

doi: 10.7690/bgzdh.2024.05.010

某型气象探测火箭的气动力 3 维数值模拟

王菲, 刘雨, 刘畅

(中国船舶集团有限公司第七一〇研究所 104 事业部, 湖北 宜昌 443000)

摘要: 针对气象探测火箭载荷轻、速度高的特点, 对气象探测火箭进行气动力 3 维数值模拟。以某型小口径大长径比气象探测火箭弹为基础, 进行全弹建模与计算, 分析其在跨音速情况下的气动力特性, 验证了该种大展弦比刀形尾翼在小口径大长径比跨音速气象探测火箭弹上的可行性。结果表明, 该分析可为小口径大长径比火箭弹的尾翼设计提供参考。

关键词: 小口径; 大长径比; 大展弦比; 刀形翼; 气动特性

中图分类号: TJ415 **文献标志码:** A

3D Numerical Simulation of Aerodynamics for Certain Type Meteorological Sounding Rocket

Wang Fei, Liu Yu, Liu Chang

(No. 104 Department, No. 710 Research and Development Institute, China State Shipbuilding Corporation Limited, Yichang 443000, China)

Abstract: According to the characteristics of light load and high speed of the meteorological sounding rocket, the aerodynamic 3D numerical simulation of the meteorological sounding rocket was carried out. Based on a certain type of small bore large length-diameter ratio weather detection rocket, the modeling and calculation of the whole rocket were carried out, and the aerodynamic characteristics of the rocket at transonic speed were analyzed. It was verified that the high aspect ratio knife-shaped tail was feasible in the small bore of large length-diameter ratio transonic weather detection rocket. The results show that the analysis can provide a reference for the fin design of small bore rocket with large aspect ratio.

Keywords: small bore; large length-diameter ratio; large aspect ratio; blade wing; aerodynamic characteristic

0 引言

气象火箭是探空火箭家族中的一员, 通常是指进行常规气象参数探测的火箭。我国普遍使用尾翼稳定飞行的无控气象探测火箭, 探测高空的压力、温度、空气密度和风速风向等气象要素^[1]。

笔者设计的气象探测火箭为炮架管内发射形式, 弹体外径严格限定, 由于该结构特殊性, 设计了内收刀形折叠翼。同时由于本弹体需要飞至 10 km 高空, 需要一定量的总冲, 势必需要大药量装填。且本弹采用低成本设计, 选取方便装填的管状双基药柱, 短时大推力动力系统。因为该弹体要求较小直径, 会造成弹体长径比过大, 增加稳定性设计难度。

从筒式定向器发射的反坦克火箭弹、空空火箭弹以及各类火炮发射的尾翼式火箭增程弹, 都广泛采用刀形张开式尾翼。由于翼片是安装并固定在喷管尾端并向内收起, 且外轮廓尺寸不能超过弹径, 这将导致翼片宽度限制较大, 为满足稳定性设计要

求, 翼片多数设计成弦短而展长的细长刀形, 翼片数在 3 或 4 对范围选取。从展弦比对阻力和升力的影响情况来看, 为使尾翼在具有较大升力的同时产生较小阻力, 在亚声速或跨声速飞行的火箭弹上可采用大展弦比尾翼, 在超声速飞行的火箭弹上采用小展弦比尾翼^[2]。但关于跨音速下大长径比、大展弦比刀形尾翼弹的研究并不多见。

本弹为无控弹, 全程飞行历经低音速、跨音速、超音速, 且有超半程时间处于超音速状态, 这就对气动外形要求比较严苛。目前为满足最大速度飞行时稳定裕度 > 8%, 需要在现有外形基础上设计气动外形。通过对弹体的气动仿真选取该型气象探测弹能够稳定飞行的最佳气动外形, 同时验证该种大展弦比刀形尾翼在小口径大长径比跨音速气象探测火箭弹上的可行性。

1 计算方法

图 1 为 TK-1A 人影探测火箭和发射架实物。一般的气象探测火箭因为载荷轻和速度高的特点,

收稿日期: 2024-01-11; 修回日期: 2024-02-23

第一作者: 王菲(1990—), 女, 新疆人, 硕士。

尾翼普遍设计为类似图 1 的 4 片小展弦比大面积的固定翼形式，采用图 1 所示发射架发射方式^[3]。



图 1 TK-1A 人影探测火箭和发射架

笔者研究弹体头部为锥头大圆弧，头部长 2.45 D ， D 为弹体直径，圆柱部长 11.06 D ，尾部长 1.44 D ，总长为 14.95 D ，展弦比达到了 16.82，设计选取 6 片刀形尾翼。本弹配套发动机装药 6.4 kg，该弹满载质量为 20.4 kg，满载时质心位于全弹 52.4% 的位置，空载质量为 14 kg，空载时质心位于全弹 46.6% 的位置，1.4 s 内发动机工作完毕后靠惯性飞行。其结构如图 2 所示。为增加弹体超音速飞行时的稳定性，需选取一定后掠角，同时需要分析不同马赫数下的气动参数是否满足要求；因此，很有必要用数值仿真的方法来进行研究。



图 2 弹体结构

目前获取弹丸气动力系数的方法有理论计算与实验，实验又分为风洞实验和火炮射击实验。对于本文中外形较规则的弹丸，在方案研究初始阶段，数值计算方法是获取气动力系数的主要手段^[4]。

1.1 网格划分

网格是 CFD 模型的几何表达式，亦是模拟与分析的载体。网格质量对 CFD 计算精度和计算效率有重要影响^[5]。笔者对前述气象探测火箭弹体结构 3 维模型采用非结构化网格进行划分，此种网格有着极好的适应性，可以在采用二阶迎风格式的情况下也具有较高的精度^[6]。

计算区域划分为大、小 2 部分区域。小区域为弹体附近的流场，沿弹体径向延伸到 15 D ，沿轴向延伸到 30 D ，避免流场中压力波等值边界的反射引起数值计算的不稳定；大区域沿着弹体径向延伸到 40 D ，沿轴向延伸到 80 D ，划分后网格总数量约 519 万，壁面附近最小网格间距为 $10^{-5} D$ 。网格划分情况如图 3 和 4 所示。

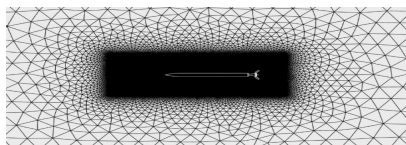


图 3 计算域的网格划分情况

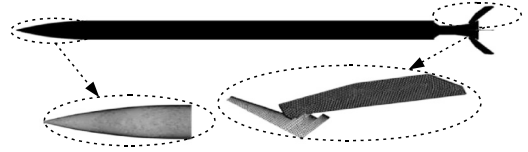


图 4 弹体表面网格

1.2 控制方程

笔者研究飞行海拔高度在 10 km 以内的小口径气象探测火箭弹的气动特性，此高度下所属流域为连续流域，用 Navier-stokes 方程进行计算。此处假设空气为完全气体，不考虑体积力和外部热源，则控制方程可写为：

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} \quad (1)$$

式中： \mathbf{Q} 为守恒矢量； E 、 F 、 G 分别为 3 个坐标方向的无粘通量； E_v 、 F_v 、 G_v 分别为 3 个坐标方向的粘性通量。

$$\mathbf{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e]^T;$$

$$E = [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, (\rho e + p)u]^T;$$

$$F = [\rho v, \rho vu, \rho v^2 + p, \rho vw, (\rho e + p)v]^T;$$

$$G = [\rho w, \rho wu, \rho wv + p, \rho w^2 + p, (\rho e + p)w]^T;$$

$$E_v = [0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{xz}, \beta_x]^T;$$

$$F_v = [0, \tau_{yx}, \tau_{yy}, \tau_{yz}, \beta_y]^T;$$

$$G_v = [0, \tau_{zx}, \tau_{zy}, \tau_{zz}, \beta_z]^T.$$

压力由理想气体状态方程给出，即

$$p = (\gamma - 1)[\rho e - \rho(u^2 + v^2 + w^2)/2] \quad (2)$$

1.3 湍流模型

数值计算模型采用 Spalart-allmaras 湍流模型，计算量较小，稳定性好。

1.4 数值格式

求解方法选择压力速度耦合 (pressure- velocity coupling) 方式，离散格式采用二阶迎风格式。

1.5 边界条件

设置流场外壁面为压力远场边界，弹体表面采用无滑移壁面边界条件。

1.6 气动力系数求解

根据以上模型对流场进行求解，求得流场每个网格上的流动参数，即马赫数、密度、压力以及摩擦应力等参数，对该弹丸表面压力和摩擦应力分别沿 x 、 y 、 z 3 个方向进行积分得到 3 个载荷分量，然后根据气动力系数的相关公式求出空气动力参数。

1.7 气象参数计算

笔者所述气象探测火箭为大角度 85°角发射, 短时大推力动力系统, 跨音速飞行, 最大射高达 10 km。为排除各海拔高度的气象参数对计算结果的影响, 计算时带入不同高度下的气象参数。

由美国 1976 年标准大气分段逼近公式^[7]计算位势高度 H , 它与几何高度 Z 的关系为^[8]:

$$H=Z/(1+Z/R_0)。 \quad (3)$$

式中: $R_0=6\ 356.766$ km, 为地球平均半径; Z 单位为 km。

1) 当 $0 \leq Z \leq 11.019$ km 时:

常量 $W=1-H/44.330\ 8$, $T=288.15W(K)$,

$$p/p_0=W^{5.252\ 9}; \quad (4)$$

$$\rho/\rho_0=W^{4.255\ 9}。 \quad (5)$$

式中: $p_0=1\ 013.25$ hPa, 密度 $\rho_0=1.225$ kg/m³。

2) 黏性系数随高度变化的计算公式:

$$\mu=\beta_a(T^{3/2}/(T+T_s))。 \quad (6)$$

式中: $\beta_a=1.458 \times 10^{-6}$ kg/(s·m·K^{1/2}); $T_s=110.4$ K。

3) 理想气体定熵流动的当地声速计算公式为:

$$c=\sqrt{kpV}=\sqrt{kR_gT}。 \quad (7)$$

式中: k 为绝热指数, 空气 $k=1.4$; R_g 为气体常数, 空气 $R_g=287$ J/(kg·K); T 为热力学温度, K。

2 计算结果与分析

2.1 后掠角的选择

尾翼后掠角 χ 的主要作用是提高翼面的临界马赫数, 以延缓前缘波阻的产生, 从而有效地降低尾翼阻力系数的值。临界马赫数 M 与后掠角 χ 的关系为:

$$M_{kp}=(2/(1+\cos\chi)) \cdot M_{kp0}。 \quad (8)$$

式中 M_{kp0} 为 $\chi=0$ 时的临界马赫数。

由式(8)可知, 后掠角 χ 越大, 临界 M 数越大, 火箭弹在低超声速飞行时, 尾翼激波出现的可能性越小, 从而使得阻力减小, 射程增加^[3]。当马赫数增大到一定程度以后, 后掠角对波阻的影响较小; 因此, 需要计算本弹合适的后掠角。

对本文中弹形进行气动参数计算时, 远场的压力、温度、密度以及黏性系数等气象参数由式(3)~(7)计算得出。假设来流为理想气体, 来流马赫数 Ma 为 2, 攻角为 3°, 计算该情况下, 弹体在后掠角为 0°、20°、30°、35°、45°时的气动压心、阻力系数、升力系数等参数。由于马赫数为 2 时, 预估弹体所处海拔约 460 m; 因此, 计算时代入海拔 460 m 时

的气象参数。不同后掠角稳定裕度计算结果如表 1 所示, 阻力系数 C_d 及升力系数 C_l 随后掠角 χ 的变化如图 5 和 6 所示。

表 1 不同后掠角稳定裕度对比

后掠角/ (°)	被动段 质心/%	主动段 质心/%	压心 位置/%	被动段 裕度/%
0			55.8	9.2
20			57.0	10.4
30	46.6	52.4	58.3	11.7
35			59.2	12.6
45			60.0	13.4

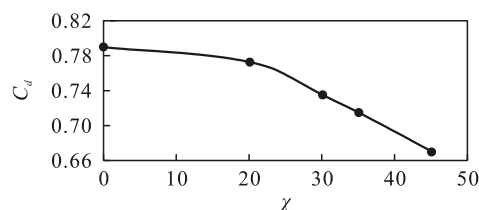


图 5 阻力系数 C_d 随后掠角 χ 的变化

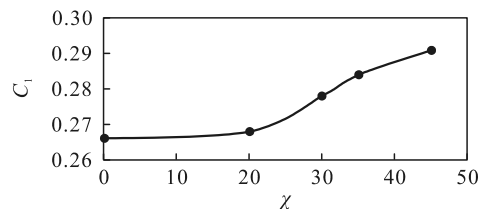


图 6 升力系数 C_l 随后掠角 χ 的变化

对比上表数据可以看出, 随着后掠角的增大压心位置向弹尾方向移动, 阻力系数减小, 升力系数增大。考虑翼片结构布局, 同时参考表 1 数据, 在后掠角 30°之后, 稳定裕度增加幅度有所下降, 且 30°情况下能够更好调整翼片结构尺寸; 因此, 本弹选择 30°后掠角。

2.2 稳定裕度校核

由于本弹为大角度发射, 飞行高度跨度大; 因此, 在不同马赫数时, 预估弹体所处海拔高度, 根据式(3)~(7)计算相应海拔的气象参数, 仿真模拟时代入相应海拔高度的气象参数。计算攻角为 3°, 后掠角为 30°情况下, 不同马赫数时的气动参数, 对比如表 2 所示。

由表 2 数据可以看出, 弹在最大速度 $Ma=2$ 时被动段稳定裕度有 11.7%, 其余速度情况下稳定裕度均 $>12\%$, 主动段稳定裕度也均在 9.7%以上, 可见该弹形能够满足稳定飞行要求。

图 7 为阻力系数随马赫数的变化曲线, 由图可知, 在亚声速时, 阻力系数随马赫数的增大而增大; 在跨声速 $Ma=1.2$ 时, 阻力系数达到最大值; 在超声速时, 阻力系数随马赫数的增大而减小, 符合弹丸的气动规律。图 8 为升力系数随马赫数的变化曲

线, 由图可知, 在亚声速时, 升力系数随着马赫数的增大而无明显变化; 在跨声速 $Ma=1.1$ 时, 升力系数达到最大值; 在超声速时, 升力系数随着马赫

数的增大而缓慢减小, 符合弹丸的气动规律。说明该大展弦比刀形尾翼应用在小口径大长径比气象探测火箭上能够满足稳定飞行要求。

表 2 3°攻角、30°后掠角情况下不同马赫数气动参数对比

序号	马赫数 Ma	所处高度/m	被动段质心/%	主动段质心/%	压心位置/%	被动段裕度/%	主动段裕度/%
1	0.5	8 852			78.0	31.4	25.6
2	0.8	6 898			78.0	31.4	25.6
3	1.0	5 445			80.4	33.8	28.0
4	1.2	4 111			77.0	30.4	24.6
5	1.5	2 438	46.6	52.4	68.3	21.7	15.9
6	1.8	1 100			62.1	15.5	9.7
7	2.0	460			58.3	11.7	-
8	2.2	-			54.9	8.3	-

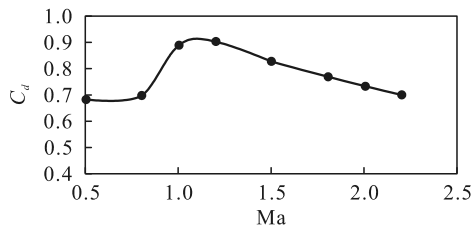


图 7 阻力系数 C_d 随马赫数 Ma 的变化

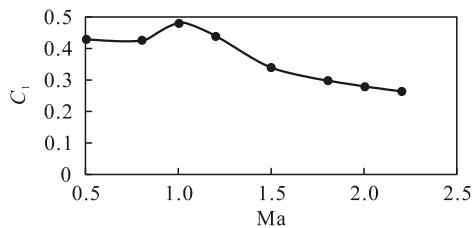


图 8 升力系数 C_l 随马赫数 Ma 的变化

2.3 弹道高度校核

弹体需飞到指定高度 10 km 区域, 在外弹道计算时, 将弹视为质点, 并忽略次要影响因素。利用工程计算方法计算外弹道参数, 代入估算的弹质量、发动机发射药参数及发射仰角、发射管长度等原始参数以及计算得到的弹道系数及阻尼系数等, 计算出火箭飞行的主动段弹道和被动段弹道每一时刻的弹道诸元: 水平射距 x 、高度 y 、飞行速度 v 、弹道倾角 θ 等。

在常温 20 °C, 发射角为 85°时, 该弹的弹道曲线如图 9 所示。弹的出炮口速度 $v_0=38$ m/s, 最大速度 $v_{max}=683.6$ m/s, 分离点射程 $x_{max}=1 617$ m, 最大射高 $y_{max}=10 239$ m, 超过 10 km, 满足射高要求。

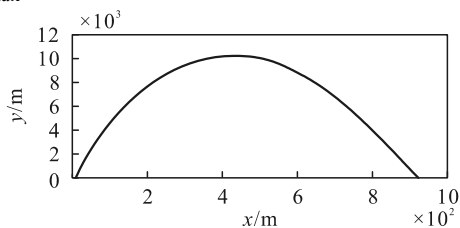


图 9 弹道曲线

3 结论

由于气象探测火箭弹普遍采用小展弦比大面积固定尾翼, 在小口径大长径比火箭弹上应用大展弦比尾翼比较少见; 因此, 全弹的气动特性研究对该种气象探测火箭弹的后续发展具有重要意义。以某型小口径大长径比气象探测火箭弹为基础, 进行全弹建模与计算, 分析其在跨音速情况下的气动力特性。综合所得计算结果, 随着后掠角的增大, 压心位置向弹尾方向移动, 阻力系数减小, 升力系数增大; 计算不同马赫数下升、阻力系数符合弹丸的气动规律; 同时复算弹道高度亦能够满足射高要求。该研究可为小口径大长径比火箭弹的尾翼设计提供参考。

参考文献:

- [1] 伍科. 中国探空火箭的发展历程[J]. 航天返回与遥感, 1998, 19(3): 41-43.
- [2] 周长省, 鞠玉涛, 陈雄, 等. 火箭弹设计理论[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2014: 217-219.
- [3] 朱彦良, 陈洪滨, 凌超, 等. 边界层微型火箭气象探空系统研制与应用[J]. 气象与环境科学, 2016, 39(1): 102-107.
- [4] 王中原, 周卫平. 外弹道设计理论与方法[M]. 北京: 科学出版社, 2004: 18-19.
- [5] 王福军. 计算流体动力学分析——CFD 软件原理与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004: 27-28.
- [6] 洪黎, 张合, 唐玉发, 等. 简易制导火箭弹鸭舵气动特性对弹道的影响[J]. 南京理工大学学报, 2014, 38(3): 380-384.
- [7] 韩子鹏. 弹箭外弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2014: 23.
- [8] 岳通, 王惠源, 张成卿. 尾翼弹高低空气动力特性仿真及外弹道计算[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(5): 37-42, 59.