

一种无后坐炮涡轮尾翼弹转速分析

张陈曦, 何永, 吴胜权, 周君涛, 蒋潇蓉, 郁家耀

(南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)

摘要:通过建立某滑膛式无后坐炮内弹道方程并结合库塔-儒可夫斯基公式和半封闭弹道原理,得到了涡轮尾翼弹转速公式和弹后半封闭空间火药气流的各位置速度。实验结果表明,理论推导的弹丸炮口转速与实验数据较为接近,可供涡轮尾翼弹优化弹丸转速参考。

关键词:无后坐炮;涡轮尾翼弹;弹丸转速;库塔-儒可夫斯基公式;半封闭弹道

本文引用格式:张陈曦,何永,吴胜权,等.一种无后坐炮涡轮尾翼弹转速分析[J].兵器装备工程学报,2019,40(3):61-64.

Citation format:ZHANG Chenxi, HE Yong, WU Shengquan, et al. Revolving Speed Analysis of Turbine Empennage Projectile Applied in a Recoilless Gun[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40(3): 61-64.

中图分类号:TJ32 **文献标识码:**A **文章编号:**2096-2304(2019)03-0061-04

Revolving Speed Analysis of Turbine Empennage Projectile Applied in a Recoilless Gun

ZHANG Chenxi, HE Yong, WU Shengquan, ZHOU Juntao, JIANG Xiaorong, YU Jiayao

(School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: This paper established the interior ballistic equation of the recoilless gun. According to the above equation, Kutta-Joukowski theorem and semi-closed ballistics theory, we get the revolving speed formula of turbine empennage projectile and the velocity law of gunpowder airflow in semi-closed each location. After experimental verification, the theoretical derivation projectile revolving speed is close to the experimental data and can be used as a reference for designing and optimizing turbine empennage projectile.

Key words: recoilless gun; turbine empennage projectile; revolving speed of projectile; Kutta-Joukowski theorem; semi-closed ballistics

无后坐炮是一种特殊火炮,利用射击过程中火药燃气经炮尾喷管的反作用来消除炮身的后坐,是一种良好的单兵作战武器。李春雷等^[1]介绍了瑞典古斯塔夫无后坐炮弹药的结构原理和性能特点;肖剑等^[2]对古斯塔夫无后坐炮几种弹药引信做了详细比较;吴胜权等^[3]基于混合装药建立了无后坐炮的内弹道模型并对内弹道性能进行测试。

本文研究的是某滑膛式无后坐炮的弹丸转速。在使用如增程破甲弹这种发射速度较高的弹丸时,为满足弹丸飞行稳定性要求,常使用张开式的尾翼结构^[4]。为使折叠的尾翼在出炮口后张开到位,需对弹丸附加一定的转速。涡轮尾翼弹弹尾处的涡轮可以利用无后坐炮后喷气体的作用力,赋予

弹丸相对膛线炮较低的转速,既使尾翼受转动的离心力张开,又增强了弹丸的破甲伤害。故需对弹丸转速规律进行分析,优化弹丸转速。

1 无后坐炮内弹道模型

假设火药燃烧服从几何燃烧定律;火药的燃烧速度与压力成指数函数关系;膛压采用平均压力;在射击起始阶段,喷口打开压力和弹丸的起动力相等;在射击过程中没有未燃完的火药随火药气体从喷口喷出;在整个射击过程,火药气体的成分始终保持不变。

收稿日期:2018-09-25;修回日期:2018-11-02

基金项目:武器装备预先研究项目(301070505)

作者简介:张陈曦(1993—),男,硕士研究生,主要从事火炮结构分析研究。

通讯作者:何永(1968—),男,副研究员,博士,主要从事火炮总体设计研究。

基于以上假设,本文研究的无后坐炮内弹道方程组共包括几何燃烧定律、燃烧速度方程、弹丸运动方程、弹丸行程方程、气体流量方程、气体状态方程和能量平衡方程^[5-7],表达式为:

$$\begin{cases} \frac{d\psi}{dt} = \chi \frac{dz}{dt} + 2\chi\zeta z \frac{dz}{dt} \\ \frac{dz}{dt} = \frac{u_1 P}{e_1} \\ \frac{dv}{dt} = \frac{SP}{\varphi_1 m} \\ \frac{d\xi}{dt} = v \\ \frac{d\eta}{dt} = \frac{\varphi_2 k_0 S_j P}{a \sqrt{\tau \sigma}} \\ SP(\xi + \xi_\psi) = \sigma a \tau (\psi - \eta) \\ \frac{d\tau}{dt} = \frac{1}{\psi - \eta} \left[(1 - \tau) \frac{d\psi}{dt} - \frac{\theta \varphi_1 m v}{\sigma a} \cdot \frac{dv}{dt} - \theta \tau \frac{d\eta}{dt} \right] \end{cases} \quad (1)$$

其中: $k_0 = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{k}$;

$$\xi_\psi = \xi_0 \left[1 - \frac{\Delta}{\rho_0} (1 - \psi) - V_\alpha \Delta (\psi - \eta) \right]$$

式(1)中: ψ 为火药已燃百分比; χ 和 ζ 为火药的形状特征量; z 为火药相对已燃厚度; e_1 为火药弧厚的一半; u_1 为火药燃速系数; P 为内膛的平均压力; v 为弹丸运动速度; m 为弹丸质量; S 为无后坐炮内膛面积; φ_1 为弹丸运动的次要功系数; ξ 为弹丸行程; η 为相对气体流出量; φ_2 为消耗系数; S_j 为喷管喉部面积; a 为装药总质量; τ 为相对温度; k 为绝热指数; $\theta = k - 1$; σ 为火药力; ξ_0 为药室容积缩颈长; Δ 为装填密度; ρ_0 为火药密度; V_α 为火药气体余容。

2 涡轮尾翼弹转速的推导

2.1 涡轮尾翼弹

滑膛式无后坐炮使用的涡轮张开式尾翼弹由战斗部、尾杆、尾翼片和涡轮等部件组成(见图1)。涡轮是有数片(常为4片)斜置叶片的轮状零件,如图2所示。弹丸尾杆上的尾翼片平时合拢在尾杆翼槽内,当无后坐炮发射时,膛内的火药气体一边推动弹丸前进,一边向后喷流。此时,后喷的火药气体作用在弹丸尾杆的涡轮上,使弹丸产生旋转。当弹丸飞出炮口后,尾翼在弹丸自转的离心力作用下张开^[8],提升了弹丸的飞行稳定性。

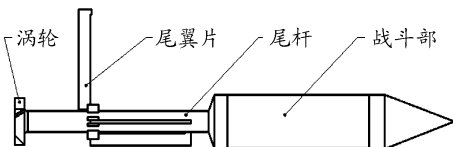


图1 涡轮张开式尾翼弹简图

2.2 库塔-儒可夫斯基公式的运用

本文研究的弹的涡轮转速问题与汽轮机的叶片工作原

理类似,弹尾部的4片涡轮叶片按一定间距排列构成叶栅,受流体作用下产生运动。假设身管内气体为理想气体,气流不可压缩,且处于一元连续的无旋定常流动,叶片上下表面的膛压相互抵消对涡轮旋转运动不起作用。现建立直角坐标系 $O-xy$,叶栅的结构和流动参数等如图3所示。叶片长度为 b ;叶片与水平面夹角为 β ;叶片间距称为栅距,用 L 表示。

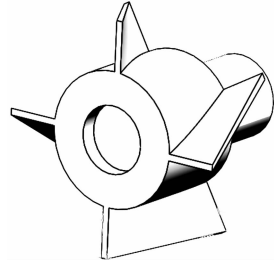


图2 涡轮结构

图3中虚线框 $ABCD$ 为叶栅的流场控制面,线段 AB 与 CD 平行于 y 轴,其长度为 L ,且远离叶栅。取控制体内平均密度为 ρ 。假设每条线段上流体的速度与压强都是各自均等的, AB 上流体受压强为 P_1 ,其速度为 v_1 ,方向水平靠近叶栅; CD 上流体受压强为 P_2 ,其速度为 v_2 ,方向与叶栅平行远离叶栅,且 $v_{2x} = v_2 \cos\beta$, $v_{2y} = v_2 \sin\beta$ 。 AD 、 CB 为相平行的流线,各对应点上的压强分布完全相同,故可不考虑其对控制体内流体的影响。设控制体内流体对单位高度叶片的合力为 F ,其关于坐标轴的投影为 F_x 、 F_y 。

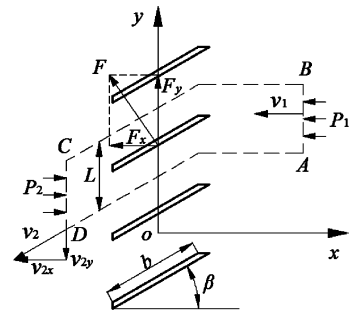


图3 涡轮两侧的流动参数分布

根据叶栅的库塔-儒可夫斯基公式^[9]的推导过程,考虑到流体流动的惯性力比重力大得多,可忽略重力的影响,故由连续性方程可得

$$v_1 L = v_{2x} L \quad (2)$$

由动量方程可得

$$\begin{cases} \rho v_1 L (v_{2x} - v_1) = F_x + (P_1 - P_2) L \\ \rho v_1 L (v_{2y} - 0) = F_y \end{cases} \quad (3)$$

由伯努利方程可得

$$P_1 - P_2 = \frac{1}{2} \rho (v_2^2 - v_1^2) \quad (4)$$

联立式(2)、式(3)、式(4)可求得作用在涡轮上的阻力 F_x 和作用在涡轮上的升力 F_y 。

$$\begin{cases} F_x = -\frac{1}{2}\rho v_2^2 L \\ F_y = \rho v_1 v_2 L = \rho v_1^2 L \tan\beta \end{cases} \quad (5)$$

由式(5)可知,若得到控制体内平均密度 ρ 与 AB 上流体的速度 v_1 ,即可得到作用在单位高度叶片上的升力 F_y ,进而可求得作用在涡轮上的总转矩大小。

2.3 无后坐炮膛内气流参数分析

无后坐炮弹丸发射过程中,弹后空间可看作是半封闭的。假设在弹道周期内,膛内同时存在的气、固二相混合流动看成单一的火药燃气的流动,且认为火药燃气在膛内是均匀分布的。通过运用基于比例膨胀假说的半封闭弹道原理,得出单元火药气体沿弹后空间长度向的速度与加速度成直线分布的规律^[10]。如图4所示,沿膛底与弹丸中轴线建立直角坐标系 $O'-xv_x$, x 为弹后空间内任意具有速度 v_x 的火药气体单元坐标; $x=0$ 时为膛底,此时膛底火药气体单元速度为 $-v_{kh}$; l 为半封闭弹后空间的长度,当 $x=l$ 时弹底火药气体单元速度即为弹丸速度 v 。由此可得到此种在弹后至膛底任意位置处的单元火药气体其 x 向速度 v_x 的表达式:

$$v_x = v_{kh} \left(1 + \frac{v}{v_{kh}} \right) \cdot \frac{x}{l} - v_{kh} \quad (6)$$

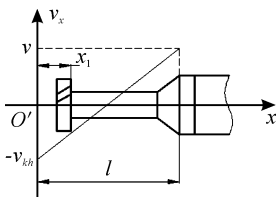


图4 弹后空间内气体速度分布

为了得到 v_{kh} 的变化规律,由文献[10]中列出以下方程组:

$$\begin{cases} v_{kh} = \sqrt{gkP_{kh}w_{kh}} \cdot \frac{S_{kp}}{S_{kh}} \cdot \left(\frac{P_{kp}}{P_{kh}} \right)^{\frac{k+1}{2k}} \\ P_{kh} = P \cdot \left(1 + \frac{1}{2} \cdot \frac{j}{\varphi_1 m} \right) - \frac{\delta_0 v_{kh}^2}{2g} \left(1 + \frac{v}{v_{kh}} \right) \\ \frac{S_{kp}}{S_{kh}} = \left(\frac{P_{kh}}{P_{kp}} \right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} - \frac{2}{k-1} \left(\frac{P_{kh}}{P_{kp}} \right)^{\frac{k-1}{k}}} \end{cases} \quad (7)$$

其中: g 为当地重力加速度; S_{kh} 、 S_{kp} 为膛底与弹后任意临界断面的面积; P_{kh} 、 P_{kp} 为膛底与弹后任意临界断面的压力; j 为弹后空间内气体及燃烧药粒的质量, $j = a(1 - \eta)$; δ_0 为弹后空间的平均密度, $\delta_0 = j/(S_T l - V_T)$,其中 S_T 为弹后空间的截面积, V_T 为弹后尾杆、尾翼、涡轮的总体积; w_{kh} 取弹后空间的平均比容, $w_{kh} = 1/\delta_0$;

方程组(7)可求出两个 v_{kh} 值。由于弹丸速度 v 在图4坐标系 $O'-xv_x$ 下始终大于等于0,而膛底火药气体的速度矢量在此坐标系下一定小于等于0,故式(6)中默认 v_{kh} 的值大于等于0,故式(7)的 v_{kh} 解取非负数,膛底实际气流速度应为 $-v_{kh}$ 。将 v_{kh} 代入式(6)中即可得到符合坐标系 $O'-xv_x$ 的弹后空间内任意位置处的单元火药气体 x 向速度。

2.4 弹丸转速公式

流经弹后涡轮的气流速度应由两部分组成,其一为2.3

节中介绍的火药燃烧在膛内形成的气流,其二为弹丸运动引起的气体相对涡轮运动的气流。设涡轮的前端至膛底距离为 x_1 (如图4所示),由式(6)可得到涡轮前端火药气流速度为 v_{x1} ,弹丸运动引起的相对涡轮运动的气体速度为 $-v$,此时式(5)中应有 $\rho = \delta_0$, $v_1 = v_{x1} - v$,故有

$$F_y = \delta_0 (v_{x1} - v)^2 L \tan\beta$$

弹后涡轮可简化为如图5所示涡轮结构视图。叶片单元离涡轮轴心距离为 r ,叶片底端距轴心 r_1 ,叶片顶端距轴心 r_2 。

故单个叶片受总力距为

$$M_0 = \int_{r_1}^{r_2} (F_y r b) dr = \int_{r_1}^{r_2} (\delta_0 (v_{x1} - v)^2 L r b \tan\beta) dr$$

由图5知, $L = (2\pi r)/4$,由此得涡轮受总力矩为

$$M = 4M_0 = 4 \int_{r_1}^{r_2} (\delta_0 (v_{x1} - v)^2 \frac{2\pi r}{4} r b \tan\beta) dr = \frac{2}{3} \pi \delta_0 (v_{x1} - v)^2 b \tan\beta (r_2^3 - r_1^3)$$

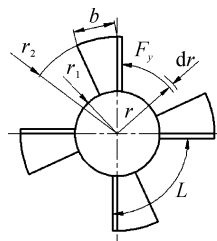


图5 由弹底向弹顶的涡轮视图

由动量距定理,设弹丸关于 x 轴(如图4)的转动惯量为 I ,弹丸角速度为 ω ,忽略弹丸定心部与身管转动接触的摩擦力矩,则有弹丸受转动力矩 M 为

$$M = I \frac{d\omega}{dt}$$

即

$$d\omega = \frac{2\pi b \tan\beta (r_2^3 - r_1^3)}{3I} \delta_0 (v_{x1} - v)^2 dt \quad (8)$$

对式(8)左端关于 $0 \sim \omega$ 进行积分、右端关于 $0 \sim t$ 进行积分,则有

$$\omega = \frac{2\pi b \tan\beta (r_2^3 - r_1^3)}{3I} \int_0^t \delta_0 (v_{x1} - v)^2 dt$$

则弹丸每分钟转速 N 可表示为

$$N = \frac{60\omega}{2\pi} = \frac{20b \tan\beta (r_2^3 - r_1^3)}{I} \int_0^t \delta_0 (v_{x1} - v)^2 dt \quad (9)$$

由式(1)、式(6)、式(7)可求得 v 、 v_{x1} 、 δ_0 的一系列关于时间 t 的数值解,对式(9)应用数值积分法可最终求解得弹丸转速 N 。

3 弹丸转速的仿真与分析

本研究以某无后坐炮为例,其口径为82 mm。涡轮尾翼弹的叶片长度 b 为15 mm,叶片内径 $2r_1$ 为38 mm,外径 $2r_2$ 为72 mm。依据第1、2小节列出的公式,并利用软件 Matlab

进行数值求解^[11],可得到式(9)中的弹丸每分钟转速 N 。

图6为涡轮叶片与水平面夹角 β 为 30° 与 33° 时弹丸转速随时间变化规律,图7为两种叶片角度弹丸的角加速度 α ,图8为膛管内平均压力值随时间的变化规律,图9为未考虑弹丸运动影响的涡轮前火药气体单元速度 v_{x1} 、考虑弹丸运动影响的涡轮前火药气体单元速度 v_1 、膛底火药气体单元速度 v_{kh} 。

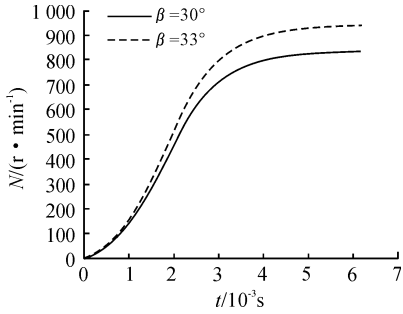


图6 弹丸在不同叶片角度下的转速

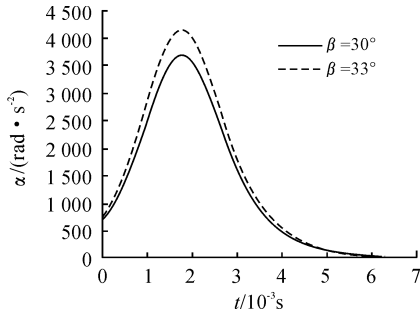


图7 弹丸在不同叶片角度下的转速的角加速度

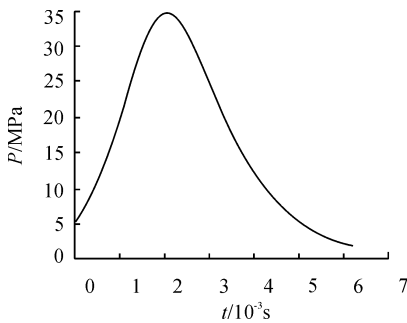


图8 弹后平均压力变化

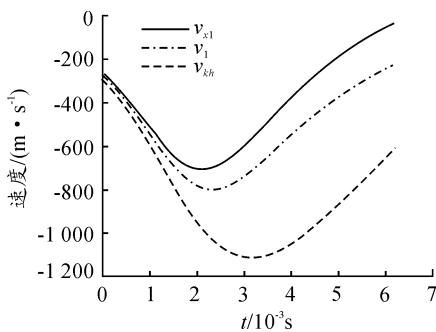


图9 气体单元速度比较

从图6中可以看出,弹丸转速随时间逐渐增加,弹丸在整个膛内运动阶段叶片 β 角大的其角速度相对大。计算的弹丸出炮口转速与实验数据结果如表1所示,实验结果与数值计算值较为接近。

表1 计算的弹丸出炮口转速与实验结果

	数值计算/ ($r \cdot \min^{-1}$)	实验平均值/ ($r \cdot \min^{-1}$)	误差/ %
$\beta = 30^\circ$	831.27	857.30	3.04
$\beta = 33^\circ$	935.02	961.32	2.74

工程实践中,此种涡轮尾翼弹的转速在 $800 \sim 1\,000$ r/min时,既能保证尾翼顺利张开,也保证了弹丸的破甲伤害。在此转速范围内,涡轮叶片的角度由式(9)可逆推得到设计为 $29.1 \sim 34.7^\circ$ 较为合理。

图7所示的弹丸的角加速度先增大后减小直至区域平缓,在 2 ms 附近,弹丸达到最大角加速度,这与图8所示的膛压达到最大值的时间较为接近。由图9可知作用在涡轮上的气流始终沿图4坐标系负 x 向流动,气流速度变化率先增大后减小,亦与图6所示弹丸转速变化相符。

4 结论

所得数值计算结果与实验测得转速较为接近,可为按转速要求设计涡轮尾翼弹进一步优化弹丸转速提供依据。

参考文献:

- [1] 李春雷,王雨时,张志彪,等.瑞典84毫米口径古斯塔夫无后坐炮弹药技术综述[J].兵器装备工程学报,2018,39(4):72-80.
- [2] 肖剑,王雨时,闻泉,等.瑞典古斯塔夫无后坐炮引信技术综述[J].探测与控制学报,2018,40(4):34-39.
- [3] 吴胜权,张陈曦,何永.基于混合装药的无后坐炮内弹道研究及优化[J].兵器装备工程学报,2018,39(6):67-70.
- [4] 刘宏林,杨稔秋.新40小涡轮炮口转速的探讨[J].兵工学报,1983(1):54-61.
- [5] 吴承继,张莺.无后坐炮设计[M].北京:兵器工业出版社,1994:34-36.
- [6] 鲍廷钰.涡轮尾翼弹无后座炮内弹道问题的研究[J].南京理工大学学报,1978(1):53-60.
- [7] 鲍廷钰.涡轮尾翼弹无后座炮内弹道问题的研究(续)[J].南京理工大学学报,1978(2):62-71.
- [8] 魏惠之,朱鹤松,汪东晖,等.弹丸设计理论[M].北京:国防工业出版社,1985:64-65.
- [9] 杜广生.工程流体力学[M].2版.北京:中国电力出版社,2017:197-199.
- [10] M. A. 马蒙托夫.气流的某些问题(上册)[M].北京:国防工业出版社,1959:211-219.
- [11] 郭仁生.机械工程设计分析和MATLAB应用[M].北京:机械工业出版社,2014:79-81.