文章编号: 0258-1825(2006)02-0205-04

# 空射导弹发射初始弹道数值仿真

# 车 竞,唐 硕,谢长强

(西北工业大学,陕西 西安 710072)

摘 要:导弹从载机上发射时,载机对导弹的流场存在干扰,从而影响导弹在发射初始阶段的姿态和运动轨迹。为 了确定导弹的初始弹道参数,本文利用 CFD 商业软件 Fluent6.1 计算导弹发射时的非定常流场,并通过该软件的接 口嵌入导弹的六自由度弹道方程,同时计算了导弹在载机流场干扰下的非定常气动力和初始弹道。计算结果清晰 地表现出导弹与载机的分离过程和载机流场的干扰形式,并可估算出载机的流场干扰范围。

关键词:分离;流场干扰;初始弹道;非定常

中图分类号:V211.3 文献标识码:A

# 0 引 言

从载机上发射导弹、投掷炸弹时,弹体处于载机 复杂干扰流场中,此时往往出现不正常分离,有时会 导致弹体与载机发生碰撞,严重危及载机和飞行人员 安全。此外,为了有效击中目标,确定导弹控制系统 的起控位置,预测导弹的离机弹道,需要掌握发射初 始阶段弹体姿态和运动轨迹数据。这就需要求解六 自由度弹道方程。由于弹体处于载机的近流场中,且 机弹相对位置不断变化,导致导弹的气动力与时间历 程有关,属于非定常范畴,与弹体单独飞行时有很大 的不同。因此,如何计算有载机干扰的非定常流场, 并利用非定常气动力同时计算导弹的分离弹道,是非 常有意义的工作。

针对这一问题,国外从七十年代开始研究了外挂物在投放过程中对飞机的影响(如碰撞、摩擦等)<sup>[2,3]</sup>。国内八十年代也有单位用照相法做过外挂物在风洞中的投放轨迹试验,研究过外挂投放对载机的干扰特性。目前的工作主要集中在机弹之间非定常流场的计算上<sup>[5,6]</sup>。对于流场和导弹弹道的耦合计算,相关文献较少。文献[7]介绍的外挂物与载机分离过程的数值模拟系统——CSSP(2)能提供载机及外挂物气动特性和外挂物分离后与载机的相对运动轨迹及姿态,文献[10][11]对此也进行了研究,但它们基于小扰动的假设具有局限性。由于 CFD 软件技术的不断发展,人们可以利用软件提供的标准接口,

仅仅编写少量的代码,就能将软件的适用范围扩展到 这一领域。基于这一思想,本文在利用 CFD 商业软 件 Fluent6.1 计算机弹分离时产生的非定常流场的基 础之上,着重编写了导弹的六自由度弹道方程,并通 过软件的接口与之耦合,同时计算导弹在载机流场干 扰下的非定常气动力和初始弹道。通过设置软件中 的动画项,可清晰地展现导弹与载机的分离过程和载 机流场的干扰形式,并可估算出载机流场的干扰范 围。

## 1 非定常流场计算

#### 1.1 动网格技术

为了解决导弹逐渐远离飞机,从密网格到稀网格 运动造成的计算精度下降问题,本文采用了软件提供 的动网格技术。它通过动网格守恒公式和网格更新 方法(弹簧模型法,局部网格重构)<sup>[1]</sup>,保证我们所关 心的区域有足够的网格密度。

边界运动着的任意控制体上一般量的积分形式 的守恒公式可写为如下形式:

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} \int_{V} \rho \phi \cdot \mathrm{d}V + \int_{\partial V} \rho \phi (\boldsymbol{u} - \boldsymbol{u}_{g}) \cdot \mathrm{d}A$$
$$= \int_{\partial V} \Gamma \nabla \phi \cdot \mathrm{d}A + \int_{V} S_{\phi} \cdot \mathrm{d}V \qquad (1)$$

式中 $\rho$ 表示流体密度, u表示流体速度向量,  $u_g$ 为动 网格的网格运动速度向量,  $\Gamma$ 为扩散速率,  $S_{\phi}$ 为 $\phi$ 的 源项,  $\partial V$ 代表控制体 V的边界。时间导数项可以用

收稿日期:2005-02-25; 修订日期:2005-04-27、
 作者简介:车 竞(1977-),男,四川新津人,博士研究生,主要从事空气动力学、飞行器设计方面的研究.

用一阶后插微分公式写为:

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} \int_{V} \rho \phi \cdot \mathrm{d}V = \frac{(\rho \phi V)^{n+1} - (\rho \phi V)^{n}}{\Delta t} \qquad (2)$$

其中

$$V^{n+1} = V^n + \frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t}\Delta t \tag{3}$$

而

$$\frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t} = \int_{\partial V} \boldsymbol{u}_{g} \cdot \mathrm{d}\boldsymbol{A} = \sum_{j}^{n_{f}} \boldsymbol{u}_{g,j} \cdot \boldsymbol{A}_{j} \qquad (4)$$

此式中  $n_f$  是控制体的面数,  $A_j$  是面 j 的面积向量。 每个控制体的面上的点积  $u_{g,j} \cdot A_j$  可以由下式计算:

$$\boldsymbol{u}_{g,j} \cdot \boldsymbol{A}_j = \frac{\delta V_j}{\Delta t} \tag{5}$$

在四面体或三角形网格区通常使用基于弹簧模型的网格更新方法。在弹簧模型法中,任何两个节点之间的边缘都被理想化为互相连接的弹簧。每次边界移动之前的初始形状构成了网格的平衡状态。给定边界节点的位移产生正比于沿与此节点相连的弹簧的位移。但当边界位移相比于当地网格尺寸较大时会在解向下一时间步更新产生收敛性问题,网格质量会降低或者网格发生退化。解决这个问题,可以将不符合斜率或尺寸标准的网格聚集在一起并进行局部重构生成一个大网格。如果新网格满足斜率和尺寸标准,就用新网格对网格进行局部更新(对旧网格进行插值运算),否则放弃新网格。这就是局部网格重构。

#### 1.2 雷诺平均 + k-8 模型

由于机弹分离过程伴随着强烈的流场干扰,因此 流动具有非定常和湍流特征。Fluent6.1提供了处理 非定常流和湍流模型的求解器。处理湍流问题,可采 用雷诺平均 N-S 方程。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0$$
(6)  
$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i' u_j'})$$
(7)

与普通 N-S方程相比,它引进了附加项,在软件 菜单中选择 k-ε 模型对它进行封闭<sup>[8]</sup>。标准 k-ε 模 型包括如下湍流动能方程 k 和扩散方程 ε:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_i}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] +$$

$$G_{k} + G_{b} - \rho \varepsilon - Y_{m} + S_{k}$$
(8)  
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_{i}}(\rho \varepsilon u_{i}) = \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_{i}}{\sigma_{\varepsilon}} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_{j}} \right] + C_{1} \frac{\varepsilon}{k} (G_{k} + C_{3}G_{b}) - C_{2}\rho \frac{\varepsilon^{2}}{k} + S_{\varepsilon}$$
(9)

第24卷

方程中各符号的意义参见文献[1]、[8]。

## 1.3 初始稳态流场计算

为了重点研究机弹分离过程,本文假定导弹在初 始位置处于一个稳定的流场环境中。首先利用软件 计算了导弹处于分离初始点位置时的无粘、定常流 场,并将定常气动力作为计算分离弹道的初始值。流 动控制方程为 N-S 方程,离散方法为二阶迎风格式。

#### 2 弹道计算

#### 2.1 弹道方程

在发射坐标系和弹体坐标系下的六自由度动力 学方程如下<sup>[9]</sup>:

$$\ddot{x} = \dot{W}_{x} + g_{Tx} - \dot{W}_{ex} - \dot{W}_{ex}$$

$$\ddot{y} = \dot{W}_{y} + g_{Ty} - \dot{W}_{ey} - \dot{W}_{ey}$$

$$\ddot{z} = \dot{W}_{x} + g_{Tx} - \dot{W}_{ex} - \dot{W}_{ex}$$

$$I_{x_{1}} \frac{d\omega_{x_{1}}}{dt} - (I_{y_{1}} - I_{z_{1}})\omega_{y_{1}}\omega_{z_{1}} = M_{x_{1}}$$

$$I_{y_{1}} \frac{d\omega_{y_{1}}}{dt} - (I_{z_{1}} - I_{x_{1}})\omega_{z_{1}}\omega_{z_{1}} = M_{y_{1}}$$

$$I_{z_{1}} \frac{d\omega_{z_{1}}}{dt} - (I_{z_{1}} - I_{y_{1}})\omega_{y_{1}}\omega_{z_{1}} = M_{z_{1}}$$
(10)

式中, $g_{T_x} \times g_{T_y} \times g_{T_z}$ 为导弹所受引力项在发射坐标系中 的三轴分量; $W_{ex} \setminus W_{ey} \setminus W_{ez}$ 为柯氏加速度在发射坐标 系中的三轴分量; $W_{ex} \setminus W_{ey} \setminus W_{ez}$ 为牵连加速度在发射 坐标系中的三轴分量; $W_x \setminus W_y \setminus W_z$ 为导弹所受的全 部非质量力的加速度在发射坐标系中的三轴分量;  $I_{x_1} \setminus I_{y_1} \setminus I_{z_1}$ 为导弹绕其三主轴(弹体坐标系)的转动惯 量; $W_{x_1} \cdot W_{y_1} \setminus W_{z_1}$ 为导弹绕其三主轴转动的角速度分 量; $M_{x_1} \setminus M_{y_1} \setminus M_{z_1}$ 为导弹所受的全部力矩沿弹体坐标 系三轴的分量。

将方程组(10)加上导弹的运动学方程以及描述 姿态角关系的辅助方程<sup>[1]</sup>,就可以求解导弹的弹道。

## 2.2 分离弹道计算

与以往求解弹道时对气动数据文件进行插值不

206

同,这里需要将计算非定常气动力和计算弹道耦合进 行。首先计算导弹与载机流场的非定常气动力,将其 代人到六自由度弹道方程中,计算出导弹在下一时刻 的弹道参数,然后再通过此时导弹与载机的相对位置 更新网格,利用导弹的弹道参数求解导弹与载机的流 场,得到导弹的气动力(矩),再将其用于弹道方程中, 计算导弹在下一时刻的弹道参数。如此循环,直至导 弹飞出载机的干扰区。通过设置软件中的动画项,可 清晰地再现导弹与载机的分离过程。导弹弹道方程 与软件的耦合是通过用户定义函数实现的。用户定 义函数(User-Defined Function, UDF)是该软件用于扩 充其求解器功能的一个接口。将弹道方程编写成用 户定义函数,计算前将其编译,连接到求解器,即可进 行耦合计算。整个求解过程如图1所示:

## 3 算 例

假定载机在 H = 3000m 的高度以  $Ma = 0.8, a = 0°定直平飞,载机给予导弹 <math>V_{y} = -4m/s$  的弹射初速 度,使导弹从载机上分离。初始弹道的计算是从相对



Fig. 1 Coupling computed process

于载机坐标系坐标为 X = -3.5, Y = -1.5, Z = -2.5的初始点位置开始的。导弹在分离过程中的弹 道和所受的气动力如图 2~图 8 所示,当导弹的气动 力系数平缓时认为已飞出干扰区。

# 4 结束语

导弹从载机上发射时,处于载机的干扰流场中, 其运动轨迹、姿态和气动力均与单独飞行时不同。对



万方数据





这一分离阶段的研究,具有重要的意义。从算例图示 可以看出,随着导弹逐渐远离载机,其气动力的变化 从剧烈到平缓,阻力增加,升力减小。导弹飞行0.05 秒之前,所处位置的流场干扰强烈,干扰梯度很大,气 动力变化剧烈;在这之后的 0.3 秒,载机的流场干扰 变得温和,干扰梯度小,气动力变化缓和;随后干扰逐 渐消失,气动力趋于平稳。由此可以将干扰流场分为 狭小的剧烈干扰区和宽广的温和干扰区,并可估算出 干扰范围。此干扰由载机的下洗所致。分离初始,升 力很大;另外相对俯仰角为负,说明导弹有低头翘尾 的动作。为防止机弹碰撞,不能采用自由投放形式发 射导弹,而必须采用弹射投放形式以增加安全性,并 且对导弹质量和和弹射初速度应提出要求。随着阻 力逐渐增加,升力逐渐减小,导弹相对于载机轴向速 度减小,法向速度增加,可以更快地脱离载机干扰。 除了下洗干扰外,导弹飞行中产生了偏航角和滚转 角,说明在非对称外挂投放情况下,载机测洗干扰也 存在。该干扰使得导弹产生偏航和滚转。从对控制 精度的要求出发,应及时给予控制。

## 参考文献:

- [1] 谢长强.机载导弹初始发射弹道仿真研究[D].[硕士 学位论文],西北工业大学,2004.03.
- [2] CHINE D, et al. Calculation of generic store separation from a F-16 Aircraft[R]. AIAA96-2455, 1996.
- [3] MADSON M, et al. TranAir computations of the flow about a Generic Wing/Pylon/Finned-store configuration [R]. AIAA Paper 94-0155, January 1994.
- [4] 王闻,王伟.机载导弹运动摄影测量 [J].飞机设计. 2001,9(3): 73-75.
- [5] 马瀛,王伟复,黄芝仙. 挂机导弹和母机的气动干扰. 飞航导弹气动设计[M],字航出版社,1989.
- [6] 薛晓中.U形涡流法计算机/弹干扰流场[J].弹道学报,1994,20(2):54-58.
- [7] 张启南,等.外挂物与载机分离过程的数值模拟系统
   [J].北京航空航天大学学报,1996,22(6):712-716.
- [8] 陈作斌,等.计算流体力学及应用[M].北京:国防工业 出版社,2003.01.
- [9] 吕学富,主编.飞行器飞行力学[M].西安:西北工业大 学出版社,1995.06.
- [10] STOKES S, CHAPPELL J A, LEATHAM M. Efficient numerical stoke trajectory prediction for complex aircraft/store configurations[R]. AIAA99-3712, 1999.
- [11] THOMS R D, JORDAN J K. Investigation of multiple body trajectory prediction using time-accurate computational fluid dynamics[R]. AIAA95-1870, 1995.

## The initial trajectory numerical simulation of air launched missile

CHE Jing, TANG Shuo, XIE Chang-qiang

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shanxi 710072, China)

Abstract: When a missile is launched from aircraft, its flow field will be disturbed, so its initial attitude and trajectory are influenced. To determine its initial trajectory parameters, this paper uses CFD software to compute the unsteady flow field of the missile at the beginning of launch from aircraft and embed six degree of freedom ballistic equation through the software's interface. So, we have computed the missile's both unsteady aerodynamic force and initial trajectory at the same time. The result shows clearly the separate course of aircraft and missile, and an interfered flow field range can be estimated assumably.

Key words: separate; flow field interfere; initial trajectory; unsteady