

多型号武器的目标优化分配问题研究

邢清华, 王颖龙, 刘付显
(空军工程大学 导弹学院, 陕西 三原 713800)

摘要:对地面防空中多型号武器的目标优化分配问题进行了研究。其中包括多目标通道地空导弹武器系统杀伤区的确定、各火力单位相对于飞机类、导弹类目标的射击诸元计算、目标优化分配模型的建立及其求解。

关键词:目标优化分配;防空;射击诸元

中图分类号:E274.6 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2003)01-0022-04

目标分配是指将空中目标按一定的原则、因素、约束条件分配到不同的火力单位,由各火力单位实施射击的过程。它是一个多因素分析和决策的过程。在目标到达分配终线之前,优化分配是一个动态过程,分配预案将随着目标参数、各火力单位射击准备与实施情况的变化而适时调整。它与以往单一型号武器的分配不同,其根本原因在于不同型号武器系统的目标通道数(防空导弹武器系统能够同时射击的空中目标数,称为目标通道数)不一样,那么相对于单目标通道与多目标通道武器的目标分配方法就存在一定的区别,即便都是多目标通道防空导弹武器系统,由于各种因素的限制,其指挥控制也有很大差别。目标分配是防空C³I系统中非常重要的一部分,算法的优劣直接影响战斗的进程和结局。

杀伤区、发射区的准确计算是目标分配的重要前提,以前大多考虑的是单目标通道武器类型,对于多目标通道武器类型杀伤区、发射区的考虑较少;诸元计算中,以前更多考虑的是飞机类目标,对导弹类目标的诸元计算也考虑较少,本文将对这些问题一并进行研究。

1 多目标通道地空导弹武器系统杀伤区的确定

在多目标通道武器系统中,根据各目标通道的依赖关系,还可以将它们分为:各目标通道相对独立的防空导弹武器系统和各目标通道共用一个雷达波束的防空导弹武器系统^[1]。

在许多防空导弹武器系统中,各目标通道除共用一部搜索雷达外,其它都是独立的,称这样的防空导弹武器系统为各目标通道相对独立的防空导弹武器系统,在这种情况下,各目标通道有其独立的杀伤区。而武器系统的杀伤区是这些独立杀伤区的组合,它取决于各发射单元的配置情况。然而,在该类武器系统火力单位阵地配置中,集中配置时,搜索雷达与发射架的距离一般小于100 m,分散配置中,搜索雷达与发射架的距离在3 000 m左右。由于该类武器系统杀伤区远界斜距相对比较大,因此,不管集中或分散配置,都以相控阵雷达为基准计算杀伤区远界。对于近界的计算,在集中配置时,仍以相控阵雷达为基准,分散配置时,应以发射架为基准,这时要求旅指挥所掌握发射架的部署位置,以便能较准确地计算杀伤区近界斜距。

在指令制导中,可以利用制导雷达较宽的波束同时跟踪两个或多个距离相近的空中目标,从而形成多个目标通道,这时,各目标通道共用一个雷达波束,如爱国者等。在这种情况下,其杀伤区和单目标通道的防空导弹武器系统一样,只是射击多目标时要求目标处于同一波束范围内。显然,这样的防空导弹武器系统射击多目标的能力受到很大限制。

收稿日期:2002-01-05

作者简介:邢清华(1966-),女,山西文水人,博士生,主要从事防空作战智能决策、建模与仿真研究;
王颖龙(1945-),男,陕西富平人,教授,博士生导师,主要从事防空作战指挥研究。

2 诸元计算

2.1 各火力单位相对于飞机类目标的诸元计算

地空导弹武器系统基本杀伤区、发射区的计算包括对下列参数的计算:目标的速度分量,目标相对各火力单位的航路捷径、目标航路角、杀伤区最近边界斜距、杀伤区交界高度、交界航路捷径、最大高低角、最大航路角、最大航路捷径以及杀伤区远近界斜距、发射区远近界斜距、目标到达发射区远近界的时间等。对于前面几项的计算,可从有关资料查到,下面仅给出发射区的计算方法。

杀伤区远界 d_{sy} 可以从不同武器系统的杀伤区数据拟合得到,这些数据一般是在武器型号定型前,由打靶实验得到。拟合公式是以高度为自变量的多项式。

有了杀伤区远界、近界斜距数据后,根据目标和导弹的飞行情况,可以很容易计算出发射区远界、近界斜距。在此基础上,就可以求得目标到达发射区远界、近界的时间以及目标在发射区的飞行时间等(具体计算略)。

2.2 各火力单位相对于导弹类目标的诸元计算

空中目标是导弹类时,目标相对各火力单位的射击诸元的计算就不能与飞机等同。导弹经过杀伤区有下列几种情况(见图1):第1、2条线说明原相对飞机类目标杀伤区的高界成为相对于导弹类目标的杀伤区远界,近界没变;第3条线说明原相对飞机类目标杀伤区的高界成为相对于导弹类目标的杀伤区远界,低界成为近界;第4、5条线说明远界没变,近界也没变。第6条线说明远界没变,原相对飞机类目标杀伤区的低界成为相对于导弹类目标的杀伤区近界。

具体杀伤区的计算略,发射区的计算可以在充分考虑目标在垂直方向上的速度基础上计算。

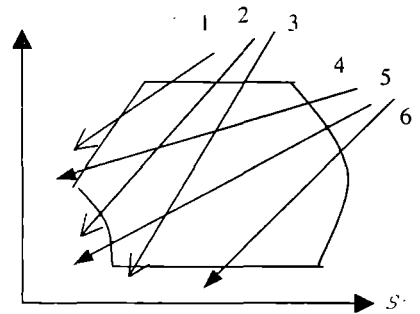


图1 导弹经过杀伤区的可能样式

3 多型号武器的目标优化分配

3.1 优选准则

所谓优选是指选择目标和拦截该目标最有利的火力单位^[2]。给定的准则不同,得到的分配方案也不同,即使给定同一原则,由于目标运动参数的变化和各火力单位兵器状态的变化,分配方案也会不断变化,常用的优化准则一般有:使拦截目标的总威胁最大;拦截的目标数最多;被保卫要地的受损最小。这里综合考虑这三种指标,得到下列准则:

在保证消灭重点目标,充分考虑目标威胁程度及指挥员干预的前提下,使目标漏分数最小。

3.2 目标分配约束条件

1) 空间关系约束条件

每一批目标相对每一个火力单位都有一个航路捷径 P 和高度 H ,只有在满足 $P \leq P_{\max}$ 、 $H_{\min} \leq H \leq H_{\max}$ 的条件时,该火力单位才有可能拦截这批目标,这是一般的空间约束条件。

2) 时间约束条件

设目标 $O1$ 到达某火力单位发射区远、近界的时间为 T_{fy1} 、 T_{fj1} ,如果开火时间 T_{k1} 早于 T_{fy1} ,则目标 $O1$ 批尚未进入火力单位的火力范围,射击不能凑效,如开火时间晚于 T_{fj1} ,则目标 $O1$ 批已飞出了火力单位的火力范围,射击也不可能凑效,因此发射时刻 T_{k1} 应满足

$$T_{fy1} \leq T_{k1} \leq T_{fj1}$$

依次类推,该火力单位射击第二批目标的最基本条件为

$$T_{fy2} \leq T_{k2} \leq T_{fj2}$$

当某火力单位有好几批目标需拦截时,除此条件外,还有其它因素要考虑。

①对于单通道武器系统

$$T_{k(i+1)} - T_{k(i)} \geq T_{sh}$$

T_{sh} 一般叫射击周期,即某火力单位对前一批目标射击以后,在对后一批目标射击前需要的准备时间。对不同的武器系统, T_{sh} 取值不同,一般 T_{sh} 由两部分组成:

$$T_{sh} = T_o + T_n$$

其中 T_o ——射击第一批目标所需时间;

T_n ——对第二批(架)或第 $m+1$ 批(架)目标转移火力的时间。

$$T_o = t_z + t_u + t_{ou}$$

其中 t_z ——导弹飞到遭遇点的时间;

t_u ——连发射击时,导弹发射的时间间隔之和;

t_{ou} ——射击结果的评定时间(不计入)。

$$T_n = t_s + t_g + t_h$$

其中 t_s ——上级指挥所校对目标、搜索、发现目标的时间;

t_g ——制导站(目标照射雷达)截获目标并转入跟踪的时间;

t_h ——用于射击诸元的准备时间。

在实际计算时,某些项可不计入。

②对于多通道武器系统

设其目标通道数为 N ,则有多批目标需拦截时需要满足 $T_{k(i+N)} - T_{k(i)} \geq T_{sh}$,这是相对于目标通道相对独立的防空导弹武器系统来说的。对于目标通道共用一个雷达波束的防空导弹武器系统,其同时拦截的目标在方位上还需有一约束条件,即

$|\beta_i - \beta_j| < \theta$,其中 β_i, β_j 为目标的方位角, θ 为照射制导雷达天线波束扇面宽度, i, j 为任意两个同时射击的目标。

3) 物资约束条件

仅满足空间和时间约束条件,是能拦截目标的必要条件,但还不是充分条件。能否拦截该目标的充分条件还要看物资条件,即弹药的消耗补充情况。

设每个火力单位配备的弹数为 N_d ,进行 s 次射击后消耗弹药量为 N_c ,第 $s+1$ 次射击需要的弹药量为 N_s ,若 $N_s > N_d - N_c$,则需补充弹药,设补充的弹药数为 N_{bc} ,补充弹药所需时间为 T_{bc} ,则只有当

$$N_d - N_c + N_{bc} \geq N_s, \text{ 且}$$

$$T_{k(s+1)} - T_{ks} \geq T_{bc} \text{ 时,}$$

该火力单位才能实施第 $s+1$ 次射击。

3.3 目标函数的选择

进行目标分配的目的就是要实现某种效能指标,这里的效能指标也就是前面提到的优选准则,用函数形式来描述该指标,则该函数就称为目标函数。

优选准则要求目标漏分数最小,于是可给出最优分配方案的第一个目标函数

$$\min Z_0 = \sum U_j$$

式中: U_j 表示第 j 批目标是否遭到拦截的指示数。若遭到拦截则 $U_j = 1$,否则 $U_j = 0$ 。

第一个目标函数说明了使目标突防数最小。但不能作为目标优化分配的充分条件。因为不同的目标威胁程度是不一样的。而对同一批目标分配不同的火力单位拦截时,其射击有利程度也是不一样的,所以取

$$P_y = P_{\max} - P_y$$

$P_y < 0$,表明第 i 个火力单位无法拦截第 j 批目标, P_y 愈大,表明目标航线愈接近通过火力范围的中心,射击条件就愈为有利。因此,第二个目标函数应是

$$\max Z_1 = \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^M W_j P_y X_{ij}$$

式中 W_j ——第 j 批目标的威胁系数;

X_{ij} ——火力单位 i 对目标 j 是否进行拦截的指示数,若进行了射击;则 $X_{ij} = 1$,否则 $X_{ij} = 0$ 。

3.4 模型解算

不同分配模型有不同的解算方法,有的分配模型是理论上研究,而本文主要是针对工程应用,模型解算不一定苛求最优,但要保证是满意解,且寻优时间不能太长。一般在不违背目标分配原则的基础上,检查约

外挂武器对载机飞行性能影响研究

聂光成, 魏贤智, 王勇
(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:阐述了评估的一般模型及基本原理, 定向评估了外挂武器对载机最大平飞速度、航程和气动系数等的影响, 得出了评估其性能参数的数学模型, 运用数学模型计算了升限的增量, 结果与实际相比具有较好的一致性。

关键词:外挂武器; 飞行性能; 评估模型

中图分类号: V246; TJ81 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2003)02-0024-04

为了提高作战飞机的杀伤威力, 在现代作战飞机上都采用挂架挂载各类杀伤武器。当载机外挂这些武器以后, 不仅会增加飞行重量, 减少燃料储备, 而且在挂载或投射这些武器后都将改变载机重心的位置和气动特性, 直接影响载机飞行的战技性能。如何评估外挂武器对载机飞行性能的影响, 当然最确实可靠的方法是进行飞行试验或风洞实验, 但这要花费大量的人力、物力。本文提出一种理论和实验相结合的方法, 可方便而有效地用来定量评估外挂武器对载机飞行性能的影响。

1 挂载武器后载机的运动微分方程组

外挂武器对载机飞行性能影响的一般性评估模型: 它是基于载机运动微分方程组, 其一般表达式可用矩阵表达为

$$\ddot{X} = F(X, \dot{X}, G, Q, M) \quad (1)$$

式中 X 为广义坐标向量, \dot{X} 和 \ddot{X} 分别为广义坐标的一阶和二阶导数; G 是载机重量; Q 是除载机重量外的外力(一般包括空气动力, 发动机推力, 控制力); M 是外力矩(一般包括空气动力矩, 控制力矩); Q_i 和 M_i 分别是 Q 和 M 在广义坐标 X_i 上的分量; $F = [f_1, f_2, \dots, f_n]^T$ 是函数列矢量, $f_i = [x_1, x_2, \dots, x_n, \dot{x}_1, \dot{x}_2, \dots, \dot{x}_n, G, Q_i, M_i]$; 对于上式中的每个参数我们均可把它分成两部分值的和, 即载机未挂武器的参数值加上挂载武器后的参数增量, 这些增量可记为 $\Delta x_i, \Delta \dot{x}_i, \Delta G, \Delta Q_i, \Delta M_i$, 由于这些增量同原参数值相比是微量, 这样式(1)可线性化为如下的微分方程组:

$$\left. \begin{aligned} \Delta \ddot{x}_1 &= \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial f_1}{\partial x_i} \Delta x_i + \frac{\partial f_1}{\partial \dot{x}_i} \Delta \dot{x}_i \right) + \frac{\partial f_1}{\partial G} \Delta G + \frac{\partial f_1}{\partial Q_1} \Delta Q_1 + \frac{\partial f_1}{\partial M_1} \Delta M_1 \\ \Delta \ddot{x}_2 &= \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial f_2}{\partial x_i} \Delta x_i + \frac{\partial f_2}{\partial \dot{x}_i} \Delta \dot{x}_i \right) + \frac{\partial f_2}{\partial G} \Delta G + \frac{\partial f_2}{\partial Q_2} \Delta Q_2 + \frac{\partial f_2}{\partial M_2} \Delta M_2 \\ &\vdots \\ \Delta \ddot{x}_n &= \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial f_n}{\partial x_i} \Delta x_i + \frac{\partial f_n}{\partial \dot{x}_i} \Delta \dot{x}_i \right) + \frac{\partial f_n}{\partial G} \Delta G + \frac{\partial f_n}{\partial Q_n} \Delta Q_n + \frac{\partial f_n}{\partial M_n} \Delta M_n \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

在已知起始条件下, 通过对上述微分方程组进行数值求解, 就可以分析研究挂载武器后对载机飞行性能

收稿日期: 2001-12-24

基金项目: 军队科研基金资助项目

作者简介: 聂光成(1971-), 男, 湖北天门人, 讲师, 硕士, 主要从事武器控制和外挂等研究。

的影响。

如果上述诸增量 Δx_i 、 Δx_i 、 ΔG 、 ΔQ_i 、 ΔM_i 不能认为是微量时,可以采用有序渐进加增量的方法,其物理机理是将外挂武器分割为微小部分依次挂载到载机上,而每次挂载之后诸参数的变化是微量^[1],这样就可以反复应用式(2)逐步递推求解,保证所需的精度要求。

2 挂载武器后载机的飞行性能参数计算模型

载机的基本飞行性能(如最大平飞速度、最小平飞速度、航程、航时、上升率、升限、气动系数等)是飞机战技性能的基础,在实际工程应用中,常常需要在挂载武器后对载机基本飞行性能的变化情况有所掌握,可以应用上述基本方法进行定量计算。

2.1 对最大平飞速度的影响

假设载机以最大平飞速度 V 作水平匀速飞行。悬挂武器后载机重量由 G 变为 $G + \Delta G$,升力系数由 C_y 变为 $C_y + \Delta C_y$,迎面阻力系数由 C_x 变为 $C_x + \Delta C_x$,载机速度由 V 变为 $V + \Delta V$,而且由于载机速度变化较小,不会实质地影响到所需发动机最大推力 P 的大小,即认为 $\Delta P = 0$ 。

载机平飞时有如下关系式:

$$P = C_x \frac{\rho V^2}{2} S \quad (3)$$

$$G = C_y \frac{\rho V^2}{2} S \quad (4)$$

飞机升限特性的极曲线方程为

$$C_x = C_{x0} + C_{xi} = C_{x0} + AC_y^2 \quad (5)$$

式(3)~(5)中: S 为飞机的特征面积; C_{x0} 为零升迎面阻力系数, C_{xi} 为诱导阻力系数, A 为诱导阻力因子。在 ΔG 、 ΔC_x 、 ΔC_y 与 G 、 C_x 、 C_y 相比均是微量时,并考虑到 $\Delta P = 0$ 则式(3)~(5)可线性化为

$$\frac{\Delta V}{V} = -\frac{\Delta C_x}{2C_x} \quad (6)$$

$$\frac{\Delta G^*}{G} = \frac{\Delta C_y}{C_y} + 2\frac{\Delta V}{V} \quad (7)$$

$$\frac{\Delta C_x}{C_x} = \frac{\Delta C_{x0}}{C_x} + 2\frac{\Delta C_{xi} \Delta C_y}{C_x C_y} \quad (8)$$

式中: $\Delta G^* = \Delta G - \Delta Y_e$, ΔY_e 为外挂武器产生的升力增量,如果忽略载机与外挂武器相互间空气动力的影响,并引入 ΔC_{ye} ——折算为飞机特征面积 S 时外挂武器的升力系数后^[2],则有:

$$\frac{\Delta Y_e}{G} = \frac{\Delta C_{ye}}{C_y} \quad (9)$$

联立式(6)~(9)可得:

$$\Delta V = -\frac{V}{1 - \frac{C_{xi}}{C_x}} \left[\frac{\Delta C_{x0}}{2C_x} + \frac{C_{xi}}{C_x} + \frac{C_{xi}}{C_x} \left(\frac{\Delta G}{G} - \frac{\Delta C_{ye}}{C_y} \right) \right] \quad (10)$$

式(10)即可用来估算外挂武器后对最大平飞速度的影响。

2.2 对空气动力系数的影响

如果载机外挂了 l 个挂架和 m 个外挂武器,则外挂武器后引起的迎面阻力增量 ΔR 为

$$\Delta R = \sum_{j=1}^l R_{ej} + \sum_{k=1}^m R_{ek} \quad (11)$$

式中: R_{ej} 和 R_{ek} 是 j 挂架和 k 外挂武器的迎面阻力。如果用 $C_{x_{ej}}$ 和 $C_{x_{ek}}$ 表示其相应的迎面阻力系数, S_{ej} 和 S_{ek} 表示其相应的特征面积,则可求得外挂武器后,迎面阻力系数增量为

$$\Delta C_{x0} = \sum_{j=1}^l C_{x_{ej}} \frac{S_{ej}}{S} + \sum_{k=1}^m C_{x_{ek}} \frac{S_{ek}}{S} \quad (12)$$

对于载机升力系数增量也可采用下式:

$$\Delta C_y = \sum_{j=1}^l C_{y_{ej}} \frac{S_{ej}}{S} + \sum_{k=1}^m C_{y_{ek}} \frac{S_{ek}}{S} \quad (13)$$

式中: $C_{y_{qj}}$ 和 $C_{y_{ek}}$ 分别为 j 挂架和 k 外挂武器的升力系数; S_{qj} 、 S_{ek} 和 S 分别为 j 挂架、 k 外挂武器和飞机的特征面积。

应用式(12)和(13)可估算外挂武器对迎面阻力系数和升力系数的影响。

2.3 对航程的影响

由飞行力学知,航程 L 的一般公式为

$$L = \int_{G_i}^{G_0} V \frac{dG}{C_h} \quad (14)$$

式中: G_0 和 G_i 是飞机起始和目前的重量; V 是飞行速度; C_h 是小时燃料消耗量。

由发动机原理知,小时燃料消耗量 C_h 与发动机燃料消耗率 C 和推力 P 之间有下述关系^[3]。

$$C_h = CP \quad (15)$$

对于水平匀速飞行的情况,从式(3)、(4)又可得:

$$P = G/K \quad (16)$$

式中: $K = C_y/C_x$ 是飞机的升阻比。

将式(15)、(16)代入式(14),则有:

$$L = \int_{G_i}^{G_0} \frac{VK}{C} \frac{dG}{G} \quad (17)$$

在水平匀速飞行时, $VK/C = \text{const}$, 对上式积分可得:

$$L = \frac{VK}{C} \ln \frac{G_0}{G_i} \quad (18)$$

飞机起始重量 G_0 为飞机自身重量 G_a , 挂架重量 G_c , 外挂武器重量 G_e 和燃料重量 G_f 之和; 飞机目前重量为 $G_0 - \delta G_f$, 其中 δ 是该时刻燃料消耗的份额(起始时 $\delta = 0$, 燃料完全消耗时 $\delta = 1$)^[4], 因此,式(18)可具体化为

$$L = \frac{VK}{C} \ln \frac{G_a + G_c + G_e + G_f}{G_a + G_c + G_e + (1 - \delta)G_f} \quad (19)$$

对式(19)全微分并线性化后可表达为

$$\Delta L = \left(\frac{\partial L}{\partial C_x} \right)_{\Delta C_x=0} \Delta C_x + \left(\frac{\partial L}{\partial C_y} \right)_{\Delta C_y=0} \Delta C_y + \left(\frac{\partial L}{\partial G_e} \right)_{\Delta G_e^*=0} \Delta G_e^* + \left(\frac{\partial L}{\partial G_f} \right)_{\Delta G_f=0} \Delta G_f \quad (20)$$

式中: $\Delta G_e^* = \Delta G_e - \Delta Y_e$, ΔY_e 为外挂武器上的升力增量。

利用水平匀速飞行 $\Delta V = 0$ 的条件, 可得与式(6)~(8)类似的表达式, 整理后可得到:

$$\frac{\Delta C_x}{C_x} = \frac{\Delta C_{x0}}{C_x} + 2 \frac{C_{xi} \Delta C_y}{C_x C_y} \quad (21) \quad \Delta G_f + \Delta G_e^* = G_0 \frac{\Delta C_y}{C_y} \quad (22)$$

将式(21)、(22)关系代入式(20), 并考虑到飞行重量越大则对于水平匀速飞行的状态所需的燃油消耗量也越大, 故认为外挂武器重量的增加等价于燃料的减少, 即 $\Delta G_e = -\Delta G_f$, 最后可得:

$$\Delta L = -L \left\{ \frac{\Delta C_{x0}}{C_x} + \left[1 - \frac{2C_{xi}}{C_x} - \frac{G_f}{(G_0 - G_f) \ln \frac{G_0}{(G_0 - G_f)}} \right] \frac{\Delta C_y}{C_y} + \frac{1}{\ln \frac{G_0}{(G_0 - G_f)}} \times \frac{\Delta G_e}{G_0 - G_f} \right\} \quad (23)$$

式(23)即可估算外挂武器后对航程的影响。

2.4 对其它飞行性能参数的影响

利用类似的方法, 还可以导出外挂武器后对最小平飞速度、航时、上升率、升限等基本飞行性能的影响^[5]。例如对升限的影响如下。根据已知的升限公式:

$$H = a \ln \frac{b}{G \sqrt{C_x}} \quad (24)$$

式中: a, b 为常系数, 仅与飞机性能有关, 挂载武器后并不改变。对式(24)式全微分可得:

$$\Delta H = -a \left(\frac{\Delta G}{G} + \frac{\Delta C_x}{2C_x} \right) \quad (25)$$

系数 a 取值为

$$a = \begin{cases} \frac{420 - H^2}{28} & \text{当 } H < 11 \text{ km} \\ 6.35 & \text{当 } H \geq 11 \text{ km} \end{cases} \quad (26)$$

3 计算举例

在某型飞机上挂载4枚近距红外格斗导弹和6枚中距半主动雷达制导导弹,在相应的挂点上有转轴、过渡梁、航空弹射装置和发射装置。飞机本身重量为23 690 kg(含燃油4 800 kg),加挂导弹后,飞机增加的重量可按各型转轴、过渡梁、航空弹射装置和发射装置、导弹的重量求和取得,为2 670 kg。飞机本身的迎面阻力系数相对值为117,外挂物的迎面阻力系数相对值求和为58。

根据式(25)计算升限的变化量,在无外挂武器时升限为 $H = 17.3 \text{ km}$,计算可得 $\Delta H = -2 290 \text{ m}$,即挂载武器后飞机升限降低了2 290 m,其变化百分比为13.24%。通过比较,该结果与实际情况较好的相符。

4 结论

上面提出的评估模型,从简单的关系式出发,通过微分和适当的假设条件,得到线性化的增量表达式,对基本飞行参数的评估简单易行,评估结果具有一定的准确性,该评估方法在工程应用方面具有一定的价值。

通过上面所述的评估模型,我们可以在计算机上分析和综合各种外挂武器配置方案对载机飞行性能的影响,确定外挂武器的最佳配置方案。另外可通过选取不同的外挂方式,如挂架式外挂,贴合式外挂,半埋式外挂和包装式外挂等,在飞机基本性能要求和飞机运载及投放外挂武器要求之间取得平衡。

参考文献:

- [1] 沈仲书,刘亚飞. 弹丸空气动力学[M]. 北京:国防工业出版社,1983.
- [2] 空气动力手册外挂课题组. 外挂对载机气动特性影响的计算方法[M]. 西安:陕西科学技术出版社,2001.
- [3] 陈廷楠,王平军. 应用流体力学[M]. 北京:国际工业出版社,2000.
- [4] 飞机飞行性能计算手册[M]. 西安:飞行力学杂志社,1987.
- [5] 陈一坚. 中国新一代超音速歼击轰炸机——“飞豹”[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2001,2(5):1-3.

(编辑:姚树峰)

Analysis of the Effect of External Stores on Aircraft Flight Performance

NIE Guang - shu, WEI Xian - zhi, WANG Yong

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: This paper puts forward a simple yet effective method of evaluating the effect of external stores on aircraft flight performance. First the general model and the basic principle are presented for the evaluation, then the directional evaluation for analyzing the effect of external stores on aircraft maximum speed of level flight, flying range and aerodynamic coefficients, etc. is provided, finally the mathematical model for evaluating the performance parameter is obtained and the ceiling increment is calculated by using the mathematic model.

Key words: external stores; flight performance; evaluating model.