



# 可变形翼战术导弹飞行动力学联合仿真研究\*

## Study on Flight Dynamics Collaborative Simulation of Morphing Wing Tactical Missile

张公平 廖志忠 段朝阳 张燕 / 中国空空导弹研究院

**摘要:** 基于集中质量假设发展的一套适于可变形翼导弹的多体运动模型, 以附加惯性项及快变气动参数的形式来反映弹翼变形对导弹动态特性的影响, 涉及交叉求解不同弹翼外形对应的气动特性及运动方程。由此提出的一种基于Missile DATCOM与MATLAB/SIMULINK的联合仿真方法, 应用于典型轴对称导弹的变翼动态特性研究中, 快速有效。

**关键词:** 可变形翼; 战术导弹; 飞行动力学; 联合仿真

**Keywords:** morphing wing; tactical missile; flight dynamics; collaborative simulation

### 0 引言

可变形翼是指翼面形状或剖面形状可受控变化的机翼或弹翼<sup>[1]</sup>。早在1903年, 莱特兄弟就利用受控扭曲的机翼来抑制飞机横滚, 从而成功实现人类首次有动力载人连续飞行<sup>[2]</sup>。美国F-14变后掠翼战斗机与俄罗斯图-160变后掠翼轰炸机均为性能优越的变翼军用飞机<sup>[3]</sup>。

弹翼外形随飞行环境合理变化能有

效提高导弹的飞行性能, 但弹翼运动会使导弹飞行呈现耦合的多体特性, 并引发气动力瞬变。

变翼导弹研究目前多处于概念阶段, 尚未涉及非线性耦合多体动力学建模与瞬变气动力作用的交叉求解问题。本文提出的一种基于Missile DATCOM与MATLAB交互的联合仿真方法, 揭示了弹翼变形对导弹动态特性的影响机理, 为进一步的动态模型简化及控制系

统设计奠定基础。

### 1 多刚体动力学建模

不考虑弹性变形, 则可变形翼导弹为无根树多刚体系统, 其总动量及其对全弹质心的动量矩为:

$$\begin{cases} P = mV \\ H_o = J \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $m$ 为计及弹翼质量( $m_w$ )与弹体质量( $m_b$ )的全弹质量;  $V$ 为导弹质心

Geometry, Schaum's Outline Series, McGraw-Hill, New York, 1969, Chap. 5.

[13] Chiou Y C, Kuo C Y. Geometric Approach to Three-Dimensional Missile Guidance Problem[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21(2): 335-341.

[14] Kuo C Y, Chiou Y C. Geometric Analysis of Missile Guidance Command [J]. IEE Proceedings: Control Theory and Applications, 2000, 147(2):205-211.

[15] Kuo C Y, Soetanto D, Chiou Y C. Geometric Analysis of Flight Control Command for Tactical Missile Guidance[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2001, 9(2): 234-243.

[16] Lin C -F. Modern Navigation Guidance and Control Processing, Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ, 1991.

[17] Serakos D, Lin C -F. Three Dimensional Mid-Course Guidance State Equations[C]. Proceedings of the 1999

American Control Conference, American Automatic Control Council, San Diego, CA, 1999: 3738-3742.

#### 作者简介

罗生, 工程师, 研究方向是导弹制导与控制。

宋龙, 研究员, 研究方向是导弹制导与控制。



速度;  $J$  为全弹惯性张量;  $\omega$  为全弹转动瞬时角速度。

根据动量定理及动量矩定理, 可得矢量形式的动力学模型:

$$\begin{cases} m(\dot{V} + \omega \times V) = F \\ \dot{J} + J \cdot \dot{\omega} + \omega \times (J \cdot \omega) = M \end{cases} \quad (2)$$

式中,  $\Omega$  与  $\omega$  分别为弹道系与弹体系相对惯性系的转动角速度, 且时变的全弹惯性张量为:

$$J(t) = J_0(t) + \sum_{i=1}^n A_i^T(t) \cdot J_{i0}(t) \cdot A_i(t) \quad (3)$$

其中,  $J_0$  与  $J_{i0}$  分别为弹体与  $i$  号弹翼对点  $O$  的惯性张量,  $A_i$  为相应弹翼质心固连系到弹体系的方向余弦矩阵。由于  $J_0$ 、 $J_{i0}$  与  $A_i$  均随时间变化, 理论推导证明其算式十分复杂, 既不便于导弹动态特性分析, 也不适于控制设计。故基于集中质量假设, 假定弹翼质量完全集中于质心,  $r_i$  是  $i$  号翼质心在弹体系中的位置矢量, 则有简化形式的惯性张量:

$$J = J_0 + m_w \sum_{i=1}^n (r_i^T \cdot r_i E - r_i \cdot r_i^T) \quad (4)$$

若弹翼轴对称分布, 自由度是沿相对质量为  $b$  的弹体径向平移及绕根弦最大厚度点的旋转变后掠。弹翼质心相对于基准位置的纵向及径向移动量分别为  $X_w$  与  $Z_w$ , 则典型 4 片翼构型战术导弹的弹翼质心在弹体系下的位置矢量为:

$$\begin{cases} r_1 = (bX_w \quad Z_w \quad 0)^T \\ r_2 = (bX_w \quad 0 \quad Z_w)^T \\ r_3 = (bX_w \quad -Z_w \quad 0)^T \\ r_4 = (bX_w \quad 0 \quad -Z_w)^T \end{cases} \quad (5)$$

将式(4)与式(5)代入式(2)展开可得变翼导弹动力学方程:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha \cos \beta - X - mg \sin \theta \\ mV \frac{d\theta}{dt} = P(\sin \alpha \cos \gamma_V + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_V) + Y \cos \gamma_V - Z \sin \gamma_V - mg \cos \theta \\ -mV \cos \theta \frac{d\psi_V}{dt} = P(\sin \alpha \sin \gamma_V - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_V) + Y \sin \gamma_V + Z \cos \gamma_V \\ J_x \frac{d\omega_x}{dt} + (J_z - J_y) \omega_z \omega_y + 4m_w (2Z_w \dot{Z}_w \omega_x + Z_w^2 \dot{\omega}_x) = M_x \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z + 4m_w (2b^2 X_w \dot{X}_w + Z_w \dot{Z}_w) \omega_y + 2m_w (2b^2 X_w^2 + Z_w^2) \dot{\omega}_y + 2m_w (Z_w^2 - 2b^2 X_w^2) \omega_x \omega_z = M_y \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_x) \omega_y \omega_x + 4m_w (2b^2 X_w \dot{X}_w + Z_w \dot{Z}_w) \omega_z + 2m_w (2b^2 X_w^2 + Z_w^2) \dot{\omega}_z + 2m_w (2b^2 X_w^2 - Z_w^2) \omega_y \omega_x = M_z \end{cases} \quad (6)$$

根据文献[7]中的运动分离假设, 当侧向运动参数较小时, 可得变翼导弹纵向动力学方程:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - X - mg \sin \theta \\ mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha + Y - mg \cos \theta \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} + 4m_w (2b^2 X_w \dot{X}_w + Z_w \dot{Z}_w) \omega_z + 2m_w (2b^2 X_w^2 + Z_w^2) \dot{\omega}_z = M_z \end{cases} \quad (7)$$

可见, 与常规导弹不同, 变翼导弹的动力学方程出现了与弹翼变形有关的附加力矩项, 说明弹翼运动与弹体转动存在耦合作用。

## 2 Missile DATCOM的数据文件分析

根据准定常假设, 弹翼变形任一瞬时, 弹翼所受的气动力仅取决于飞行姿态及弹翼外形, 而与气动力变化的历史过程无关。在方案阶段, 变翼导弹的气动计算可用工程算法, 如美国空军研究实验室的 Missile DATCOM 方法<sup>[8-9]</sup>。因其基于 FORTRAN 语言, 尚不具备与数学软件 MATLAB/SIMULINK 的交互功能。为此, 本文提出一种基于 DATCOM 数据文件分析的方法, 以实现 Missile DATCOM 与 MATLAB/SIMULINK 的无缝连接。

Missile DATCOM 的数据文件主要有 for005.dat 和 for006.dat。前者为可执行程序运行所需的输入数据文件, 主要包括飞行状态及导弹外形参数等。考虑本文的研究对象, 图 1 给出了一组既可绕根弦最大厚度点变后掠, 又可沿径向变翼展的菱形剖面三角翼的 Missile DATCOM 几何参数。

图 1 虚线所示的小三角形即为外露翼。设弹径为  $D$ , 基准翼根剖面半厚度为  $t_R$ , 根弦弦长  $L_R$ , 中点初始位置至纵轴距离为  $S_0$ , 弦中点连线长  $L_m$ , 初始后掠角  $\chi_0$ , 前角点所在角角度  $\Lambda$ , 则外露翼展、前缘后掠角、翼根弦长、根弦最大厚度点至前缘点相对距离、翼根剖面相对半厚度分别为:

$$\begin{cases} \text{SSPAN} = S_0 + l_m \cos \chi - 0.5D \\ \text{SWEEP} = \frac{\pi}{2} - \Lambda + \chi - \chi_0 \\ \text{CHORD} = \text{SSPAN} \cdot [\tan(\Lambda - \chi + \chi_0) - \tan(\frac{\pi}{2} - \chi + \chi_0)] \\ \text{LMAXL} = \text{SSPAN} \cdot [\tan(\Lambda - \chi + \chi_0) - \tan(\frac{\pi}{2} - \chi)] / \text{CHORD} \\ \text{ZUPPER} = \frac{t_R \cdot \text{SSPAN} \cdot \tan(\frac{\pi}{2}) - \chi}{l_m \cdot \text{CHORD}} \end{cases} \quad (8)$$

数据文件 for006.dat 为程序运行后生成的输出文件, 主要包括导弹各类无量纲的气动系数(如气动力与力矩系数等), 其符号及含义见表 1。

可见, 给定任意时刻的导弹外形参数并生成文件 for005.

\*航空科学基金资助项目 (2008ZA12001)



dat,调用可执行程序即可得到一套完整的气动系数,而利用MATLAB的文件操作功能,可无障碍地提取所需气动数据,并传递至已搭建好的SIMULINK模型,从而实现无缝连接。

### 3 Missile DATCOM与MATLAB的联合仿真

联立式(6)及运动学方程、几何关系方程、操纵面控制方程即可得变形翼导弹的六自由度运动模型,共计22个方程,22个变量,方程组封闭可解,原理如图2所示。

图2中,粗实线代表三维变量,细实线为单变量。不同于常规导弹,控制输出还包括弹翼变形量 $S$ 与 $\chi$ 。由于传统的气动力引入方法为多离散点计算及单点插值,不适于弹翼连续变形引起的气动快变情况。为此,利用MATLAB的文件操作功能对Missile DATCOM的输入与输出数据文件进行读写,从而实现SIMULINK的气动参数快速传递,交互式程序设计流程及说明如下:

1) 在MATLAB环境中,编制并存储Missile DATCOM运行所需的输入数据文件for005.dat;

2) 根据弹翼几何参数模型,由控制关系输出的弹翼变形量 $S$ 与 $\chi$ 计算输入文件所需变量SSPAN、SWEEP、CHORD、LMAXL、ZUPPER的值;

3) 用textread函数读入已存储的for005.dat文件,并由大气参数、飞行状态、舵偏、弹体几何参数、舵面几何参数及弹翼几何参数对其进行数据更新;

4) 用“!”命令调用可执行程序Missile DATCOM.exe,生成气动特性数据文件for006.dat;

5) 用textread函数读入for006.dat,根据不同的标识符检出升力系数CL、阻力系数CD及侧力系数CY,俯仰力矩系数

CM、偏航力矩系数CLL与滚转力矩系数CLN;

6) 将上步中的气动系数分别与相应的动压头及参考量相乘,导入多体动力学模型。

### 4 仿真算例

为揭示弹翼变形对动态特性的影响机理,并验证所提出的联合仿真方法,设置初始条件为定直平飞,高度6000m,速度2Ma,基准弹质量特性及弹体布局参数取自文献<sup>[10]</sup>,气动力面几何参数以Missile DATCOM要求的矢量化格式给定。

图3至图5分别给出了弹翼集中质量为1.6kg与8.8kg,变形速度不同的变后掠与变翼展引起的纵向动态响应。

由图3及图4可见,两种变翼方式对应的攻角及俯仰角响应均比较剧烈;而图5所示的速度变化则比较平缓,原因在于,导弹绕质心的转动惯性比较小,弹翼变形时,力矩平衡迅速被打破,从而使导弹姿态剧烈变化,而此时的飞行速度及弹道倾角因惯性较大,还来不及发生较大变化。

作为导弹的主升力面,弹翼变形会使导弹的气动特性发生剧烈变化。例如,在稳态条件下计算,由变翼展引起的升力增幅最高可达96%,而由变后掠实现的阻力降幅最高可达23%,加上弹体动态特性

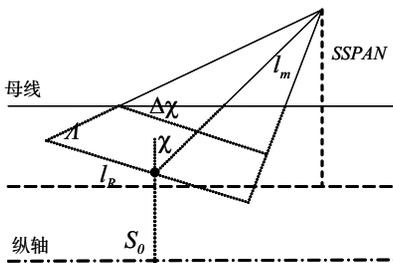


图1 可变三角形弹翼

表1 输出数据文件气动参数的符号及含义

气动力系数		气动力矩系数	
CL	升力系数	CLN	偏航力矩系数
CD	阻力系数	CM	俯仰力矩系数
CY	侧力系数	CLL	滚转力矩系数

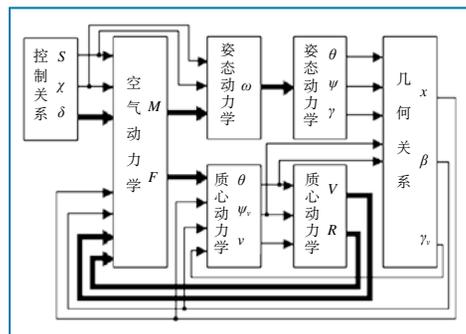


图2 可变形导弹飞行仿真系统

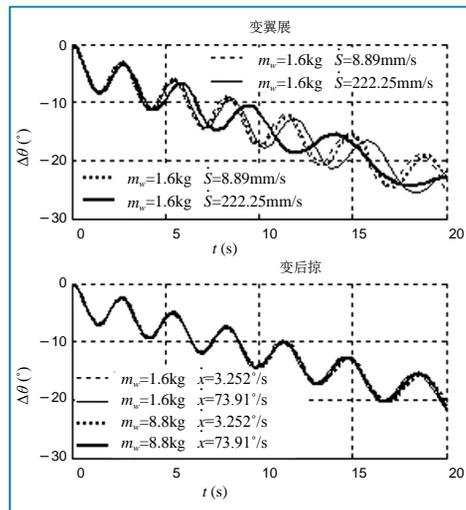


图3 弹翼变形引起的俯仰角变化

变化的耦合作用,故单纯的变翼扰动必将使导弹的飞行姿态及弹道迅速偏离原有平衡位置。

由图3~图5分析可知,弹翼变形对飞行状态的扰动量变化主要取决于变翼速度,而受弹翼质量影响不大。这是因为由慢速与快速变翼引起的气动特性差异较大,而由弹翼质量变化的附加惯性力及力矩较小,从而也说明了上述响应曲线因变翼速度不同而存在明显差异,但由弹翼质量变化引起的差异不大。此外,不同变翼方式对应的状态响应差异

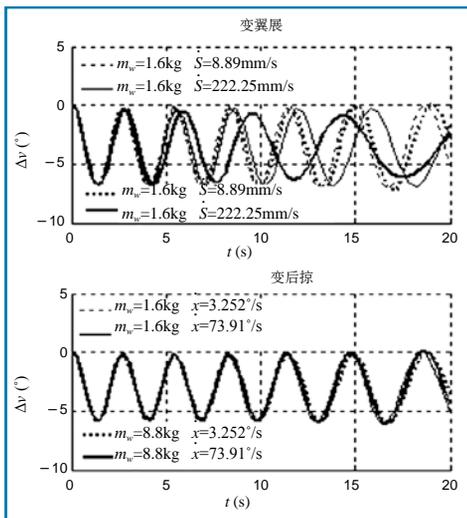


图4 弹翼变形引起的攻角变化

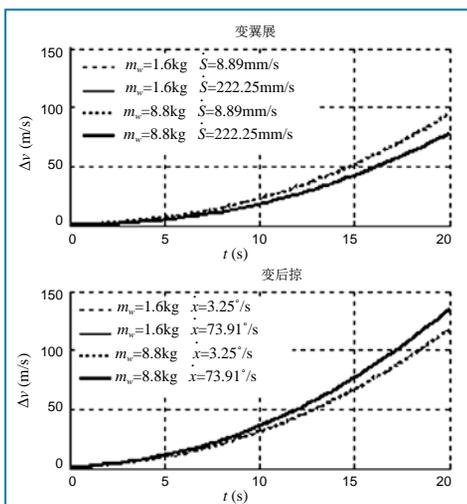


图5 弹翼变形引起的速度变化

也较大。比如,在1.4s时,慢速变翼尚未结束,此时俯仰角与攻角变化出现第一个峰谷,变翼展对应的变化量比变后掠的分别大了将近23%与19%,而变后掠对应的速度及弹道倾角变化量比变翼展的分别大了将近60%与75%。这说明在同样的几何限制条件下,变翼展扰动的姿态响应较大,而变后掠的增速效果较明显。

综上所述,基于Missile DATCOM与MATLAB的联合仿真方法能快速计算导弹在弹翼变形过程中的准定常气动力,而且有效地揭示弹翼变形对导弹飞行状态的影响机理。

## 5 结论

1) 导弹飞行状态对弹翼变形的总体响应符合有翼导弹飞行力学的一般规律,即受变翼扰动后的飞行姿态变化比速度及弹道倾角变化剧烈。因此,变形弹翼有潜力如舵面一样,参与控制导弹飞行。

2) 弹翼变形会影响导弹的飞行稳定性,加速弹道发散,故为保持导弹正常飞行,弹翼变形应与舵偏协调作用。

3) 弹翼变形对飞行状态的影响主要是通过变形速度引起的瞬变气动特性实现的。在实际可用的弹翼质量范围内,导弹质量分布变化对其飞行状态的影响相对较小。

4) 在相同的几何限制条件下,变翼展对飞行姿态的扰动响应比变后掠更快,更适于协同舵面控制导弹机动;而变后掠的增速优势明显,更适于低阻力巡航飞行,而且不同变掠速度对飞行姿态的影响差别不大,更利于控制设计。因此,若采用变翼展与变后掠的组合变形方案,能实现升阻比优化,进一步提高导弹的机动性与射程。

5) 基于Missile DATCOM与MATLAB/SIMULINK的交叉求解方法能够快速有效地计算变翼引起的准定常气动与多体动力学耦合问题,该方法也能应用于更简单情况下常规导弹的飞行仿真。

AST

## 参考文献

- [1] Armando R. Rodriguez. Morphing aircraft technology survey [R]. AIAA-2007-1258, 2007.
- [2] Terrence A. Weisshaar. Morphing aircraft technology—new shapes for aircraft design [R]. NATO-RTO-MP-

AVT-141, 2006.

[3] Jouannet C., Lundstrom D., Amadori K., et al. Morphing wing design, from study to flight test [R]. AIAA-2009-1619, 2009.

[4] Jae-Sung Bae, T. Michael Seigler, Daniel J. Inman. Aerodynamic and aeroelastic considerations of a variable-span morphing wing [R]. AIAA-2004-1726, 2004.

[5] 丛延. 智能可变外形导弹的气动外形总体设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.

[6] 王江华, 谷良贤, 龚春林. 伸缩弹翼巡航导弹气动外形优化研究[J]. 飞行力学, 2009, 27(6): 37-40.

[7] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2000: 48-50.

[8] William B Blake. Missile DATCOM user's manual-1997 FORTRAN version [R]. Ohio: Air Force Research Laboratory, February 1998.

[9] 张公平, 段朝阳, 廖志忠. 可变形翼战术导弹气动特性研究[J]. 飞行力学, 2011, 29(1): 54-57.

[10] Robert D. Broadston. A method of increasing the kinematic boundary of air-to-air missiles using an optimal control approach [D]. Monterey: Naval Postgraduate School, September 2000.

## 作者简介

张公平, 博士生, 主要研究方向为飞行动力学与控制。

廖志忠, 博士生导师, 研究员, 主要研究方向为导弹总体设计。

段朝阳, 研究员, 博士, 主要研究方向为飞行控制与仿真。

张燕, 工程师, 硕士, 主要研究方向为自动驾驶仪设计。