

某型旋转制导炸弹自旋频率设计

段明宽, 郭鸿武

(国防科技大学 机电工程与自动化学院, 长沙 410072)

摘要: 提出了将旋转导弹单通道控制原理应用于制导炸弹控制系统设计的构想, 并对旋转制导炸弹自旋频率设计进行了初步的探索。主要结合制导炸弹的运动特性, 通过分析影响自旋频率设计的主要因素, 给出了自旋频率的设计原则: 避免产生滚转共振, 在飞行过程中保持动态稳定和考虑继电器式舵机的换向频率。在此基础上, 以某旋转制导炸弹为例, 计算了其动力系数、固有频率, 最后得出了满足设计要求的自旋频率上限和下限。该设计方法也可应用于再入旋转机动弹头的自旋频率设计。

关键词: 自旋频率; 制导炸弹; 旋转炸弹

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A **文章编号:** 2095-8110(2015)05-0009-05

Design of Self-spin Frequency for Rotating Guided Bomb

DUAN Ming-kuan, GUO Hong-wu

(The Institute of Electromechanical Engineering and Automation,
National University of Defense Technology, Changsha 410072, China)

Abstract: In this paper, the principle of the single channel control of rotating missile is applied to the design of the control system in guided bomb, and the self-spin frequency for rotating guided bomb is designed. By analyzing the main influencing factors on self-spin frequency design combine with the characteristics of guided-bomb movement, the design principles are given in this paper: avoiding roll resonance, maintaining dynamic stability during the process of flight and considering the reversing frequency of the relay control actuator. On this basis, this paper takes a rotating guided bomb as an example of designing self-spin frequency, calculating its dynamic coefficient, natural frequency and giving its self-spin frequency of upper and lower limits finally. The method in this paper can also be used in designing the self-spin frequency of the reentry rotating maneuvering warhead.

Key words: Self-spin frequency; Guided bomb; Rotating bomb

0 引言

20 世纪 60 年代, 战术导弹家族中出现了一种旋转导弹, 它后来被广泛地应用到各型反坦克导弹以及防空导弹上。旋转反坦克导弹的典型代表型号有: 美国的“标枪”反坦克导弹, 俄国的“短号”反坦克导弹, 英、法、德三国联合研制的“崔格特”反坦克导弹等^[1]。防空导弹的典型代表

有: 美国的“Stinger”系列导弹, 美、德联合研制的“拉姆”舰空导弹 (RAM) 以及俄罗斯研制的“IGLA”系列导弹等^[2]。这类导弹通过使弹体绕其纵轴旋转, 达到简化控制系统设计, 稳定弹体飞行状态, 提高抗外界扰动能力和射向精度的目的^[3-4]。

从公开的文献资料来看, 目前旋转导弹的研究对象主要是反坦克导弹和防空导弹, 将单通道

收稿日期: 2015 - 04 - 02; 修订日期: 2015 - 05 - 18。

作者简介: 段明宽 (1985 -), 男, 硕士研究生, 研究方向为精确制导与控制。

控制原理应用于制导炸弹的相关研究文献较少。目前制导炸弹的控制方式主要为侧滑转弯 (STT) 和倾斜转弯 (BTT) 两种控制方式^[5-6]。其中 STT 控制方式较为成熟, 工程设计和应用都比较广泛, 但是与 BTT 控制方式相比, 其气动效率较低, 机动性能不够好。虽然 BTT 控制技术相对 STT 控制技术具有很多优越性, 但是限于当前的技术水平, 尚不能完全取代 STT 控制技术^[7]。而旋转导弹具有抗外界干扰能力强、射向精度高、控制系统比非旋转导弹简单的优点, 其可靠性也可以大大增强, 系统总成本则大幅下降^[4]。因此, 本文设想在普通航空炸弹上安装斜置弹翼, 使炸弹在投放后产生自旋, 将旋转弹单通道控制原理应用于制导炸弹的控制系统设计中, 提高控制效率和打击精度, 进一步降低制导炸弹生产成本, 提高作战效费比。

要实现旋转炸弹的单通道控制, 就必须选择合适的自旋频率。文献[8]主要通过求解自旋导弹弹体运动的复数状态方程, 然后分析不同的自旋角速度对运动的稳态性能和动态过程的影响, 最后得出在合理范围内的自旋角速度。文献[9-10]分别通过分析旋转导弹弹体的频率特性和动态稳定性, 得出了旋转导弹的动态稳定区及自旋速度范围的确定原则。

本文在前述文献对旋转弹自旋频率 (角速度) 的研究基础上, 将旋转弹单通道控制原理应用于制导炸弹的控制系统设计中, 对其自旋频率设计进行了初步的探索。主要结合制导炸弹的运动特性, 通过分析影响自旋频率设计的主要因素, 给出了自旋频率的设计原则, 最后针对某型旋转制导炸弹, 计算了其满足上述要求的自旋频率的范围。

1 影响旋转制导炸弹自旋频率设计的因素

影响旋转制导炸弹自旋频率设计的因素非常多, 并且有些影响因素之间存在相互影响, 甚至相互矛盾的关系, 因此需要综合考虑各种影响因素。下面列出了影响旋转制导炸弹自旋频率设计的一些主要因素。

1.1 制导炸弹的固有频率

因为旋转弹的控制力频率和单体旋转频率是

相同的, 所以当自旋频率和固有频率接近或相同时, 弹体就会发生共振, 对弹体的结构产生破坏。经验表明, 旋转导弹的自旋频率必须超过弹体的固有频率, 如“赛格”反坦克导弹, 其弹体固有频率为 $1 \sim 2.5\text{Hz}$, 而其常温自旋频率则为 $8 \sim 9\text{Hz}$ ^[10]。

1.2 滚转共振

旋转炸弹投放后, 当自旋频率接近或者等于气动俯仰频率时, 就会出现“滚转共振”现象, 甚至出现“共振联锁”现象, 就极有可能导致配平攻角急剧增长, 弹体横向过载超过许用值而使弹体受到破坏^[11]。

1.3 舵机换向频率

如果旋转炸弹自旋频率过大, 就会对操纵机构换向的快速性提出了很高的要求, 导致操纵机构换向频率过大, 加大了部件的磨损, 又或者会造成操纵机构来不及换向, 使舵机不能很好地执行控制指令, 进而使再入弹头控制性能变差。

此外, 由于弹体旋转产生的马格努斯效应, 俯仰和偏航运动相互耦合, 输入误差信号频率等也会影响到自旋频率的设计。因此在对旋转弹头的自旋频率进行设计时, 应综合考虑以上各种因素。

2 旋转制导炸弹自旋频率的设计原则

2.1 避免产生滚转共振

文献[11]表明, 当旋转炸弹自旋频率 ω_x 与气动俯仰频率 ω_A 接近或者相等时, 就会发生滚转共振; 共振发生后, 如果两者的变化趋势在较长时间内几乎相同, 就会发生“共振联锁”, 有可能导致配平攻角急剧增长, 横向载荷过大而使炸弹受到破坏。

设 λ 为自旋比, 令

$$\lambda = \frac{\omega_x}{\omega_A} \quad (1)$$

由文献[11]知, 设

$$Z = \lambda\mu + i(\lambda^2 - 1) \quad (2)$$

其中 i 为虚数单位, μ 为阻尼项。

配平攻角放大系数 A 为

$$A = [(1 - \lambda^2)^2 + (\lambda\mu)^2]^{-\frac{1}{2}} \quad (3)$$

相对于无滚配平角的滞后角 $\Delta\psi$ 是复数 Z 的实部与虚部的四象限反正切值, 在 matlab 中, 其计算方法为

$$\Delta\psi = \alpha \tan 2(\text{imag}(Z), \text{real}(Z)) \quad (4)$$

下面分析自旋比 λ 对 A 和 $\Delta\psi$ 的影响。在式 (3) 和式 (4) 中针对不同的 μ , 可以得出 A 和 $\Delta\psi$ 随自旋比 λ 的变化曲线如图 1 所示。

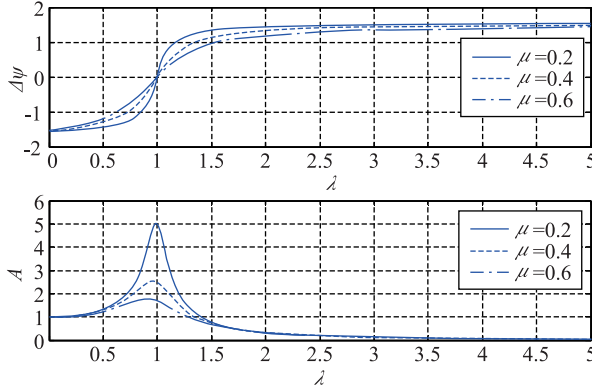


图 1 自旋比 λ 对 $\Delta\psi$ 和 A 的影响曲线

Fig. 1 The influencing curves of λ on $\Delta\psi$ and A

由图 1 可知, 当自旋比 λ 在 0 和 2 之间时, A 和 $\Delta\psi$ 的变化较为剧烈; 当自旋比 λ 大于 2 时, λ 的继续增大对 A 和 $\Delta\psi$ 的影响变化不大。

2.2 旋转制导炸弹的动态稳定区

由文献 [9, 12] 中可知, 炸弹的固有角频率为

$$\omega_c = \sqrt{-(a_{24} + a_{22}a_{34})} \quad (5)$$

其中, a_{22} 为炸弹的空气动力阻尼系数, a_{24} 为炸弹的恢复动力系数, a_{34} 为炸弹的法向动力系数, 计算公式为:

$$a_{22} = -\frac{M_z^{\omega_z}}{J_z} = -\frac{1}{2} \frac{m_z^{\omega_z} \rho V^2 SL}{J_z} \quad (6)$$

$$a_{24} = -\frac{M_z^\alpha}{J_z} = -\frac{1}{2} \frac{m_z^\alpha \rho V^2 SL}{J_z} \quad (7)$$

$$a_{34} = \frac{Y^\alpha}{mV} = \frac{1}{2} \frac{\rho VC_y^\alpha S}{m} \quad (8)$$

其中, $m_z^{\omega_z}$ 为俯仰力矩系数 m_z 对俯仰角速度 ω_z 的偏导数; ρ 为大气密度, V 为炸弹质心运动速度, S 为气动参考面积, L 为炸弹参考长度, m 为炸弹的质量; m_z^α 为静稳定性 (恢复) 力矩系数, 是俯仰力矩系数 m_z 对攻角 α 的偏导数; C_y^α 是升力系数 C_y 对攻角 α 的偏导数; J_x, J_y, J_z 分别为绕 X

轴、 Y 轴和 Z 轴的转动惯量。

为保证其投放后滑行过程中的动态稳定性, 应满足^[10]

$$\omega_c - \omega_x \sqrt{\left[\frac{-m_z^{\beta\omega_x} q SL}{(a_{34} - a_{22})J_z} - \frac{J_x(a_{34} + a_{22})}{2J_z(a_{34} - a_{22})} \right]^2 - \left(\frac{J_x}{2J_z} \right)^2} > 0 \quad (9)$$

其中, q 为动压。令

$$C = \sqrt{\left[\frac{-m_z^{\beta\omega_x} q SL}{(a_{34} - a_{22})J_z} - \frac{J_x(a_{34} + a_{22})}{2J_z(a_{34} - a_{22})} \right]^2 - \left(\frac{J_x}{2J_z} \right)^2} \quad (10)$$

若炸弹的有关结构参数已定, 炸弹依靠斜置弹翼来获得并维持其自旋角速度 ω_x 时, 系数 m_z^β 可近似看做是 ω_x 的线性函数^[10], 因此可以认定 C 为一个常数, 称为稳定边界常数, 于是式 (9) 可以写为

$$\omega_c - C\omega_x > 0 \quad (11)$$

令 f_c 为炸弹的固有频率, f_x 为炸弹的自旋频率, 单位均为 Hz, 且

$$f_c = \frac{\omega_c}{2\pi} \quad (12)$$

$$f_x = \frac{\omega_x}{2\pi} \quad (13)$$

则式 (11) 可变换为

$$f_c - Cf_x > 0 \quad (14)$$

式 (14) 是一个线性不等式, 由此可知, 若炸弹的自旋频率 f_x 大于一定值时, 则会产生动不稳定, 因此可以利用式 (14) 确定炸弹在投放后滑行过程中, 使其保持动态稳定的自旋频率的上限。

3 某旋转制导炸弹自旋频率设计

由文献 [11] 可知, 气动俯仰频率 ω_A 的计算公式为

$$\omega_A = \left(\frac{1}{2} \frac{\rho C_y^\alpha V^2 SL}{J - J_x} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (15)$$

由式 (1) 和式 (15), 令

$$\omega_{x\min} = \lambda \left(\frac{1}{2} \frac{\rho C_y^\alpha V^2 SL}{J - J_x} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (16)$$

其中, $J = J_y = J_z \gg J_x$, 由 2.1 节知 λ 的值应大于 2。

由式 (14), 令

$$f_{x\max} = \frac{f_c}{C} \quad (17)$$

$$f_{x\min} = \frac{\omega_{x\min}}{2\pi} \quad (18)$$

以某旋转制导炸弹为例, 弹体质量为 280kg, 初始速度为 200m/s, 投放高度为 8000m。从已有的气动力数据可以得到动力系数, 如图 2 所示。

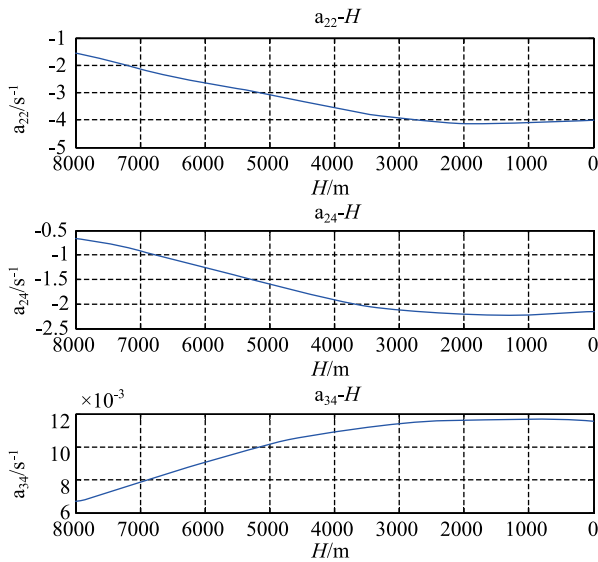


图 2 动力系数随高度的变化曲线

Fig. 2 The curves of power coefficient varying with height

利用式 (5)、式 (10) 和式 (12) 可以得到旋转制导炸弹的固有频率 f_c 和稳定边界常数 c , 如图 3 所示。

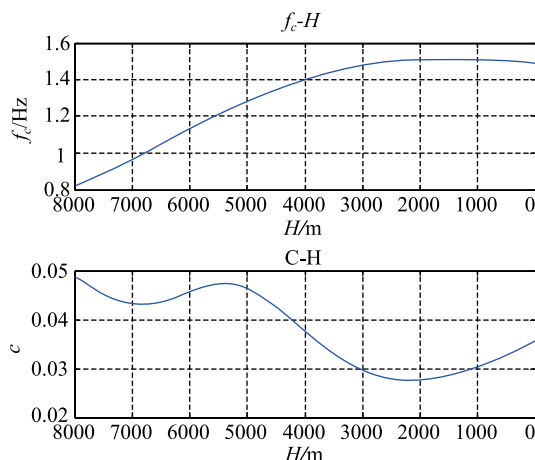


图 3 固有频率 f_c 和常数 c 随高度的变化曲线

Fig. 3 The curves of the natural frequency f_c and the constant c varying with height

由式 (12)、式 (16)、式 (17) 和式 (18) 可得到如图 4 所示的某旋转制导炸弹自旋频率的上、下限 $f_{x\min}$ 和 $f_{x\max}$ 的变化曲线。

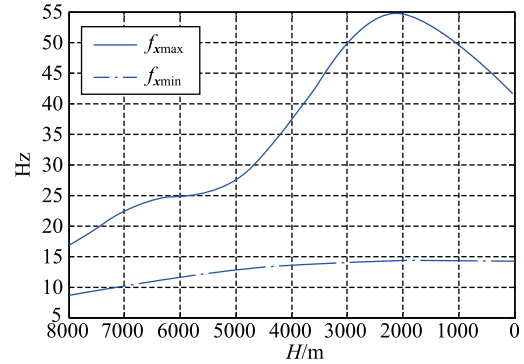


图 4 某旋转制导炸弹自旋频率上下限

Fig. 4 The upper and lower limits of self-spin frequency of a certain rotating guided bomb

由图 3 可知, 此制导炸弹的固有频率约为 0.8 ~ 1.5Hz 之间。按照旋转制导炸弹自旋频率的设计原则, 由图 4 可知此旋转制导炸弹的初始自旋频率设计为 8~17Hz 之间, 随着弹头的飞行, 速度逐渐增大, 其自旋频率会逐渐的增大, 但是最小不得超过 15Hz, 最大不得超过 54Hz。现有的防空导弹继电式舵机一般就可以满足本文的设计需求, 如“箭-2M”的舵机舵面由 -15° 转到 $+15^\circ$ 需时为 4~5ms, 舵机延迟时间小于 4ms, 其换向频率可达 56~63Hz, 显然能够满足本文的设计需求^[13]。

4 结束语

本文给出了影响旋转制导炸弹自旋频率设计的主要因素, 同时给出了自旋频率的设计原则, 最后以某旋转制导炸弹为例进行自旋频率设计, 计算了其动力系数、固有频率, 最后得出了其自旋频率的上限和下限, 炸弹模拟飞行试验表明, 该设计较为合理。本文所采用的设计方法也可应用于再入旋转机动弹头的自旋频率设计。

参考文献

- [1] 王狂飙. 旋转制导炸弹技术及应用[J]. 弹箭与制导学报, 2002, 22 (3): 28-31.
- [2] 张平峰, 周志超. 鸭式布局旋转制导炸弹气动特性研究[J]. 上海航天, 2013, 30 (3): 45-49.
- [3] 郑新, 傅维贤, 赵民. 滚转弹道导弹运动规律与控制研究综述[J]. 航天控制, 2011.2, 29 (1): 93-98.

- [4] 李惠芝, 成楚之. 旋转导弹的气动布局[J]. 战术导弹技术, 1989. 9, (3): 4-10.
- [5] 李昕. 制导炸弹制导控制技术研究[D]. 知网硕博论文库, 2009.
- [6] 郭正勇. BTT 滑翔增程制导炸弹制导控制系统的设计与仿真[D]. 知网硕博论文库, 2010.
- [7] 赵靖男, 赵兴锋, 郑志强. BTT 导弹的发展现状与趋势[J]. 飞航导弹, 2006, (10): 37-39, 43.
- [8] 汪树和. 自旋导弹弹体自旋角速度的确定[J]. 船工学报, 1980, (2): 15-29.
- [9] 张有济. 战术导弹飞行力学设计(下)[M]. 北京: 宇航出版社, 1998: 389-396.
- [10] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2012: 255-263.
- [11] 王国雄, 马鹏飞. 弹头技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1993: 338-357.
- [12] 张有济. 战术导弹飞行力学设计(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1998: 196-198.
- [13] 叶尧卿. 便携式红外寻的防空导弹设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1996: 134-136.