

某型导弹发射装置平衡机的改装设计

程永强^{1,2}, 韩勇³, 仝兆景¹, 王浩², 任卫华²

(1. 西北工业大学 航海学院, 西安 710072; 2. 空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051;

3. 空军第一航空学院, 河南 信阳 464000)

摘要: 根据某试飞器发射装置改装方案, 在对平衡机工作原理研究的基础上对某型导弹发射装置平衡机进行了改装设计; 根据平衡机的设计原则, 分析了平衡机的工作原理, 计算了带弹和不带弹定向器的重量力矩, 由此进行了平衡机的弹簧结构参数和平衡性能参数计算; 通过对平衡力矩曲线和高低机负载曲线进行分析讨论, 文章设计的方案中, 平衡机的平衡力矩曲线与理想情况相符, 切不平衡力矩曲线变化较为平缓, 设计结果符合方案要求, 且改装工作量小。

关键词: 平衡机; 改装设计; 平衡力矩

Modified Design of a Certain Missile Launcher Balancer

Cheng Yongqiang^{1,2}, Han Yong³, Tong Zhaojing¹, Wang Jie², Ren Weihua²

(1. School of Marine Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. School of Air and Missile Defense, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

3. The first Aeronautical Institute of Air Force, Xinyang 464000, China)

Abstract: According to the scheme of a certain test vehicle, a certain missile launcher balancer is modified designed. Concerning the principle of balancer design, weight moment of directional device with missiles and without missiles is calculated. Thus the balancer spring structure parameters and balance calculation of performance parameters are calculated. Analysis and discussion on balance torque curve and the height of machine load curve show that the design results meet the requirements, and the modified workload.

Key words: balancer; design of refitting; counterpoise torque

0 引言

采用倾斜发射方式的导弹发射装置定向器通过耳轴和高低机安装在托架上, 瞄准时定向器在高低机的驱动下绕耳轴转动至设定高低角。在发射装置总体设计时为了防止定向器和导弹尾部在最大射角情况下与发射车底盘干涉, 耳轴一般都设置在定向器的尾部, 远离定向器的重心, 这样定向器成为了一个以耳轴为支点的悬臂梁。定向器的重量或者定向器与其上安装的导弹的总重量相对耳轴会产生一个力矩, 且力矩大小随着高低角的变化有很大改变, 此力矩常称为不平衡力矩^[1], 是瞄准过程中高低机的主要负载。倾斜发射装置通常设置平衡机以减小此不平衡力矩。因此, 平衡机的性能对导弹发射装置有重要影响。

某试飞器总体方案设计中采用对某型导弹发射装置进行改装设计来用于飞行演示平台的发射要求。由于试飞器及其助推火箭的与某型导弹的几何尺寸、质量、重心位置等都有一定的差别, 所以需要发射装置的平衡机进行重新设计。

1 平衡机的设计原则

确定平衡机的结构型式和平衡力矩是平衡机设计工作的重要工作。首先要选择平衡机的结构型式, 确定其在发射装置中的安装位置, 然后设计平衡力矩曲线和弹簧参数, 设计弹簧及

其他机构的结构尺^[2]。

(1) 平衡机结构型式的选择: 在平衡机设计时, 优先选择弹簧式平衡机。但也可根据所设计的平衡机将要服务的装备的性能指标、工作环境等因素确定平衡机具体的结构型式。如果要求平衡机进行大扭角的转动, 不适合选用扭杆式的平衡机; 如果装备是在气温变化较大的自然环境中工作, 则不适合选用气体式平衡机。

(2) 确定平衡力矩的大小和变化规律: 确定平衡力矩主要问题是解决平衡与不平衡间的矛盾, 保证平衡性能好。重力矩造成定向器不平衡, 而平衡力矩则促使定向器趋于平衡, 确定平衡力矩就是要使两者在平衡机中统一起来。

现有结构型式的平衡机一般根据这两个原则来确定平衡力矩。

原则一: 使最大不平衡力矩最小。由于有导弹或无导弹时定向器的重力矩不同, 相差较大, 即使在发射装置中设置了平衡机以后, 不平衡力矩仍然是存在的, 所以设计时只能使不平衡力矩最小。

原则二: 尽量使定向器上装有导弹时的不平衡力矩随高低角的变化改变的小。

根据第一个原则只能确定一个高低角时的平衡力矩, 而根据第二个原则就可确定平衡力矩随高低角的变化规律。满足第二个原则后, 即任一高低角时的平衡力矩等于该角度时定向器上有导弹时的重力矩减去最大不平衡力矩, 可以使定向器上装有导弹时高低瞄准的载荷变化小, 工作平稳。

收稿日期: 2014-01-14; 修回日期: 2014-02-25。

基金项目: 航空科学基金(20120196006)。

作者简介: 程永强(1980-), 男, 讲师, 博士生, 主要从事防空武器优化设计方向的研究。

2 平衡机的改装设计

2.1 平衡机结构型式的选择

根据试飞器发射装置改装设计方案, 试飞器发射装置仍采用两个并联的拉式弹簧平衡机, 平衡机的结构结构见图 1。

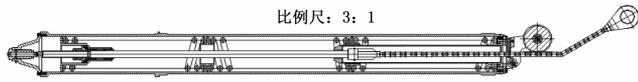


图 1 平衡机的结构图

2.2 平衡力矩的确定

平衡机的工作原理如图 2 所示^[2-3]。

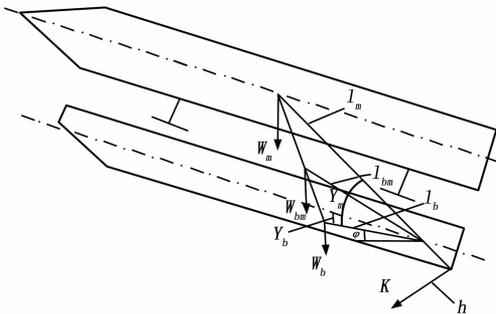


图 2 平衡机的工作原理图

由图 2 可知, 定向器上有导弹 (这里的导弹实际为试飞器及其火箭, 为习惯, 仍称其为导弹, 后文同) 时的重力矩 M_{lm} 为:

$$M_{lm} = W_b l_b \cos(\varphi + \gamma_b) + W_m l_m \cos(\varphi + \gamma_m) = M_b + M_m = W_{lm} l_{lm} \cos(\varphi + \gamma_{lm})$$

定向器无导弹时, 重力矩为 M_b 为:

$$M_b = W_b l_b \cos(\varphi + \gamma_b)$$

式中, W_b 、 W_m 为定向器、导弹的重量; W_{lm} 为定向器和导弹的合成重量; l_b 、 l_m 为定向器、导弹的重心至耳轴中心的距离; l_{lm} 为定向器和导弹的合成重心至耳轴的距离; γ_b 、 γ_m 、 γ_{lm} 为线段与定向器轴线的夹角; 通常称为结构角; φ 为定向器的高低角。

平衡机作用在定向器上的力 K 对定向器耳轴的力矩叫平衡力矩, 其值为:

$$M_{eq} = Kh$$

式中, h 为平衡机平衡力 K 的作用线到耳轴中心的距离。

由于平衡力矩的作用, 最终作用在定向器上的合成力矩叫不平衡力矩, 其值为:

$$\Delta M_{lm} = M_{lm} - M_{eq}$$

$$\text{或} \quad \Delta M_b = M_b - M_{eq}$$

式中, ΔM_{lm} 为定向器上有导弹时的不平衡力矩; ΔM_b 为定向器上无导弹时的不平衡力矩。

2.3 弹簧参数的确定

某型导弹发射装置采用的是两个相同的弹簧并联的平衡机, 拉式弹簧平衡机的结构原理如图 3 所示。

图 3 中, C 为 \overline{AB} 的距离; O 为耳轴中心; A 为平衡机滚轮的支撑点; B 为在高低机齿弧上的铰接点。

平衡力矩 M_{eq} 等于两个弹簧力 K 对耳轴的垂直距离 h 的乘积, 即

$$M_{eq} = 2Kh$$

弹簧力 K 值的大小随弹簧刚度和压缩量变化关系为:

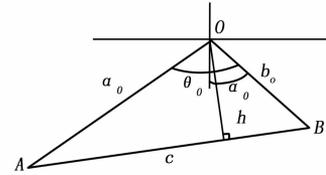


图 3 拉式弹簧平衡机的结构原理图

$$K = C_b \frac{f}{n}$$

式中, C_b 为弹簧刚度; f 为弹簧总压量; n 为串联弹簧数量。

$$\text{即} \quad M_{eq} = 2Kh = 2C_b \frac{f}{n} h$$

弹簧总压缩量 f 值随射角 φ 增大而减小, 当高低射角 $\varphi = \varphi_{\max}$ 时 $f = f_0$, f_0 为弹簧的预压量。

$$f = (C - C_{\min}) + f_0$$

当 φ 值增大时 C 值减小, 当 $\varphi = \varphi_{\max}$ 时 $C = C_{\min}$ 。B 点随 φ 角而移动, 则

$$C = \sqrt{a_0^2 + b_0^2 - 2a_0 b_0 \cos(\theta_0 - \omega)}$$

平衡力臂 h 值的变化, 求得, 即

$$h = a_0 \sin \beta = a_0 \sin(\arccos \frac{a^2 + c^2 - b_0^2}{2a_0 c}) = \frac{a_0 b_0 \sin(\theta_0 - \omega)}{\sqrt{a_0^2 + b_0^2 - 2a_0 b_0 \cos(\theta_0 - \omega)}}$$

3 计算结果分析

3.1 弹簧刚度值的计算

当已知某型导弹发射装置的定向器和导弹的有关数据后, 根据上述关系式可计算出其平衡机的性能参数。其有关数据如下:

$W_m = 2\,960.01 \text{ kg}$; $W_b = 4\,763.78 \text{ kg}$; $l_m = 5.726 \text{ m}$; $l_b = 2.892 \text{ m}$; $r_m = 6.8^\circ$; $r_b = 0^\circ$; $\varphi = 0 \sim 90^\circ$ 。

由前面可以推出:

$$M_{eq} = 2C_b \frac{f}{n} h = 2C_b \frac{f}{n} \cdot$$

$$\frac{a_0 b_0 \sin(\theta_0 - \omega)}{\sqrt{a_0^2 + b_0^2 - 2a_0 b_0 \cos(\theta_0 - \omega)}}$$

$$\text{即} \quad C_b = \frac{3M_{eq} \sqrt{a_0^2 + b_0^2 - 2a_0 b_0 \cos(\theta_0 - \omega)}}{2a_0 b_0 \sin(\theta_0 - \omega) (C - C_{\min} + f_0)}$$

根据平衡机设计第二个原则, 有: $M'_{eq} = M_b + \frac{1}{2} M_m$

其中: M'_{eq} 为理想平衡力矩。

当已知: $a_0 = 1\,220 \text{ mm}$; $b_0 = 600 \text{ mm}$; $C_{\min} = 611 \text{ mm}$; $\theta_0 = 87^\circ$; $\varphi = 0 \sim 90^\circ$; 串联弹簧数 $n = 3$; $f_0 = 110 \text{ mm}$ 。

$$C_b = \min \left\{ \frac{3M'_{eq}}{2h(C - C_{\min} + f_0)} \right\} = 704\,750 \text{ N/m}$$

根据上述有关数据, 可计算出 $M_{lm} - \varphi$ 和 $M_m - \varphi$ 等有关数值, 列于表 1。

3.2 平衡弹簧结构参数的计算

在对弹簧刚度系数的计算中, 对于矩形断面弹簧 ($4/3 \leq b/a \leq 3$ 时) 可按下式计算 C_b , 即

$$C_b = \frac{4\eta b G}{\pi D_{cp}^3 n} = 704\,750 \text{ N/m}$$

式中, G 为弹簧钢的剪切弹性系数; a 为弹簧条高度; b 为弹簧条宽度; D_{cp} 为弹簧平均直径; n 为弹簧有效圈数; η 为系数 ($\eta = 0.916 \sim 0.263$)。

表 1 $M_b - \varphi, M_m - \varphi, M_{lm} - \varphi$ 等关系值

射角		0°	10°	30°	50°	70°	90°
公式(单位)							
$M_m = W_m l_m \cos(\varphi + \gamma_m)$	N·m	168 300	162 260	135 720	92 810	38 700	-20 070
$M_b = W_b l_b \cos(\varphi + \gamma_b)$	N·m	137 770	135 680	119 310	88 560	47 120	0
$M_{lm} = M_b + M_m$	N·m	306 070	297 930	255 030	181 360	85 820	-20 070
$M_{eq} = 2Kh$	N·m	221 920	207 040	155 920	88 690	29 820	-4 360
$M'_{eq} = M_b + \frac{1}{2}M_m$	N·m	221 920	216 800	187 170	134 960	66 470	-10 030
C_b	N/m	704 750	704 750	704 750	704 750	704 750	704 750
$C = \sqrt{a_0^2 + b_0^2 - 2a_0 b_0 \cos(\theta_0 - \omega)}$	m	1.331	1.233	1.025	0.824	0.670	0.622
$h = \frac{a_0 b_0 \sin(\theta_0 - \omega)}{\sqrt{a_0^2 + b_0^2 - 2a_0 b_0 \cos(\theta_0 - \omega)}}$	m	0.549	0.579	0.599	0.535	0.320	0
$\Delta M_{lm} = M_{lm} - M_{eq}$	N·m	84 150	90 890	99 110	92 680	56 000	-15 710
$\Delta M_b = M_{eq} - M_b$	N·m	84 150	71 370	36 610	130	-17 300	-4 360

可得弹簧结构参数: 弹簧高度 $H = l_0 = 827$ mm 时, 弹簧展开长度 $L = 7\ 200$ mm, 宽度 $b = 30$ mm, 有效圈数 16, 总圈数 18, 预压量 $f_0 = 0.581$ m, 其张力 $P_3 = 62\ 931$ N, 材料应力 $\sigma_e = 981$ (N/mm²), 检验样柱直径 $D_c = 96$ mm, 弹簧张力 $P = 56\ 603$ N, 检验样圈直径 $D_d = 163A_5$ (mm), 当压缩到 425 mm 时, 保持时间 $t = 48$ h, 剪切系数 $G = 78\ 480$ (N/mm²), 弹簧材料取 70Si₂MnA 优质弹簧钢, 淬火硬度 HRC 45~51, 磷化涂漆。

3.3 结果分析

根据上述计算, 可绘出平衡机的平衡性能曲线如图 4 所示。

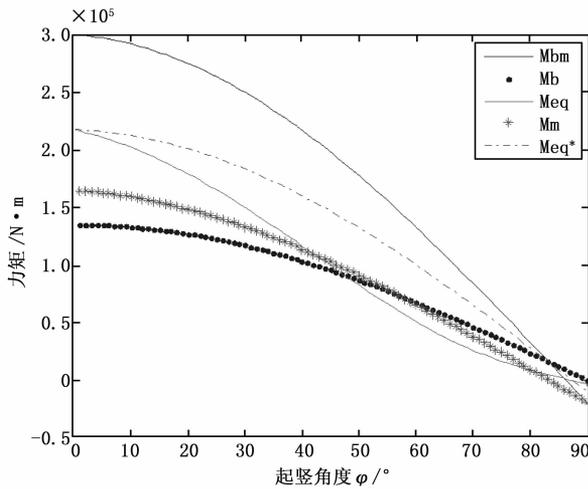


图 4 平衡机的平衡性能曲线

高低机的负载为 $M_{lm} - M_{eq}$ 、 $M_{eq} - M_b$ 两个不平衡力矩, 随定向器的高低角 φ 的变化曲线如图 5 所示。

从图中可以看到:

(1) 平衡机的平衡性能较为合理, 图 4 中的平衡力矩曲线 M_{eq} 与理想的平衡力矩曲线 $M_{eq\ prime}$ 比较接近, 均随高低角 φ 的增大而减小, 在大负载段 $0^\circ \sim 50^\circ$ 区间内平衡力矩曲线 M_{eq} 处于 M_b 和 M_{lm} 之间^[4]。

(2) 从图 5 中可以看出, 最大不平衡力矩为 $10\ 000$ N·m, 为最大重力矩 $306\ 070$ N·m 的 32.7%, 起到了平衡的作用, 且在 $0^\circ \sim 60^\circ$ 的主要工作区间内 $M_{lm} - M_{eq}$ 值变化较小, 即

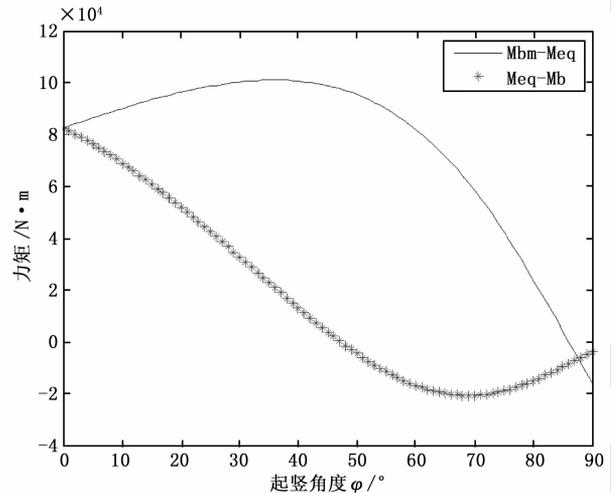


图 5 高低机的负载曲线

此时带弹俯仰运动的高低机的负载平均为 $90\ 000$ N·m, 波动值约为 $8\ 000$ N·m, 即这种情况下高低机瞄准时负载变化小, 动态误差小, 可以提高发射精度, 且对高低机的寿命也有利。

(3) 从图 5 中可以看出, 在 $60^\circ \sim 90^\circ$ 的高低角区间内, 不平衡力矩曲线急剧下降, 即高低机的负载很小, 这也对高低机的工作有利。

4 结束语

平衡机是某飞行器发射装置中的重要组成部分, 它对于飞行器的稳定发射具有重要意义。本文对于该飞行器发射装置的平衡机改装设计的平衡性能可以满足总体要求, 且改装的工作量小, 对新型发射装置设计具有借鉴和推广价值。

参考文献:

[1] 姚昌仁, 张波. 火箭导弹发射装置设计 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1998.
 [2] 李喜仁, 姚翊云, 李海锋. 防空导弹发射装置设计 [M]. 北京: 宇航出版社, 1996.
 [3] 毛保全, 邵毅. 火炮自动武器优化设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
 [4] 石作维, 居刚等. 基于 Hyperworks 的平衡轴支架拓扑优化设计 [J]. 计算机测量与控制, 2009, 17 (1): 78-79, 82.