

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2011.05.027

基于 CFD 软件的制导兵器气动特性

王堃, 买瑞敏, 周俊祥

(中国兵器工业第 208 研究所 弹药技术研究室, 北京 102202)

摘要: 针对传统弹箭气动特性研究存在的低精确性和高耗费性问题, 提出采用专业计算流体学 (computational fluid dynamics, CFD) 软件进行弥补。通过运用专业 CFD 软件对某鸭舵式气动布局模型进行网络划分、模拟分析, 得到弹丸在不同攻角和马赫数下飞行的气动云图和气动参数。结果表明, 采用专业 CFD 软件能实现对弹体各个气动参量的全面分析, 并可取得理想的效果。

关键词: CFD; 鸭式布局; 数值模拟; 气动特性

中图分类号: TP391.9 **文献标志码:** A

Aerodynamic Configuration of Guided Weapons Based on CFD Software

Wang Kun, Mai Ruimin, Zhou Junxiang

(Ammunition Research Section, No. 208 Research Institute of China Ordnance Industries, Beijing 102202, China)

Abstract: Aiming at traditional investigation of aerodynamic configuration of weapons is usually imprecise and diseconomy. Put forward professional CFD software to compensate. Use professional CFD software to carry out network division and simulation analysis for certain type canard rudder pneumatic layout model. Acquire pneumatic cloud map and pneumatic parameter of pill flying in different angles and Mach number. The result shows that the professional CFD software to realize the general analysis of pill pneumatic parameter, and acquire perfect effect.

Keywords: CFD; canard configuration; numerical simulation; aerodynamic characteristic

0 引言

弹丸飞行弹道的研究需要获得合理的气动特性参数, 传统上必须通过多次反复计算并配合大量试验, 得到大量的数据后不断改进, 才能得到较理想的结果。对于大口径武器, 尤其是复杂外形的制导武器来说, 试验的耗费非常大, 要投入大量的人力、物力和财力, 设计周期长。随着流体计算软件的发展和优化, 计算机仿真可在一定程度上代替实验。因此, 笔者对基于计算流体学 (computational fluid dynamics, CFD) 软件的制导兵器气动特性进行研究, 以减少试验次数, 节约试验经费, 缩短研制周期。

CFD 为各类流动模型的建立提供了更多的依据, 使很多分析方法得到发展和完善。然而, 更重要的是计算流体力学采用它独有的新的研究方法—数值模拟方法。这种方法的主要过程包括: 确定物理模型、划分网格、加载计算、后处理等。

1 弹丸的物理模型与网格划分

仿真模型采用了鸭舵式气动布局, + - + 型结构。整个弹体长为 700 mm, 直径 80 mm, 鸭舵为 25°后掠椭圆截面翼舵, 尾翼为矩形翼, 菱形截面, 物理模型如图 1。外围空气域是长度十倍弹长, 直径十倍弹径的圆柱空气域, 网格划分结果如图 2。

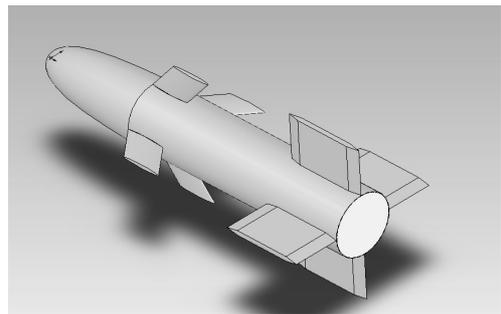


图 1 鸭舵式气动布局物理模型

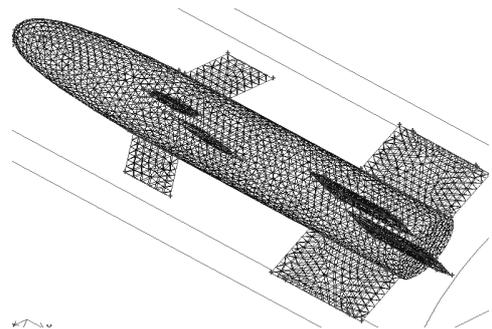


图 2 弹体表面的网格

计算模型采用求解三维计算模型、湍流模型来求解 Navier-Stokes 方程的方法进行计算, 完整的 $K-\zeta$ 湍流模型方程包括湍流动能方程 K 和扩散方程 ζ , 需要解 2 个变量: 速度和长度尺度。它是个半经验的公式, $K-\zeta$ 模型假定流场完全是湍流, 分子之

收稿日期: 2010-12-29; 修回日期: 2011-03-11

作者简介: 王堃 (1985—), 男, 山东人, 硕士, 助理工程师, 从事弹药总体技术与仿真研究。

间的粘性可以忽略，因而只对完全是湍流的流场有效。在 FLUENT 中，标准 $K-\zeta$ 模型自从被提出之后，就成为工程流场计算中的主要工具，适用范围广，且具有经济、合理的精度。

2 气动特性的数值计算

数值模拟条件：舵偏角为 0° 、 3° 、 5° 、 8° 、 10° ，马赫数为 0.6、0.8、1.2、1.4、1.6，攻角为 0° 、 10° 。数值模拟的结果包括阻力系数随马赫数、攻角

变化曲线，全弹升力系数随马赫数、攻角变化曲线，全弹俯仰力矩系数随马赫数、攻角变化曲线及 $Ma=1.4$ 、无攻角时导弹的静压图、来流马赫数分布等。

2.1 仿真视图及分析

图 3、图 4 给出了 0° 攻角 $Ma=0.8$ 弹体表面速度矢量、表面静压力分布 3D 图，可以观察到弹体表面不同部位速度矢量的变化，还可以观察到压力最大处在弹头部，压力最小处在舵与翼的根部两侧。

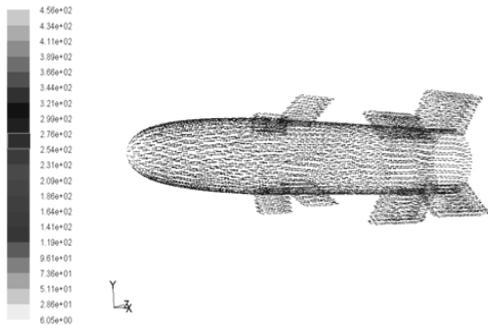


图 3 $\alpha=0^\circ$ $Ma=0.8$ 弹体表面速度矢量分布 3D 图

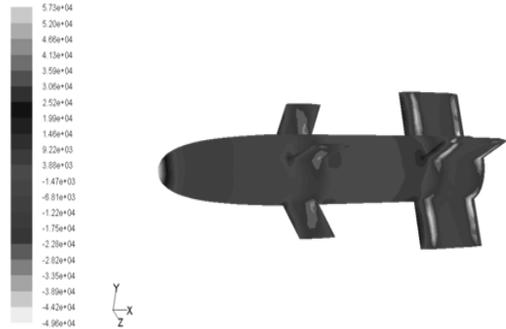


图 4 $\alpha=0^\circ$ $Ma=0.8$ 弹体表面静压力分布 3D 图

图 5 和图 6 给出了 0° 攻角， $Ma=0.8$ 和 $Ma=1.4$ 时的流场压力分布截面图，对比图 5 和图 7 可以看到：相同处是压力最大处都在弹头处，压力最低处在弹底部。不同处在于压力在亚音速时变化缓和，变化区域小，在超音速时，由于来流作用，产生附

体激波。在弧形部、圆柱部和弹尾接合部，气流由于转折发生膨胀，压力变化剧烈，影响区域大。进一步分析图 7 和图 8 所能给出的 $Ma=0.8$ 和 $Ma=1.4$ 时的流场压力分布曲线截面图，可以看出亚音速下压力曲线圆滑而平缓，超音速时变得激凸且错杂。

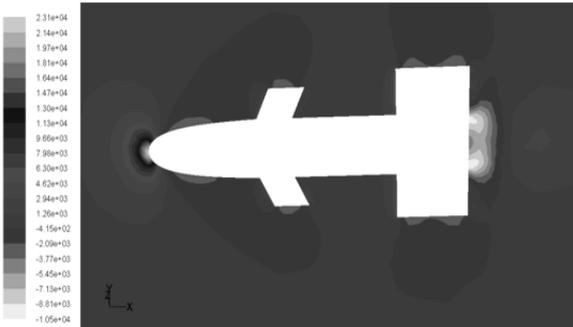


图 5 $\alpha=0^\circ$ $Ma=0.8$ 流场压力分布截面图



图 6 $\alpha=0^\circ$ $Ma=0.8$ 流场压力分布曲线截面图

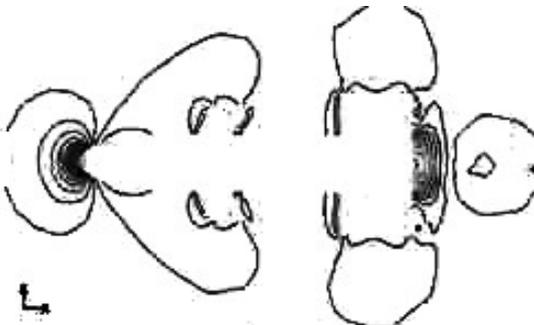


图 7 $\alpha=0^\circ$ $Ma=1.4$ 流场压力分布截面图

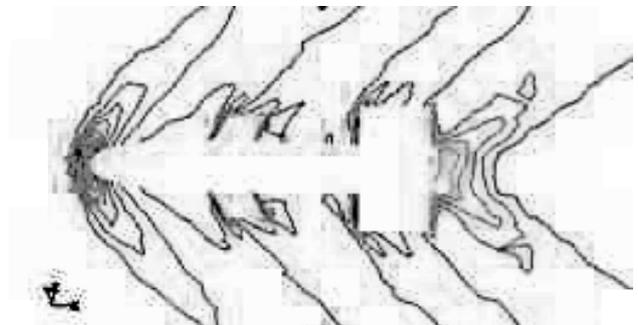


图 8 $\alpha=0^\circ$ $Ma=1.4$ 流场压力分布曲线截面图

图 9 与图 10 分别给出了 $Ma=0.8$ 和 $Ma=1.4$ 时的流场域速度矢量分布截面图，相同处在于速度矢量在弹头部急剧降低，同时在弹底部形成速度矢量漩涡，使空气流速降为最低。速度矢量在弹头后部，

鸭舵，尾翼处得到爬升，速度矢量较大，舵与翼之间的涡流影响不明显。不同处在于，亚音速时速度矢量变化缓和，超音速时速度矢量变化间隔小，明显且迅速。

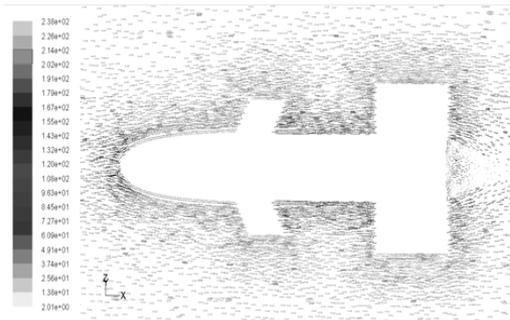


图 9 $\alpha=0^\circ$ $Ma=0.8$ 流场域速度矢量分布截面图

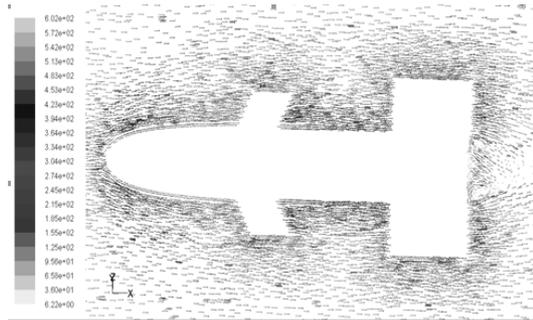


图 10 $\alpha=0^\circ$ $Ma=1.4$ 流场域速度矢量分布截面图

2.2 结果分析

2.2.1 数值分析

由于变量参数较多,采用控制变量的试验方法,即改变某一变量,固定其余相关变量,来考察在此变量变化下气动布局所具有的相关特性。

当来流马赫数大于 1 时,弹体头部产生激波,气流经激波产生突跃压缩,然后在锥形流区内进行等熵压缩,产生头部波阻。圆柱部上的压强和轴线垂直,不产生阻力。对于鸭舵修正弹,鸭舵、尾翼产生单独阻力,气流在弹体内部流动时也会产生附加阻力,这些阻力合在一起就是弹体所受的总的阻力。固定马赫数与攻角,控制舵偏角度数,可以得到不同舵偏角在同一马赫数,同一攻角下的升力,从而研究鸭舵的舵面的操纵效率。表 1 为 $\alpha=0^\circ$ $Ma=1.4$ 下舵偏角与升力关系表。

表 1 $\alpha=0^\circ$ $Ma=1.4$ 下舵的升力表

舵偏角 $\delta/^\circ$	舵升力/N	舵面升力系数
0	0	0
3	170.12	0.066 232
5	319.11	0.131 969
8	533.76	0.232 526
10	680.14	0.281 267

为研究鸭舵气动布局在不同攻角下的气动特性,可以固定马赫数与舵偏角角度数,改变修正弹的攻角来进行气动仿真,从而得出相应结果,来分析评价该气动布局的功效。固定马赫数为 1.4 M,攻角为 0° ,改变舵偏角得图 11、图 12,分别为升力系数和阻力系数与攻角关系。

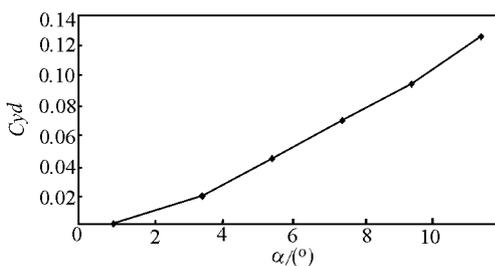


图 11 舵面升力系数与攻角关系图 ($Ma=1.4, \delta=0^\circ$)

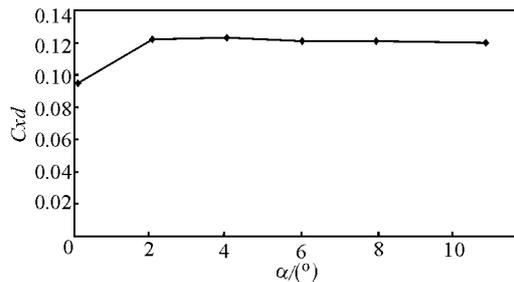


图 12 舵面阻力系数与攻角关系图 ($Ma=1.4, \delta=0^\circ$)

研究马赫数对鸭舵式气动布局影响时,可以固定舵偏角和攻角,只改变马赫数,来显示马赫数的单独影响。舵偏角设为 10° ,攻角定为 0° ,马赫数由亚音速向超音速变化。得到图 13 为阻力系数与马赫数之间的关系。

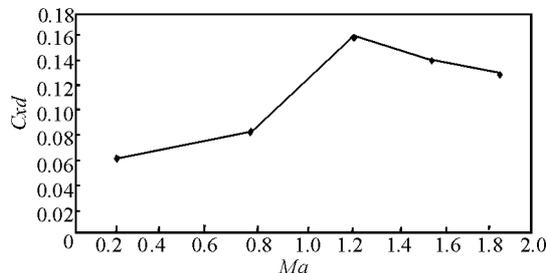


图 13 舵面阻力系数与马赫数关系 ($\delta=10^\circ, \alpha=0^\circ$)

弹体所受空气动力矩以及压心的确定是鸭舵式气动布局设计的一个重要内容,它关系到鸭舵对整体控制的能力和稳定性的评价。

表 2 给出了马赫数为 0.8 M、1.4 M,攻角为 2° 、 4° ,舵偏角为 0° 、 5° 、 10° 时,仿真计算所得到的压力中心,与对质心各力矩。根据表 2 中的数据可以分析鸭舵对整个弹体的控制能力与飞行特性。

表 2 修正弹气动特性表

M	$\alpha/^\circ$	$\delta/^\circ$	x_p/mm	对质心 $(M_x, M_y, M_z)/(\text{N}\cdot\text{m})$
0.8	4	0	646.4	(0.102, 107.69, 1.14)
	4	5	650.2	(-0.731, 46.08, -2.54)
1.4	2	0	649.2	(-2.54, 11.33, -113.80)
	2	10	660.6	(-2.61, 223.16, -1.85)

3 结论与展望

通过对某模型弹气动特性分析与研究,主要得到如下结论:

(下转第 96 页)