

# 基于 fluent 的某巡飞弹气动特性仿真研究

王文杰 贾飞 冯令兵

中国兵器工业第二〇八研究所

DOI:10.12238/jpm.v3i10.5328

**[摘要]** 采用 fluent 软件, 基于 SST  $k-\omega$  湍流模型, 对某巡飞弹流场进行了数值模拟; 得到了不同侧滑角时某巡飞弹升力系数、阻力系数、升阻比等随攻角的变化规律。计算所得气动参数可以为巡飞弹的气动外形优化及飞行控制系统设计提供数据支持。

**[关键词]** 巡飞弹; 气动特性; 数值仿真; 侧滑角

## Simulation Study on Pneumatic Characteristics of a Patrol Field Based on fluent

Wang Wenjie, Jia Fei, Feng Lingbing

The 208 Research Institute of China North Industries, Changping, Beijing, 102202

**[Abstract]** Based on SST  $k-\omega$  turbulence model, the lift coefficient, resistance coefficient and resistance ratio is obtained. The calculated aerodynamic parameters can provide data support for the aerodynamic shape optimization and the design of the flight control system.

**[Key words]** patrol missile patrol; pneumatic characteristics; numerical simulation; side slip Angle

### 引言

某巡飞弹是以固定翼飞行器载体, 结合导弹技术, 增加制导、战斗部及探头等, 执行对目标区域进行侦察、监控或打击等一项或多项任务, 形成一种可侦察、可打击的智能弹药。自1994年由美国首次提出以来, 巡飞弹引起了全世界的广泛关注, 先后有美国、俄罗斯、以色列、英国等国家加入巡飞弹发展行列<sup>[1]</sup>。

对于巡飞弹而言, 由于其应在低雷诺数下提供足够的升力, 并具备良好的升阻特性, 应当使用较大展弦比的弹翼, 但由于弹翼在折叠状态下必须完全收纳进入弹身, 并且对于薄翼而言, 若展弦比过大则弹翼的刚度要求无法满足, 对巡飞弹的相关气动设计问题构成了一定的挑战。

针对巡飞弹气动设计问题, 陶福兴<sup>[2]</sup>等在考虑低雷诺数效应和封装特性要求的前提下对巡飞弹的气动布局和气动性能进行了设计和数值分析; 陶迎迎<sup>[3]</sup>等人采用数值模拟的方法对某巡飞弹的翼型进行了选择和气动特性分析; 魏明<sup>[4]</sup>等利用数值模拟手段, 探讨了某巡飞弹的低雷诺数绕流情况; 杨磊松<sup>[5]</sup>等人根据小型筒射无人机的特点, 构造了具有串列翼特征的无人机气动布局并进行了数值仿真计算。

本文采用 fluent 软件对某巡飞弹的外部流场进行了仿真, 得到了某巡飞弹在不同侧滑角时的气动特性变化规律, 并对其原因进行了分析。

### 1 数值模拟

#### 1.1 网格模型

数值仿真计算的某固定翼飞行器模型如图1所示, 巡飞弹外流场仿真计算流场区域尺寸为: 43000 mm×38000 mm×38000 mm。

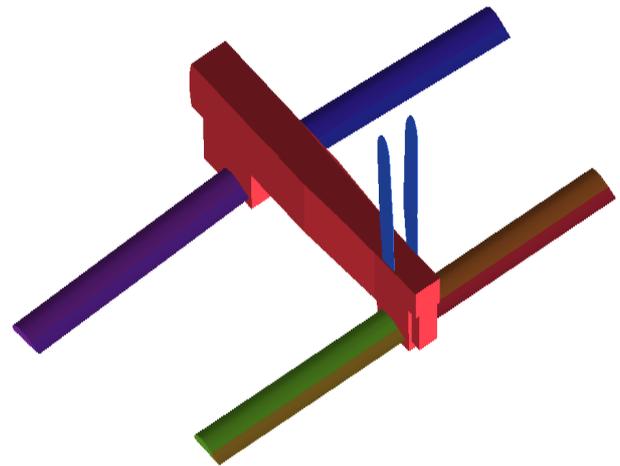


图1 某巡飞弹模型

基于 ANSYS ICEM CFD 前处理软件对某巡飞弹外流场进行网格划分, 划分的网格类型为六面体网格。采用多块网格技术, 降低计算流场区域网格规模, 同时保证某巡飞弹附近区域网格质量。由于近壁面内气流情况较为复杂, 变化较大, 网格通过 O-Grid 对近壁面网格由外到内逐渐加密, 网格共划分为 21 层, 且第一层网格保证在 10-6m 的量级上, 保证附面层内计算结果的精度。网格划分后六面体网格数量为 1250 万。仿真模型网格划分如图 2 所示, 图 3 所示为某巡飞弹表面网格划分图。

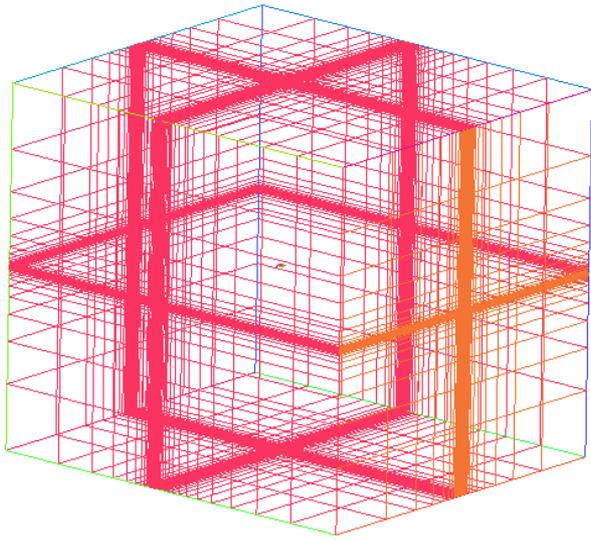


图2 某巡飞弹外流场计算区域网格

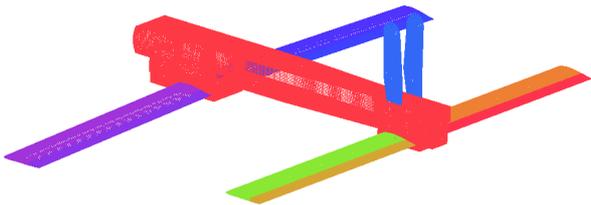


图3 某巡飞弹表面网格

1.2 数值仿真

忽略体力和外部热传导项, 积分形式的非定常可压缩 Navier-Stokes (N-S) 方程可写为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_{\Omega} Q dv + \iint_{\Omega} F(Q) \cdot n ds = \iint_{\Omega} G(Q) \cdot n ds \quad (1)$$

上式中 Q 为守恒变量, F(Q) 是对流项, G(Q) 是粘性项。

粘性项中的分子粘性系数通过 Sutherland 公式给出:

$$\mu = \frac{1 + C_s}{T + C_s} T^{1.5} \quad (2)$$

其中,  $C_s = 110.4 / T_{\infty}^*$ ,  $T_{\infty}^*$  为无量纲的自由来流温度; 湍流粘性系数  $\mu_t$  由湍流模型给定。层流与湍流 Prandtl 数分别为:  $Pr = 0.72$ ,  $Prt = 0.9$ 。γ 为比热比, 对于理想气体  $\gamma = 1.4$ 。

湍流模型的控制方程为:

$$\begin{aligned} \frac{\partial k}{\partial t} + u_i \frac{\partial k}{\partial x_i} - \frac{1}{\rho} p_k - \beta' k \omega + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_i} [(\mu_t + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i}] \\ \frac{\partial \omega}{\partial t} + u_i \frac{\partial \omega}{\partial x_i} - \frac{1}{\rho} p_{\omega} - \beta \omega^2 + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_i} [(\mu_t + \sigma_{\omega} \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i}] + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \end{aligned} \quad (3)$$

1.3 边界条件

边界条件为速度入口和压力出口, 速度入口边界条件用于定义来流速度及方向, 压力出口边界条件定义为标准大气压 (101325Pa), 气流速度设定为 25m/s, 远场温度设定为 300K (常温)

某巡飞弹壁面边界设定为固定壁面边界条件, 绝热、无滑移边界条件。

2 计算结果分析

图4~图6分别为某巡飞弹在攻角  $\alpha = -3^\circ$ 、 $0^\circ$ 、 $3^\circ$ 、 $6^\circ$ 、 $9^\circ$ 、 $12^\circ$ , 侧滑角  $\beta = -10^\circ$ 、 $-5^\circ$ 、 $0^\circ$ 、 $5^\circ$ 、 $10^\circ$  时升力系数、阻力系数、升阻比随攻角的变化曲线。

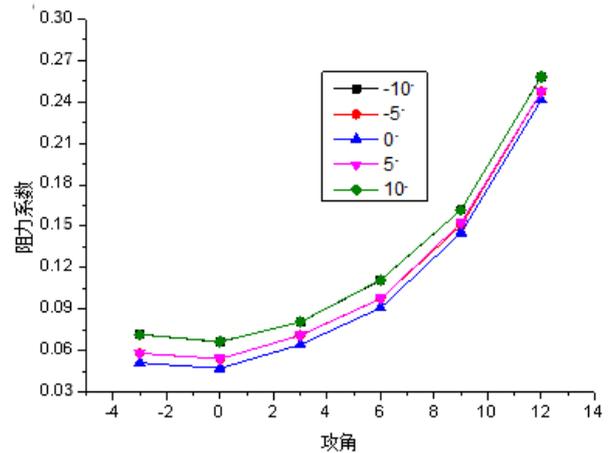


图4 阻力系数-攻角变化曲线

从图4可知, 随着攻角增大, 阻力系数不断增。但是, 在小攻角下, 阻力系数较小, 且随攻角增大得较慢; 而在大攻角下, 阻力系数随着攻角增大得较快; 超过临界攻角以后, 阻力系数随攻角增加急剧增大。这是因为, 中小攻角下摩擦阻力起主导作用, 而摩擦阻力系数基本不随攻角变化, 在小攻角下, 压差阻力系数也随攻角变化不大, 此时摩擦阻力起主导作用; 在大攻角下, 诱导阻力系数随升力系数的平方成正比例增加得较快, 即诱导阻力起主导作用; 超过临界攻角后, 压差阻力系数急剧增加, 此时压差阻力起主导作用, 使得阻力系数急剧增加。

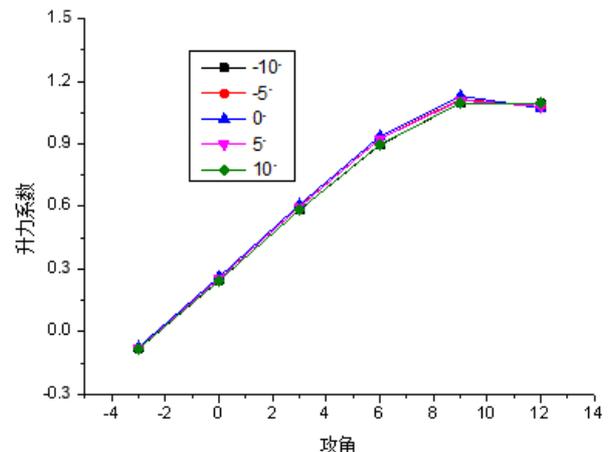


图5 升力系数-攻角变化曲线

从图5可知, 在中小攻角范围内, 由于机体上表面的气流分离还不显著, 升力系数与迎角成线性关系; 攻角增大到一定程度时, 机身上表面的气流分离逐渐明显, 升力系数随攻角变化随之变缓, 某巡飞弹出现轻微抖动、自动上仰等现象<sup>[7]</sup>; 攻角增至  $9^\circ$  左右时达到临界攻角, 升力系数增至最大值; 超过临界攻角, 再增大攻角, 升力系数减小, 某巡飞弹失速。侧滑角

对升力系数的影响可以忽略不计。

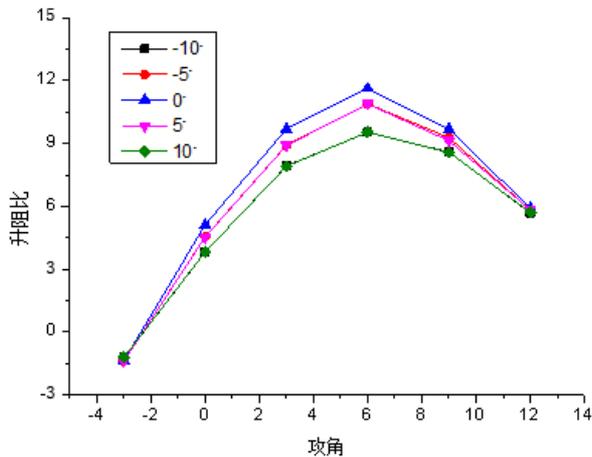


图6 升阻比随攻角的变化曲线

确定飞行器空气动力性能的好坏,不能只看升力或阻力的大小,必须综合看它们的比值。升力和阻力的比值越大,表明同一攻角下的升力越大于阻力,或当升力一定时阻力越小<sup>[7]</sup>。从图7可知,从负攻角开始,攻角增大,升阻比增大;攻角增至6°时达到有利攻角,升阻比最大;超过有利攻角,攻角再增大,升阻比反而减小。这是由于在中、小攻角下,升力系数的斜率是常量,而阻力系数随攻角增加的比例小于升力系数增加的比例;大攻角下,阻力系数增加的比例大于升力系数增加的比例;大于临界攻角,升力系数变小,阻力系数急剧增加。升阻比随侧滑角绝对值的增加而减小。

### 3 结论

本文基于 fluent 仿真软件,对某巡飞弹的气动特性进行了仿真分析,得到了不同侧滑角时某巡飞弹的升力系数、阻力

系数、升力和阻力的比值随攻角变化的情况,为某巡飞弹的气动布局优化和控制系统设计提供支持,亦可为此类飞行器的研制提供参考。

### [参考文献]

- [1]宋怡然,陈英硕,蒋琪,王一琳.国外典型某巡飞弹发展动态与性能分析[J].情报交流,2013,2:37-40.
- [2]陶福兴,张恒,李杰.一种小型单兵某巡飞弹的气动外形设计[J].弹箭与制导学报[J].2015,35(6):111-114.
- [3]陶迎迎,郝永平,袁备等.某巡飞弹的翼型选择及气动特性分析[J].弹箭与制导学报.2016,36(1):129-131.
- [4]魏明,王华.巡飞器无舵偏情况下的气动数值分析[J].飞行力学,2010,28(2):59-62.
- [5]杨磊松,李松超.一种小型筒射无人机外形设计与气动分析[J].兵器装备工程学报,2018,39(6):90-93.
- [6]阎超.计算流体力学方法及应用[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006
- [7]朱宝鑫.无人机空气动力学[M].北京:航空工业出版社[M],2006
- [8]王秉良,鲁嘉华等.飞机空气动力学[M].北京:清华大学出版社,2013
- [9]郭卫刚,张信明,康小伟.某大型无人机气动特性及稳定性分析[J].四川兵工学报,2013,34(4):138-140.
- 作者简介:**  
王文杰,河南周口,1988.08,中国兵器工业第二〇八研究所,高级工程师,空气动力学。