

doi: 10.7690/bgzdh.2021.03.018

鸭舵形状及位置对制导榴弹气动特性的影响

刘增达, 赵捍东, 曹红松, 曹立飞, 林艳鹏

(中北大学机电工程学院, 太原 030051)

摘要: 为提升固定式鸭舵全弹的气动效率, 对制导榴弹弹道修正组件进行结构设计以及气动特性分析。基于 155 mm 口径榴弹设计 3 种不同形状的鸭舵, 利用数值仿真软件对 3 种舵片进行气动仿真, 通过 3 种设计方案滚转力矩以及升阻比的对比进行优选, 并对不同安装位置对气动特性的影响进行分析, 得出气动效率相对较好的鸭舵形状以及轴向布局。结果表明: 该设计具有一定的工程应用价值, 可为基于鸭式舵的简易制导榴弹气动设计提供参考。

关键词: 制导榴弹; 鸭式舵; 形状; 位置; 滚转力矩; 升阻比

中图分类号: TJ011 **文献标志码:** A

Influence of Canard Rudder Shape and Position on Aerodynamic Characteristics of Guided Grenade

Liu Zengda, Zhao Handong, Cao Hongsong, Cao Lifei, Lin Yanpeng

(College of Mechatronics Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, China)

Abstract: In order to improve the aerodynamic efficiency of the fixed duck rudder bomb, the structure design and aerodynamic characteristics analysis of the guided grenade trajectory correction component are carried out. Based on the 155 mm caliber grenade, three types of canard rudders are designed, and the three types of rudder blades are simulated by numerical simulation software. The three design schemes are compared with the rolling torque and lift-drag ratio for optimization, and the influence of different installation positions on the aerodynamic characteristics is analyzed, and the duck rudder shape and axial layout with relatively good aerodynamic efficiency are obtained. The results show that the design has certain engineering application value and can provide a reference for the aerodynamic design of simple guided grenade based on the canard rudder.

Keywords: guided grenade; canard rudder; shape; position; rolling moment; lift-to-drag ratio

0 引言

美国陆军提出的弹道修正组件 PGK (precision guidance kit) 使得传统榴弹获得 2 维修正的能力。该组件在保留了传统引信的基础上, 通过添加价格相对低廉的 GPS 制导组件以及导航系统等模块, 达到提高其射击密集度的目的^[1]。2 维修正弹安装方便、成本较低, 相对于传统炮弹和导弹来说具有较高的效费比以及毁伤能力^[2]。在作战方面, PGK 组件被直接应用于传统炮弹的改造, 在提高战斗性能的同时还能减轻后勤负担^[3]。改装 2 维修正引信以后, 常规无控榴弹打击精度显著提高, 圆概率误差达到 50 m 的水平^[4]。

PGK 组件之一由 2 对机动性能好、操纵效率高、总体布局简单的鸭式舵构成。其中一组偏角相反的舵称为差动舵, 在飞行中产生相对于弹体反向转动的导转力矩; 另一组偏角相同的舵称为同向舵, 通过同向舵来产生弹丸所需要的气动力, 从而实现弹

道修正功能^[5-6]。而鸭舵的形状直接影响全弹的气动效率, 笔者设计了 3 种不同形状的固定式鸭舵, 基于 155 mm 口径榴弹通过 CFD 数值仿真的方法, 模拟其对于全弹滚转力矩系数以及升阻比的影响, 并选出其中最优方案, 研究其后掠角以及安装在弹丸的轴向位置对于全弹气动特性的影响, 从而得到使弹丸气动效率最优的鸭舵形状以及位置。

1 固定式鸭舵形状设计

在设计固定式鸭舵时, 首先要考虑其应该具有较好的气动效率, 具体表现为弹丸在飞行过程中所受到的升力系数与阻力系数的比值要大, 即升阻比 C_y/C_d 大; 其次是舵面利用率要高, 外形尽可能简单, 易于生产和安装。决定舵面形状有以下因素。

1.1 展弦比 λ

图 1 给出了矩形舵面和三角形舵面在 $Ma=3$, 相对厚度 $\bar{c}=0.04$ 时, 其展弦比与最大升阻比的关

收稿日期: 2020-10-29; 修回日期: 2020-12-13

作者简介: 刘增达(1994—), 男, 辽宁人, 硕士, 从事气动方面的仿真计算研究。E-mail: 1491983518@qq.com。

系^[7]。从图可以看出：当展弦比 $\lambda=0.5\sim 2.5$ 时，三角形舵面的最大升阻比明显高于矩形舵面；但随着 λ 的增加，两者最大升阻比的变化逐渐接近。

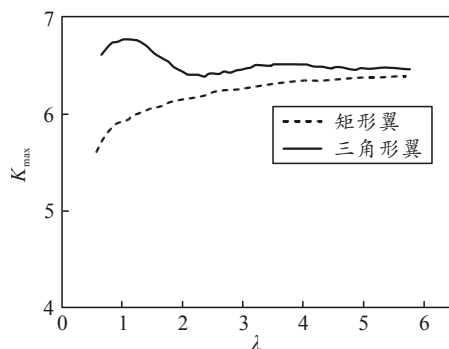


图1 2种舵面展弦比与最大升阻比的关系

1.2 跟梢比 η

舵面的根梢比直接影响舵面在飞行过程中压心的位置。从图2可以看出随着马赫数的变化，三角形舵面相对压心位置的变化范围比矩形舵面小^[7]。尤其是在跨音速附近，矩形舵面的压心位置波动非常大。舵面压心的位置能够影响舵机操作性以及整个弹丸的稳定性。

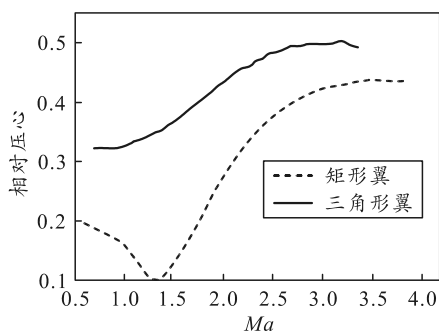


图2 2种舵面相对压心随马赫数变化

1.3 后掠角 χ

随着鸭舵的后掠角由负变正，整个弹丸的控制能力逐渐增强，有利于全弹横滚姿态的可控^[8]。由于受到刚度以及强度的影响，不宜过量增加后掠角，具体后掠角的确定还要根据临界马赫数等因素进行确定^[9]。

综上所述：三角形舵面具有较高的升阻比以及较小的相对压心位置的变化范围，气动性能较为优秀。矩形舵面具有良好的强度以及刚度，而梯形舵面的综合性能优于前两者，笔者在梯形舵面的基础上，设计了展弦比为1.8，根梢比为2，后掠角为 30° ，最大以及最小厚度分别为3 mm以及1.75 mm，保持只有一个最厚界面的P1形状；与P1形状类似，后掠角为 -30° 的P2形状；与P1形状类似，增加最

厚界面范围的P3形状。3种形状如图3所示，从左到右依次为P1、P2以及P3。并基于155 mm口径榴弹研究不同形状鸭舵对全弹气动特性的影响。

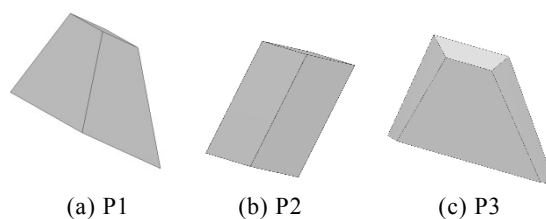


图3 3种形状鸭舵

2 CFD有限元模型建立

2.1 湍流模型

CFD数值模拟软件带有不同类型的湍流模型，如：相对简单的一方程模型 Spalart-Allmaras 湍流模型；只适合完全湍流流动过程模拟的标准 $k-\varepsilon$ 模型以及其变体模型 RNG $k-\varepsilon$ 模型和 Realizable $k-\varepsilon$ 模型；考虑低雷诺数、可压缩性和剪切流传播的 $k-\omega$ 模型以及其变体模型 SST $k-\omega$ 模型；基于6个用于湍流应力方程，非常消耗计算资源，对初始条件及其敏感的 Reynolds Stress Transport 模型以及应用于热疲劳，振动流动的大涡模拟模型等。

笔者计算采用 Spalart-Allmaras 湍流模型，该模型没有壁面函数并且是只需求解湍流粘性的输运方程。该方程对内存要求不高，且具有非常好的收敛性。该模型比较适合于具有壁面限制的流动问题，对有逆压梯度的边界层问题能够给出很好的计算结果^[10]。该模型的运输方程为：

$$\rho \frac{d_{\bar{v}}}{dt} = G_{\bar{v}} + \frac{1}{\sigma_{\bar{v}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \bar{v}) \frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2\rho} \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right) \right] - Y_{\bar{v}}。$$

式中： \bar{v} 为该模型的求解变量； ν 为分子运动黏性系数； $G_{\bar{v}}$ 为湍流粘性产生项； $Y_{\bar{v}}$ 为由于壁面阻挡与黏性阻尼引起的湍流黏性的减少； $\sigma_{\bar{v}}$ 与 C_{b2} 分别为常数。该模型主要应用于空气动力学流动问题，如飞行器绕流、机翼表面跨声速流动等。

2.2 边界条件

由于计算中只考虑弹体在飞行过程中所受的气动参数，笔者不考虑热量交换以及弹体内部结构，将整个弹体视为无滑移绝热壁面的固体壁面。计算区域采用压力远场边界条件，该条件用来模拟无穷远处理想气体定律计算密度的问题。由于本次计算的马赫数跨度比较大，经历亚音速、跨音速以及超音速3个阶段。为了使计算结果更加精准，采取2

种网格划分设计，其中在亚音速、跨音速附近弹体位于计算域中部；在超音速时，弹体位于计算域靠前端约 1/3 位置处。

2.3 网格生成

由于装配有鸭舵的制导榴弹外形比较复杂，笔者采用 Gambit 软件生成非结构网格。图 4、图 5 分别给出了鸭舵以及弹体的表面网格图。计算域由大小 2 个圆柱组成。如图 6 所示，大圆柱为 10 倍弹长 20 倍弹径，符合压力远场的边界条件；小圆柱有加密弹丸附近网格的作用，能够使计算结果更为精准，其大小为 4 倍弹长 10 倍弹径。弹丸完全置于 2 个圆柱之内，网格总数大约为 70 万个。

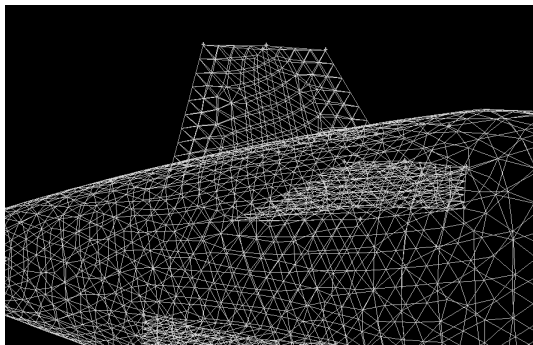


图 4 鸭舵表面网格

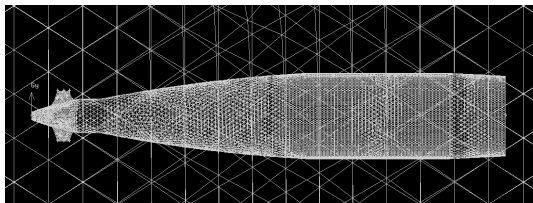


图 5 PGK 制导榴弹表面网格

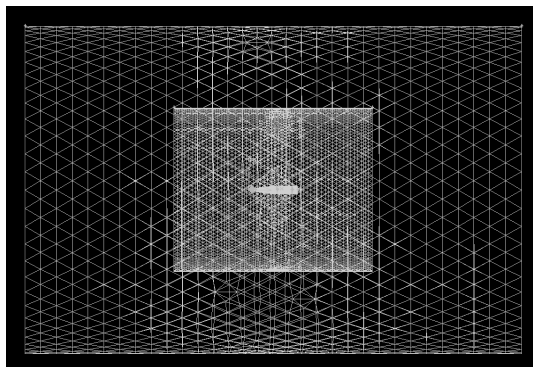


图 6 整体计算域网格

2.4 计算条件

计算来流条件为标准大气压，即：压力 $p=101325\text{ Pa}$ ，温度 $T=188.15\text{ K}$ ，密度 $\rho=1.225\text{ kg/m}^3$ 。其中，由于压力远场条件只适用于理想气体，所以将大气设置为理想气体条件，并运用适合于可压缩流

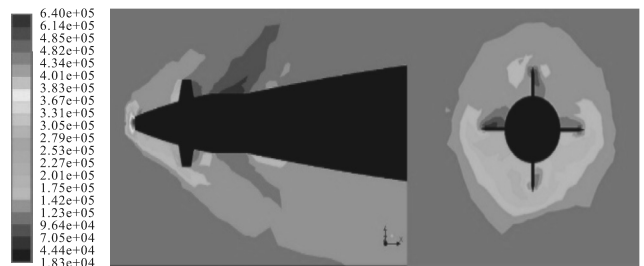
动的 Sutherland 定律来求解粘性。计算攻角 δ 取 $0^\circ, 1^\circ, 2^\circ, 3^\circ, 4^\circ, 5^\circ, 6^\circ$ ，固定鸭舵舵偏角取 4° ，来流 Ma 取 $0.6, 0.8, 1, 1.25, 1.5, 1.75, 2, 2.25, 2.5$ 进行计算。

3 舵面形状对弹体气动特性的影响

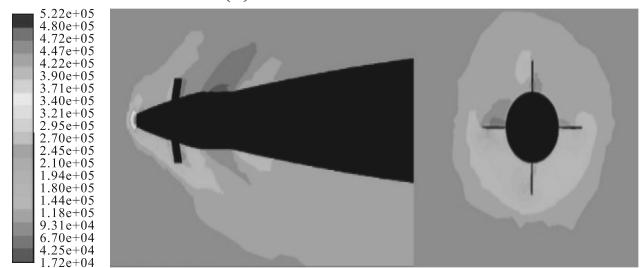
3.1 不同舵面形状对滚转特性的影响

当弹丸在空中飞行时，由于有一对舵偏角相反的鸭舵存在，弹体头部产生一个反向的导转力矩，使之高速反旋。当反旋速度与弹体正旋速度相当时，整个弹丸在空中处于一种相对平稳的状态，此时同向舵所产生升力矢量的方向将在惯性坐标系下保持不变，使得整个弹体在该方向上产生较大升力，进而提高升阻比，提高修正效率。

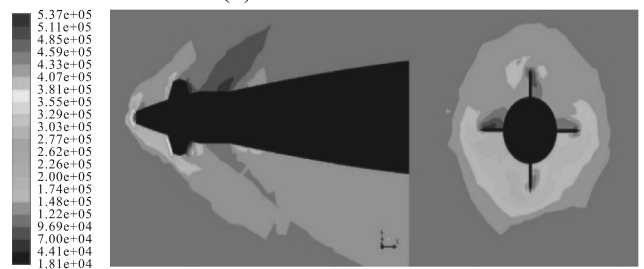
为了分析不同形状鸭舵对弹丸滚转特性的影响以及在空区域中的流场变化，运用后处理软件对仿真结果进行模拟，图 7 分别为来流马赫数 $Ma=2$ 、攻角 $\delta=6^\circ$ 时，采取 3 种形状鸭舵时沿弹轴横截面以及沿鸭舵纵向截面的压力云图。图 8、图 9 分别为装配有 3 种形状鸭舵的弹丸在相同攻角不同马赫数下以及相同马赫数不同攻角下的滚转力矩系数。



(a) P1 $Ma=2, \delta=6^\circ$



(b) P2 $Ma=2, \delta=6^\circ$



(c) P3 $Ma=2, \delta=6^\circ$

图 7 带有 3 种形状鸭舵沿弹轴及鸭舵方向截面的压力云

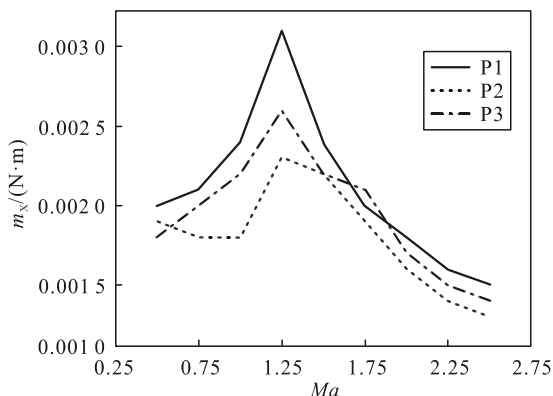


图 8 $\delta=6^\circ$ 时弹丸滚转力矩系数

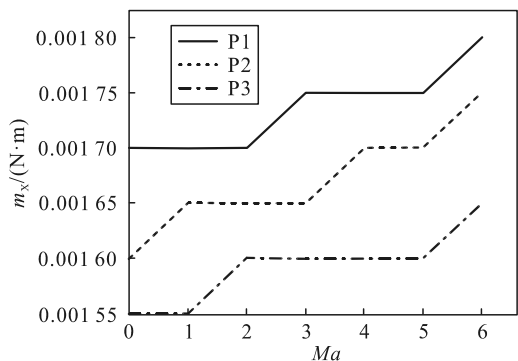


图 9 $Ma=2$ 时弹丸滚转力矩系数

从图 7 可以看出：由于 P1 形状和 P2 形状鸭舵横截面积的不同，使得 P1 形状鸭舵两侧的压力差大于 P2 形状，从而导致带有二者弹丸的滚转力矩系数相差较大。从图 8、图 9 可以看出：在同攻角下，带有 3 种形状鸭舵弹丸的滚转力矩系数随着马赫数的增大呈先增大后减小的趋势，其中在跨音速附近达到最大值，符合弹丸气动变化规律；在相同马赫数下，小攻角变化范围内，带有 3 种形状鸭舵弹丸的滚转力矩系数随着攻角的增大基本没有变化。其中，带有 P1 形状鸭舵弹丸的滚转力矩系数最大，整体比 P2 形状大 20%左右，比 P3 形状大 8%左右。

3.2 不同舵面形状对升阻比的影响

对比图 7 可知：由于在数值计算中模拟不同程度的攻角，使得弹丸上下表面附近的流场压力分布不再对称，弹体下表面压力明显高于弹体上表面压力，弹体表面流场变得更加复杂，其中 P3 形状的鸭舵前缘以及后缘产生的压力差明显高于 P1 和 P2，这样会增大阻力系数使得气动效率变低。装配有 3 种形状鸭舵以及无舵弹丸在相同攻角不同马赫数下，以及相同马赫数不同攻角下的升阻比曲线如图 10、图 11 所示。

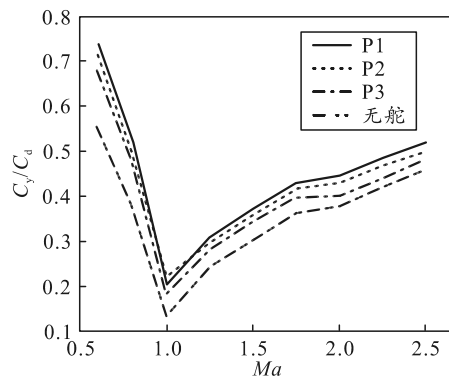


图 10 $\delta=4^\circ$ 时弹丸的升阻比

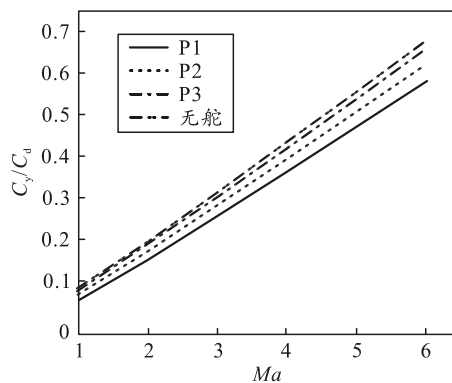


图 11 $Ma=2$ 时弹丸的升阻比

从图 10、图 11 可以看出：全弹的升阻比随着马赫数的升高呈现先减小后增大的趋势，主要是因为跨音速附近，弹体在受到空气阻力的同时，弹体的各个部分还会产生激波阻力，使得全弹阻力系数不断增大。但随着飞行马赫数继续增加，激波逐渐过渡为斜激波，波阻开始逐渐减小，全弹的阻力系数也不断有所降低；随着攻角的增大，全弹的升力不断增大，同时由攻角所带来的诱导阻力也随之增大，但没有升力变化的明显，使得全弹的升阻比随着攻角的增大而增大。在飞行过程中装配有鸭舵的弹丸的升阻比明显大于无舵弹丸。并且在设计的 3 种方案中，P1 形状的鸭舵带给弹丸的升阻比最大，使得全弹的气动效率最优。

4 后掠角及位置对弹体气动特性的影响

为研究后掠角的大小以及鸭舵在弹轴轴向布局对全弹升阻比的影响，表 1 统计了在攻角以及舵偏角为 4° 的情况下，以带有 P1 形状鸭舵的弹丸在后掠角分别为 $0^\circ, 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ$ 以及 60° 时，计算的全弹升阻比随马赫数的变化数值。表 2 统计了在攻角以及舵偏角为 4° 的情况下，控制 P1 形状的鸭舵最厚截面外露高度相同的情况下，分别计算在 4 个轴向位置时，全弹升阻比随马赫数的变化数值。鸭舵

的轴向位置如图 12 所示。

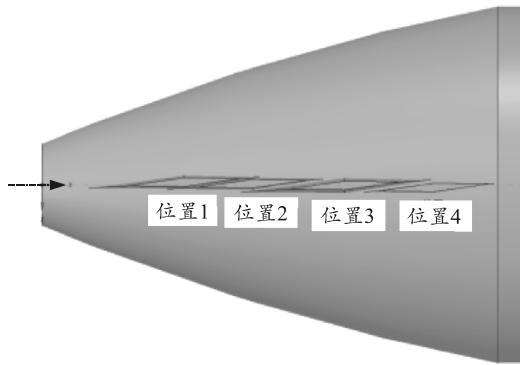


图 12 鸭舵在弹头部轴向位置

表 1 后掠角角度不同时全弹升阻比随马赫数变化数值

Ma	后掠角角度				
	0°	15°	30°	45°	60°
0.60	0.712 0	0.722 1	0.732 3	0.736 4	0.734 5
0.80	0.503 2	0.510 3	0.517 0	0.519 8	0.510 7
1.00	0.201 8	0.204 2	0.206 1	0.206 9	0.205 7
1.25	0.302 4	0.306 5	0.308 7	0.309 4	0.295 0
1.50	0.356 8	0.364 7	0.370 3	0.372 2	0.365 1
1.75	0.410 7	0.418 3	0.426 7	0.429 1	0.424 6
2.00	0.422 2	0.429 3	0.437 7	0.441 3	0.438 6
2.25	0.463 2	0.470 1	0.478 3	0.481 0	0.480 2
2.50	0.500 6	0.504 6	0.515 1	0.518 5	0.517 5

表 2 轴向位置不同时全弹升阻比随马赫数变化数值

Ma	轴向位置			
	位置 1	位置 2	位置 3	位置 4
0.60	0.707 6	0.721 6	0.736 9	0.725 9
0.80	0.498 6	0.508 6	0.520 3	0.513 8
1.00	0.196 6	0.201 2	0.207 1	0.203 2
1.25	0.299 4	0.303 8	0.309 5	0.305 4
1.50	0.362 6	0.367 6	0.372 5	0.370 6
1.75	0.419 8	0.424 9	0.429 5	0.428 2
2.00	0.432 4	0.437 7	0.441 8	0.440 9
2.25	0.473 5	0.478 5	0.482 4	0.482 0
2.50	0.510 6	0.515 3	0.519 0	0.518 3

由表 1、表 2 可以看出：全弹升阻比随着鸭舵后掠角的增大而略微增加，但是后掠角增大到 45° 后全弹升阻比有减小的趋势，并且随着鸭舵在轴向位置的后移使得全弹升阻比有所增加，到达位置 3 之后若继续后移鸭舵，会因为距离弹体过近导致气流分离，舵效有所减小。同时，鸭舵安装还需要与舵轴以及内部的电磁制导组件相互配合，距离弹体过近有可能会干扰引信内部电子舱以及传爆序列的布局。位置 3 所示的鸭舵位置距离弹丸头部 42 mm。

5 结论

笔者通过 CFD 软件对带有 PGK 组件的 155 mm 口径简易制导榴弹的鸭舵进行了设计计算与分析。通过仿真计算得到了在多组马赫数以及攻角的情况下，鸭舵形状以及轴向位置对于弹丸气动特性的影响，为今后 2 维修正榴弹的舵面设计提供了参考。

所得结论如下：

1) 平面形状为梯形的舵面的综合性能优于三角形以及矩形舵面。并且保持梯形舵面只有一个最厚截面时，整个弹丸滚转力矩系数以及升阻比最大，气动效率最优；

2) 将梯形鸭舵后掠角控制在 45° 左右时，全弹具有最高的升阻比，并且随着鸭舵的后移，全弹升阻比逐渐增大，当移动到距弹丸头部约 3/4 处之后，会由于气流分离的影响导致舵效减小，从而使得气动效率变低。

参考文献：

- [1] 刘宗源, 高敏, 宋卫东, 等. 鸭舵式二维弹道修正引信发展综述[J]. 现代防御技术, 2019, 47(1): 20-25.
- [2] 钱龙, 常思江, 杨文龙, 等. 固定鸭舵修正弹非线性与非定常气动数值模拟[J]. 弹道学报, 2020, 32(1): 31-37.
- [3] 曹红锦. 美国精确制导组件技术发展现状分析[J]. 四川兵工学报, 2015, 36(9): 22-25.
- [4] 徐辉雯. 可旋转固定鸭舵二维弹道修正弹气动布局分析[D]. 南京: 南京理工大学, 2019.
- [5] 刘宗源, 高敏, 宋卫东, 等. 鸭舵式二维弹道修正引信发展综述[J]. 现代防御技术, 2019, 47(1): 20-25.
- [6] 郝永平, 陈闯, 张嘉易, 等. 固定舵二维修正弹外弹道仿真与动态模拟[J]. 兵工学报, 2018, 39(4): 688-697.
- [7] 过崇伟, 郑时镜, 郭振华. 有翼导弹系统分析与设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2002: 139-152.
- [8] 敬代勇. 鸭式导弹横滚气动特性研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2012.
- [9] 孙明飞. 滑翔增程火箭弹的仿真研究[D]. 太原: 中北大学, 2016.
- [10] 李楠, 倪原, 李聚峰, 等. 基于 Fluent 的飞行器气动参数计算方法[J]. 现代电子技术, 2014, 37(16): 68-70.