速度误差、导航误差、导引头随机误差等因素都可能影响到失调角。但如果通过多次系留数据统计发现失调角偏大而且方向一致,在排除速度误差、导航误差等因素后,可通过失调角估算雷达的方位和俯仰测量误差,方法是将失调角转换到惯性系中。这种方法仅仅是单点估算,但在雷达存在较稳定的测角误差时是有效的。

3 实例分析

利用几种方法对机载武器系统进行综合评估时,可能会得出不一致的结果,这样就不容易给出最终结论,此时需要仔细查找原因。下面给出一个典型的精度评估分析实例。

精度计算显示机载雷达测角误差超差,但导弹截获目标顺利,导弹发现目标时导引头失调角并不大。

这种情况有以下几种可能:

1) 测角误差超差有限,未对导引头截获目标构成影响。系留飞行试验与空中靶试是有区别的,系留时因为导弹始终挂在飞机上,雷达测角误差是等效传递给导弹的,而靶试时导弹截获目标时离目标较近,载机离目标较远,雷达测角误差传给导弹后会被放大,攻击距离越远放大倍数越大,如图4所示。所以应该根据指标要求严格控制雷达测角精度。

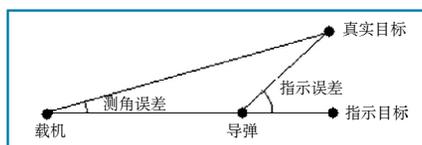


图4 机载雷达测角误差的放大作用示意图

2) 雷达测角精度实际是满足要求的,而载机惯导与地理系存在固定的对准误差。本文讲述的两种精度计算方法计算出的结果实际上是雷达测角误差

和载机惯导与地理系初始对准误差的矢量和,一般情况下载机惯导与地理系初始对准误差很小,可以忽略。雷达对目标的测量基于机体系,转换到惯性系后传给导弹,只要导弹惯导与飞机惯导对准,飞机惯导与地理系的初始对准误差对导弹截获目标没有影响。在这种情况下,是否对惯导进行校准不重要,但不能通过雷达参数加载的方法对测角误差进行修正,否则只能带来真正的雷达测角误差。

3) 其他固定或随机误差的存在抵消了雷达测角误差。通过多次系留的统计可判断随机误差的作用情况。如存在固定误差,应找出原因。

4 结论

本文介绍了通过系留飞行试验数据评估机载武器系统精度满足空空导弹要求情况的综合方法,这些方法在实践中得到了很好的应用,经检验是正确的,给出的解析实例对快速灵活掌握评估方法、排查故障等具有较高的参考价值。评估方法适应于空空导弹靶试前飞机状态确认、飞机加挂先进空空导弹、新型空空导弹机载武器系统研制等。

AST

参考文献

- [1] 樊会涛,杨晨,周颐,叶少杰等.空空导弹系统试验和鉴定[M].北京:国防工业出版社,2006.
- [2] 刘忠,梁晓庚,曹秉刚,贾晓洪.基于四元数的空间全方位算法研究[J].西安交通大学学报,2006,40(5).

作者简介:

李合新,高级工程师,硕士,从事导弹总体技术研究。