

doi: 10.7690/bgzdh.2016.02.017

小直径制导炸弹翼片的流固耦合仿真分析

郑永乾, 郭 锐, 刘荣忠

(南京理工大学机械工程学院智能炸弹技术国防重点学科实验室, 南京 210094)

摘要: 为研究小型制导炸弹的翼片变形对气动特性的影响, 采用双向流固耦合方法计算一种三弹翼气动布局的制导炸弹在柔性翼时的气动参数及气动变形, 利用 FLUENT 计算其在刚性翼时的气动参数。仿真结果表明: 2 种翼片的制导炸弹升力系数、阻力系数及升阻比随攻角和速度变化的趋势相同; 柔性翼的制导炸弹升力系数与升阻比都大于刚性翼, 阻力系数小于刚性翼, 最大变形量与攻角成线性关系。采用柔性翼的制导炸弹气动特性优于刚性翼。

关键词: 刚性翼; 柔性翼; 气动参数; 气动变形

中图分类号: TJ765.4 **文献标志码:** A

Fluid-solid Coupling Simulation Analysis of Wings of Small Diameter Guided Munitions

Zheng Yongqian, Guo Rui, Liu Rongzhong

(National Key Laboratory of Fundamental Science on Smart Bomb Technology, School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Study the influence of the deformation of the wing on the aerodynamic characteristics of the small guided bomb. Use bi-directional fluid-solid coupling method to calculate the aerodynamic parameter and deformation of flexible-wing of three-wing configuration guided bomb, and calculate the aerodynamic parameters of rigid wing by FLUENT. The simulation results indicate that the two wings of guided bomb lift coefficient, drag coefficient and lift to drag ratio along with the trend of the angle of attack and the change of speed in the same; guided bombs of the flexible wing lift coefficient and lift drag are larger than that of the rigid wing; drag coefficient of flexible wing is less than rigid wing; the maximum deformation of the flexible wing is linear with the angle of attack. The aerodynamic characteristic of the guided bomb with flexible wing is better than that of the rigid wing.

Keywords: rigid wing; flexible wing; aerodynamic parameters; aerodynamic deformation

0 引言

制导炸弹飞行时, 由于气动力的作用, 翼片会发生变形, 从而影响制导炸弹的气动特性。随着微电子和新型材料等相关技术的发展以及现代局部战争对武器性能需求的转变, 制导炸弹的远程化与小型化成了主流的发展方向^[1]。现阶段各国大力发展小直径制导炸弹, 如美国航空武器中心和空军研究试验室牵头开发了“短柄斧”航空制导炸弹、MALD 空射诱饵弹和 LOCAAS 等各类小直径炸弹(SDB)用于装备无人机^[2]。

为提高射程, 弹翼的展弦比越来越大, 翼片材料由传统的钢制材料向轻型的复合材料转变。由于翼片的展弦比增加以及材料强度的变化, 气动力导致制导炸弹的气动变形更加明显, 气动变形对制导炸弹气动特性的影响更加突出。对于翼片在气动力作用下的变形仿真, 笔者采用 ANSYS/ Workbench 进行双向流固耦合计算^[3]。通过对制导炸弹进行三维建模, 并设定相应的边界条件, 施加不同速度和方向的空气来流, 在此基础上深入分析了翼片变形对制导炸弹气动特性的影响。



图 1 基于 FLUENT 的双向流固耦合树图

收稿日期: 2015-11-12; 修回日期: 2015-12-15

基金项目: 国家自然科学基金“青年科学项目”(11102088)

作者简介: 郑永乾(1990—), 男, 湖北人, 在读硕士, 从事智能弹药技术、流体力学仿真、流固耦合仿真等研究。

1 流固耦合仿真计算

1.1 Workbench 流固耦合计算

ANSYS 14.0 是 2011 年底新推出的版本, 在该版本中, 加入了一个新的模块 System Coupling, 可以用于 FLUENT 与 ANSYS Mechanical (Transient Structural 模块) 的双向流固耦合计算。使得 FLUENT 可以不用借助第三方软件进行双向流固耦合计算。图 1 是基于 FLUENT 的双向流固耦合树图。

1.2 弹丸形状与翼片形状

翼面沿弹身周向布置形式主要有平面型、十字型、X 字型、环形、T 型或改进环形等常规布局^[4]。美国研制的“短柄斧”航空制导炸弹如图 2。采用三片柔性的弹翼, 弹翼间有 3 个红外探测器, 利用尾部的三片尾翼控制弹丸飞行。笔者借鉴“短柄斧”航空制导炸弹的气动布局, 主要研究三翼气动布局的制导炸弹刚性翼与柔性翼的气动特性, 对“短柄斧”的结构进行简化, 去掉了控制尾翼, 只研究弹翼对弹丸气动特性的影响, 模型结构如图 3 所示。图中定义了弹轴所在的坐标轴为 x 轴, 水平垂直于弹轴的方向为 y 轴, 竖直垂直于弹轴的方向为 z 轴。

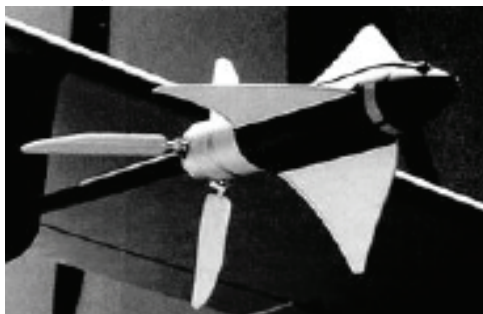
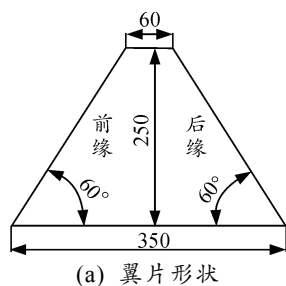
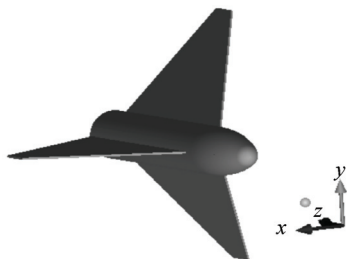


图 2 “短柄斧”制导炸弹



(a) 翼片形状



(b) 翼片的布置形式

图 3 翼片形状与数目

1.3 网格划分

如图 4 所示, 笔者将 Proe 创建的三维模型导入 ICEM 创建固体域与流体域。固体域在弹体内部, 流体域为直径 7 000 mm, 长度 8 000 mm 的圆柱体。在利用 FLUENT 的双向流固耦合仿真计算中, 对于固体结构变形较大的情况, 需要在流体计算中进行网格设置, 并采用动态层技术与网格重构方法, 这 2 种方法对于六面体网格失效; 因此, 只能使用四面体网格。笔者采用非结构化网格得到如图 4 所示的网格。

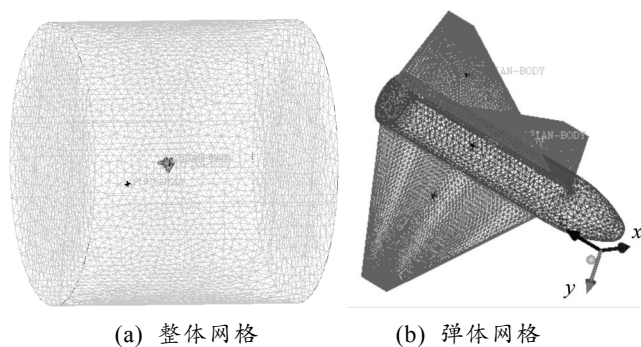


图 4 网格结构

1.4 控制方程

1) 流体域控制方程。

湍流模型采用 Spalart-Allmaras 单方程湍流模型, 即在雷诺应力平均 N-S 方程的基础上再多求解一个表示湍流黏性的输运方程, 其中连续性方程^[5]

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0. \quad (1)$$

式中: ρ 为流体密度; t 为时间; u_i 为流体的速度 u 在坐标轴 3 个方向的投影; x_i 为流体在坐标系各个方向的位移。

动量方程即雷诺平均的 Navier-Stokes 方程:

$$\rho \frac{du_i}{dt} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{du_i}{dx_j} + \frac{du_j}{dx_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{du_z}{dx_j} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u'_i u'_j}). \quad (2)$$

式中: p 为压力; μ 为动力黏性系数。

为了求解式 (2), 必须对 $-\rho \overline{u'_i u'_j}$ 项进行模拟以使方程封闭。通常的方法是应用 Boussinesq 假设 (布西涅斯克假设), 认为雷诺应力与平均速度成正比, 即

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = u_i \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \left(\rho k + u_i \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \right) \delta_{ij}. \quad (3)$$

式中： k 为湍动能； δ_{ij} 为克罗内克函数。

Spalart-Allmaras 模型的求解变量 \bar{v} ，表征出了近壁（黏性影响）区域以外的湍流运动黏性系数。 \bar{v} 的输运方程为：

$$\rho \frac{D\bar{v}}{Dt} = G_v + \frac{1}{\sigma_v} \left[\frac{\partial}{\partial x_x} \left\{ (\mu + \rho\bar{v}) \frac{\partial \bar{v}}{\partial x_x} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x_y} \right) \right] - Y_v \quad (4)$$

式中： G_v 是湍流黏性产生项； Y_v 是湍流黏性系数减少项； ν 是分子运动黏性系数^[6]； σ_v 是模型常数为 2/3； C_{b2} 是模型常数为 0.622。

2) 固体域控制方程。

固体域的守恒方程可以由牛顿第二定律导出：

$$\rho_s \ddot{\mathbf{d}}_s = \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma}_s + \mathbf{f}_s \quad (5)$$

式中： ρ_s 是固体密度； $\boldsymbol{\sigma}_s$ 是柯西应力张量； \mathbf{f}_s 是体积力矢量； $\ddot{\mathbf{d}}_s$ 是固体域当地加速度矢量^[7]。

1.5 边界条件与材料属性的设置

1) 边界条件设置^[8]。

进入 B3，选择基于密度的瞬态计算，设置流体材料属性：材料设为 air，密度为 ideal-gas，在“Viscosity”一项中选择“Sutherland”；外边界取压力远场条件，考虑制导弹药的使用平台，无人机、作战飞机的巡航速度以及弹药投放时的安全性与可

靠性，机载制导弹药在投放后都是以亚音速飞行，设置来流的速度与方向；弹体表面设置为“wall”，壁面条件为无滑移条件，壁面粗糙度选为默认值 0.5，所有其他标量采用不可渗透壁面条件。由于考虑攻角的影响，来流的方向为弹轴所在的 z 方向和 x 方向分量的合成， z 方向产生阻力， x 方向产生升力，坐标系如图 3 所示。采用瞬态计算进行动网格设置，计算步数为 200，步长为 0.001 s。

进入 C3 设置固定面的固定约束、流固耦合面。

进入 D2 设置结束时间、时间步长，并且创建流固耦合面。

2) 材料设置。

双击 C2 单元格进入固体材料设置。笔者保持默认的结构钢，密度为 7 850 kg/m³，弹性模量为 2.1e11 Pa，泊松比为 0.3。

2 计算结果及分析

2.1 气动参数的分析

分别利用 Workbench 和 FLUENT 计算柔性翼与刚性翼的制导炸弹在 $Ma=0.3$ 、 $Ma=0.4$ 、 $Ma=0.5$ 、 $Ma=0.6$ 、 $Ma=0.7$ 、 $Ma=0.8$ ，攻角为 1°、2°、3°、4°、5° 这 30 种状态下刚性翼与柔性翼的气动参数。利用 Origin 对仿真得到的数据进行处理，得到制导炸弹在不同攻角下的气动参数与马赫数的关系如图 5、图 6。制导炸弹阻力系数的参考面积取最大截面积，其数值为 0.009 35 m²。

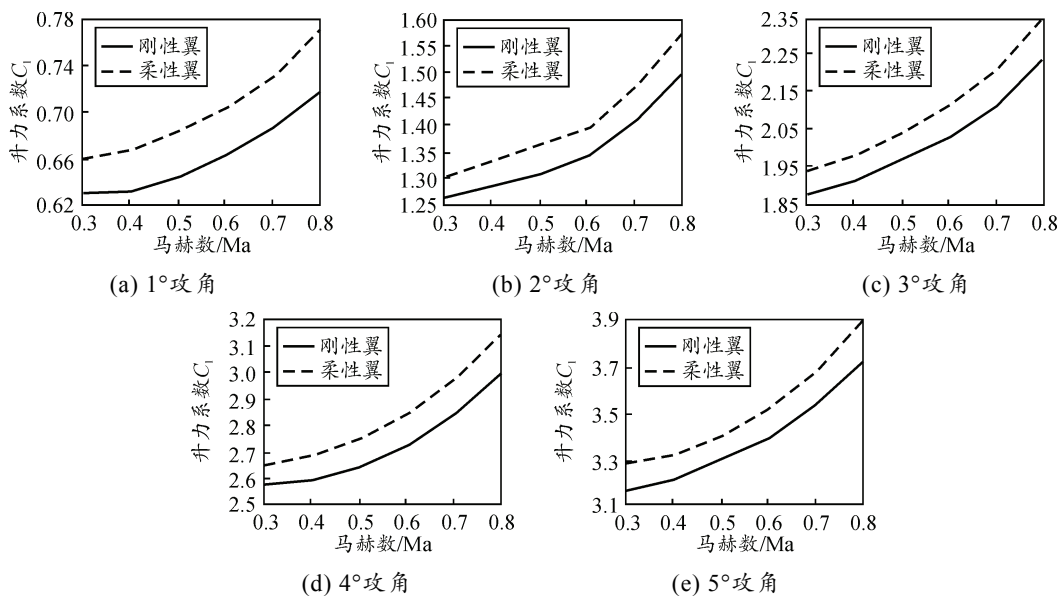


图 5 刚性翼与柔性翼的升力系数与马赫数的关系曲线

由图 5 可以看出：攻角一定时，2 种翼片情况的制导炸弹升力系数随着马赫数的增加稳定增大；

马赫数一定时，升力系数随着攻角的增加显著增大；攻角和马赫数一定时，柔性翼的制导炸弹升力系数

比刚性翼的大；柔性翼与刚性翼的升力系数差值随着攻角和马赫数的增加而增大。由图 6 可以看出：马赫数一定时，2 种翼片的制导炸弹阻力系数随着攻角的增加而增大；攻角在 $1^\circ\sim 4^\circ$ 时，阻力系数随着马赫数的增加先缓慢减小再增大；攻角在 5° 时，

阻力系数随着马赫数的增加而增大；攻角和马赫数一定时，柔性翼的制导炸弹阻力系数比刚性翼的小，且 2 种翼片的阻力系数差值随着马赫数的增加而减小，这是因为翼片在升力的作用下向上弯折，减小了亚音速下的诱导阻力。

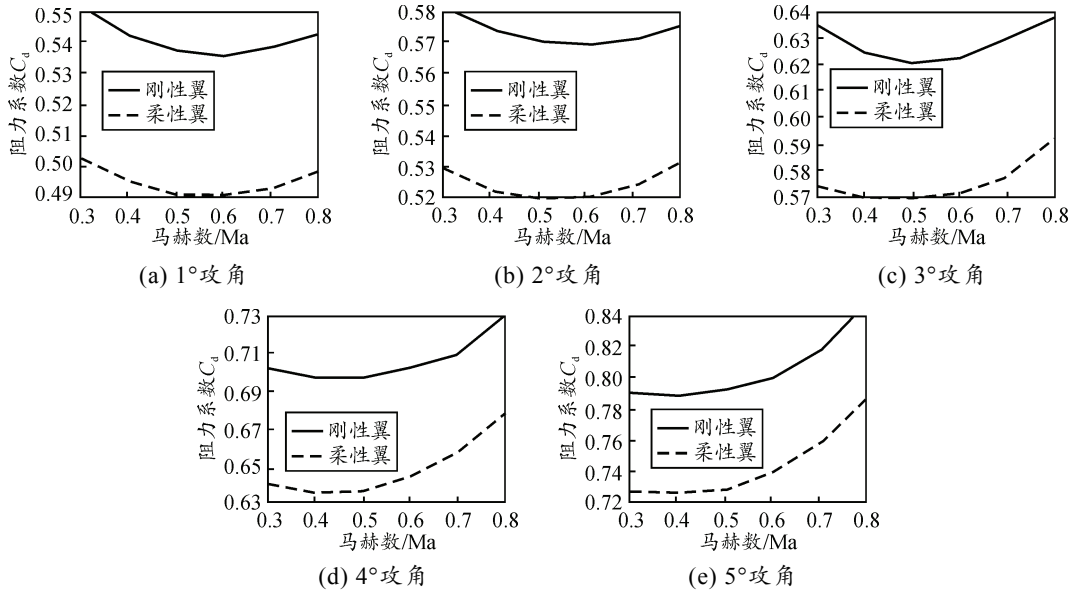


图 6 刚性翼与柔性翼的阻力系数与马赫数的关系曲线

远射程始终是战术飞行武器设计追求的一个目标，增程途径主要有动能增程、势能增程和气动增程^[9-10]。小直径制导炸弹由于结构和体积的限制，大部分制导炸弹自身不携带动力装置，依靠投放时的惯性飞行，主要采用的射程方式为气动增程。在相同的投放条件下，影响弹丸炸弹射程因素的就是炸弹自身的升阻比。炸弹在滑翔过程中采用最大升阻比进行下滑，基本上就可以得到最大滑翔距离，

与真正的数值最优解相差不到 1%^[11]；因而分析弹丸的升阻比很有意义。图 7 是不同攻角时 2 种翼片的制导炸弹的升阻比随马赫数的变化曲线图。

由曲线图 7 可看出：攻角一定时，马赫数在 0.3~0.8 时，2 种翼片情况的制导炸弹升阻比随着马赫数的增加而增大；马赫数一定时，2 种翼片的制导炸弹升阻比都是随着攻角的增加而增大；在攻角与马赫数相同时，柔性翼的升阻比比刚性翼的大。

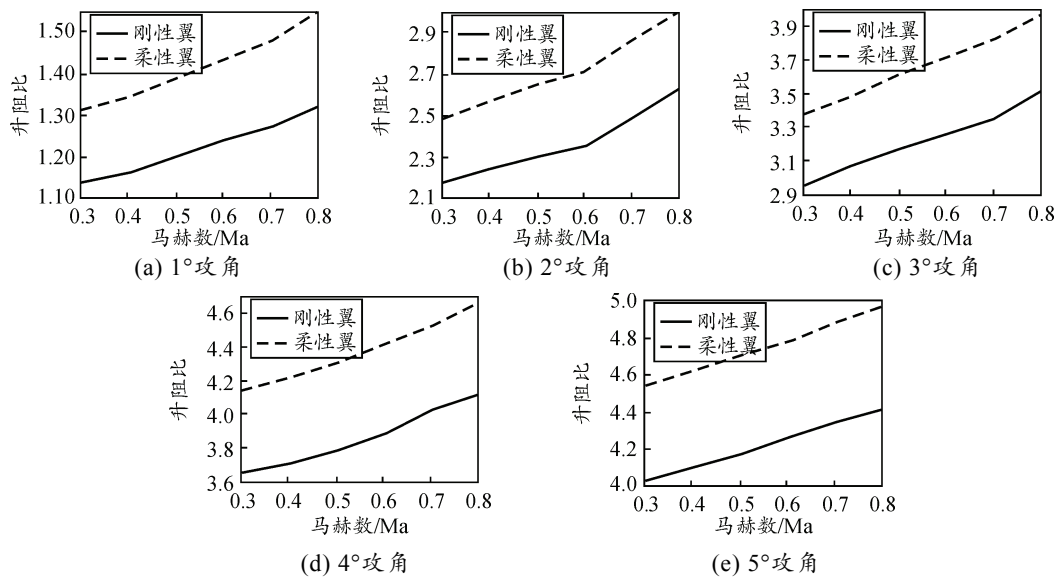


图 7 刚性翼与柔性翼的升阻比与马赫数的关系曲线

2.2 流场分析

弹丸在飞行中受到周围空气作用产生的阻力，按其产生的原因不同，可分为摩擦阻力、涡流阻力（压差阻力）和激波阻力 3 种^[12]。亚音速飞行时由于没有形成激波，阻力主要是摩擦阻力和涡流阻力。选取攻角为 4°， $Ma=0.8$ 时 2 种翼片的制导炸弹仿真结果，对 2 种翼片的制导炸弹飞行流场进行分析，图 8 是在 CFD-Post 中得到 2 种翼片的制导炸弹的流线，流线密度都是 2 000。从图中可以看到，在 2 种翼片的制导炸弹的尾部都形成了尾部涡流。由于翼

片的干扰作用不同，2 种翼片炸弹形成尾部涡流的强度不同。

图 9 是在 CFD-Post 中得到的 2 种翼片制导炸弹在 4°攻角和 $Ma=0.8$ 速度时，中间面与弹体表面的压力云图。由图可知：流场在炸弹头部是高压区，尾部是低压区；由于存在攻角，弹体表面的压力分布不是沿弹体轴线对称分布，迎风面的压力大于背风面，2 个面之间的压力差是升力的主要来源；由于翼片前缘对流场的扰动作用，在前缘与弹体的连接处形成涡流，使得翼片在翼片前缘与弹体的连接处形成低压区。

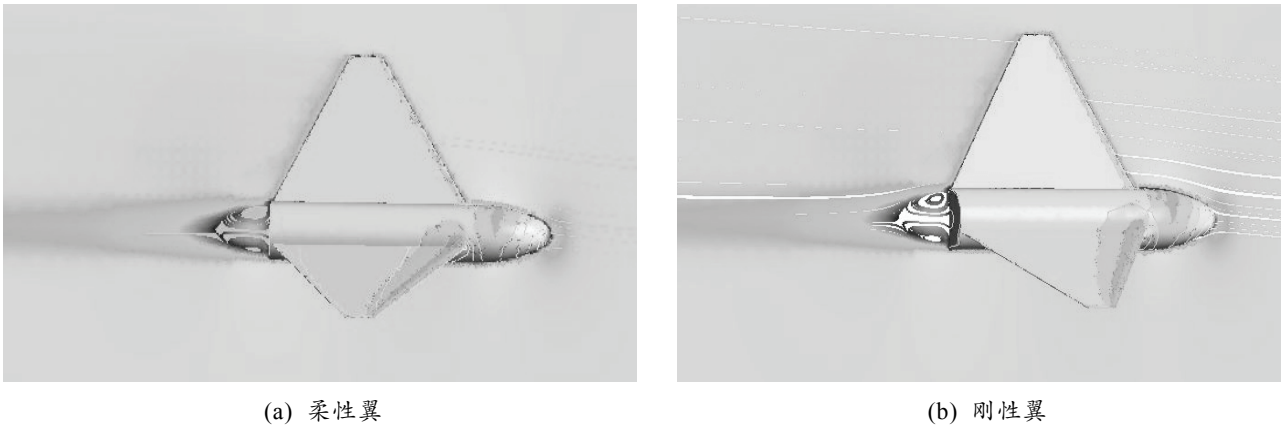


图 8 制导炸弹的流线图

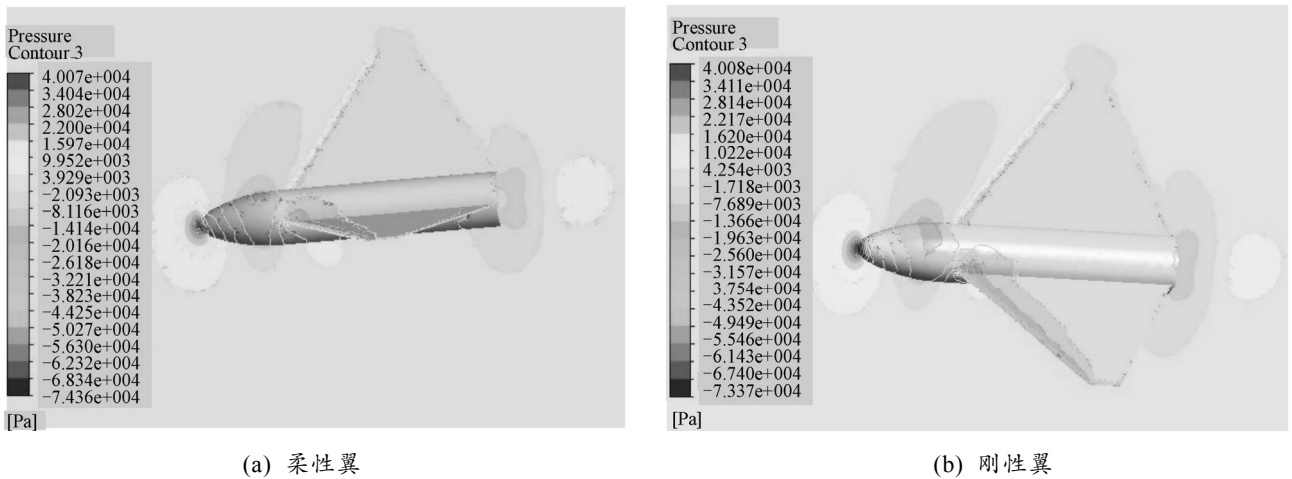


图 9 炸弹中间面处流场以及弹体的压力云图

表 1 弹丸头部与尾部的压力 Pa

| 气动布局 | 弹头部最大压力 | 弹尾部最小压力 | 压力差 |
|------|---------|---------|--------|
| 柔性翼 | 40 065 | -582 0 | 45 885 |
| 刚性翼 | 40 081 | -634 7 | 46 428 |

在 CFD-Post 中读取到 2 种翼片的制导炸弹弹头部与弹尾部的压力，如表 1。从表中可以看出，柔性翼的头尾部压力差比刚性翼小。从 FLUENT 中得到 2 种翼片的制导炸弹，在 4°攻角和 0.8 Ma 速度

时的阻力分别是 309.37、287.52 N，与 2 种翼片制导炸弹的头尾部压力差情况符合。

2.3 翼片变形的分析

利用 Workbench 流固耦合仿真计算，得到不同攻角与马赫数时翼片的最大变形量，利用 Origin 对仿真得到的数据进行处理，得到柔性翼的翼片最大变形与攻角和马赫数的关系如图 10。

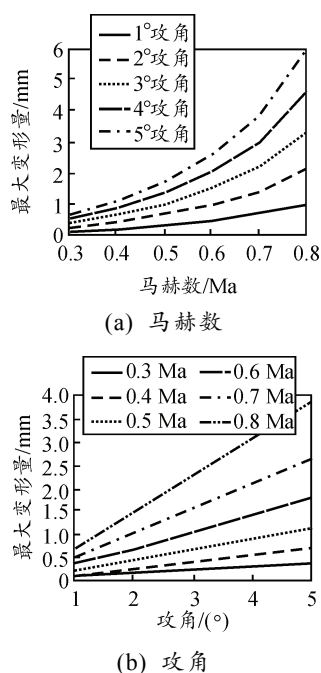


图10 柔性翼的最大变形量与攻角和马赫数的关系曲线

由图可见：在攻角一定时，柔性翼的最大变形量随马赫数的增加而增大；在马赫数一定时，攻角越大翼片的最大变形量越大，且在 $1^{\circ}\sim 5^{\circ}$ 攻角的范围内，最大变形量与攻角近似成线性相关。这是由于在小攻角情况下，制导炸弹受到的升力与攻角近似线性相关，翼片的变形主要是升力的作用结果。

3 结论

通过对三梯形翼制导炸弹的翼片进行流固耦合以及流体仿真分析，可得到如下结论：

1) 考虑翼片的柔性变形后，由于升力的作用使得翼片产生变形，翼片与气流的接触面积增大，制导炸弹受到的升力增大，由于翼片变形向上弯折，降低了制导炸弹的诱导阻力，使得柔性翼的阻力系数相比于刚性翼也小；故而柔性翼的升阻比升高，有利于制导炸弹的增程。

2) 柔性翼的变形主要由于升力引起，因而翼片的最大变形量受攻角和马赫数的影响，且在小攻角时，最大变形量与攻角近似成线性相关。

3) 不论刚性翼还是柔性翼，制导炸弹的升力系数都随着攻角的增加增大；2种翼片制导炸弹的阻力系数都是随攻角的增加增大，随马赫数的增加减小再增加，与前人研究的结果相似^[9,13-15]。

4 结束语

笔者通过仿真计算对比了三翼气动布局的制导炸弹在柔性翼与刚性翼时的气动特性，分析翼片变形与攻角和马赫数的关系，并研究了翼片的气动变形对制导炸弹气动特性的影响，对制导炸弹的气动设计有借鉴作用。

参考文献：

- [1] 吴甲生, 雷娟棉. 制导兵器气动布局发展趋势及有关气动力技术[J]. 北京理工大学学报, 2003(6): 665-670.
- [2] 朱丽华. 备受关注的美国小直径炸弹[J]. 现代军事, 2005(9): 45-46.
- [3] 吴云峰. 双向流固耦合两种计算方法的比较[D]. 天津: 天津大学, 2009: 8-10.
- [4] 吴甲生, 雷娟棉. 制导兵器气动布局发展趋势及有关气动力技术[J]. 北京理工大学学报, 2003, 23(6): 665-670.
- [5] 任玉新, 陈海昕. 计算流体力学基础[M]. 北京: 清华大学出版社, 2006: 3-4.
- [6] 张青雷, 卞光祥, 郭井宽. 风力发电机组空气动力学建模与应用[J]. 上海电机学院学报, 2009(4): 336-341.
- [7] 吕胜涛, 郭锐, 刘荣忠. 双翼末敏弹尾翼弹性对气动特性影响分析[J]. 航天返回与遥感, 2015(2): 18-23.
- [8] 李明高, 李明. ANSYS13.0 流场分析技术及应用[M]. 北京: 机械工业出版社, 2012: 68-69.
- [9] 吴甲生, 雷娟棉. 制导兵器气动布局与气动特性[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 36-50.
- [10] 吴甲生, 郝璐, 居贤铭. 机载布撒器发展趋势及气动设计中的几个问题[J]. 流体力学实验与测量, 2003, 17(3): 1-9.
- [11] 阮春荣. 大气中飞行的最优轨迹[M]. 茅振东, 译. 北京: 宇航出版社, 1987: 91-95.
- [12] 袁子怀, 钱杏芳. 制导兵器飞行力学研究方向综述[J]. 飞行力学, 1996(4): 89-95.
- [13] Moore F G. Aerodynamics of Guided and Unguided Weapons. Part 1. Theory and Application[J]. Aerodynamics of Guided & Unguided Weapons. part. theory & Application, 1973(9): 852-859.
- [14] 减国才, 李树常. 弹箭空气动力学[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1989: 163-170.
- [15] Moore F G, Moore F G. Body Alone Aerodynamics of Guided and Unguided Projectiles at Subsonic, Transonic and Supersonic Mach Numbers[J]. Body Alone Aerodynamics of Guided & Unguided Projectiles at Subsonic Transonic & Supersonic Mach Numbers, 1972(9): 48-53.