

doi: 10.7690/bgzdh.2019.02.006

某飞行器空气流体动力参数计算与弹道仿真

康宝臣, 郭志军, 冯丽娜

(山西汾西重工有限责任公司设计研究所, 太原 030027)

摘要: 为了有效指导飞行器结构设计, 获得风洞试验不能获得的中间参数, 减少风洞试验的次数, 在现有仿真文献优点的基础上, 运用 Pro/Engineer、ANSA、Fluent 和 Matlab 等软件对某飞行器的几何外形、非结构流体网格划分、流体动力参数和无动力飞行弹道数据进行处理和计算。通过 MPI 并行计算和 JOU 批处理自编程序, 完成 96 种工况千万级网格数量下的流体动力参数高精度计算, 运用 Matlab 自编程序结合经典四阶龙格库塔法和拉格朗日插值算法求解飞行器纵向运动方程组完成空中飞行弹道仿真。结果表明: 该仿真结果能有效指导某飞行器结构设计, 减少风洞试验次数, 获得风洞试验不能获得的中间参数, 缩短研制周期, 节约研制经费。

关键词: 流体动力参数; 转动惯量; 高精度计算; 弹道仿真

中图分类号: TJ014 **文献标志码:** A

Hydrodynamic Parameters Calculation and Trajectory Simulation of Aircraft

Kang Baochen, Guo Zhijun, Feng Li'na

(Design Institute, Shanxi Fenxi Heavy Industry Co., Ltd., Taiyuan 030027, China)

Abstract: In order to effectively guide the structure design of aircraft, obtain the intermediate parameters which can not be obtained in wind tunnel test, and reduce the number of wind tunnel tests, based on the advantages of existing simulation literature. The geometry shape of the aircraft, non-structured meshing, fluid dynamic parameters and non-powered flight trajectory data were processed and calculated with Pro/Engineer, ANSA, Fluent and Matlab. Hydrodynamic parameters of high-precision calculations were completed in 96 cases by MPI parallel computing and JOU batch programming compiled personally with 10 millions of mesh in support of high-powered workstation hardware. The longitudinal motion equations were solved and the flight trajectory simulation was completed with Matlab programming compiled personally combined with typical The Fourth-Order Range-Kutta Method and Lagrange interpolation algorithm, the flight trajectory simulation was completed, which can efficiently guide the design of mine structural, the number of wind-tunnel testing was reduced, and the intermediate parameters were got access which can't get by wind-tunnel testing. The development cycle was effectively shortened, the development funding were saved.

Keywords: hydrodynamic parameters; moment of inertia; high-precision calculation; ballistic simulation

0 引言

仿真又称数值模拟, 是目前解决空气动力学问题的重要手段之一。其用途和效益首先体现在可以用它获取飞行器绕流流场结构, 得到飞行器的各种流体动力参数, 进而对飞行器的结构进行优化设计, 以达到最佳飞行特性; 其次, 数值模拟技术可以完成实验无法进行的研究, 并具有缩短设计周期、降低设计费用和减少项目风险的优点。

文献[1]提出基于数值水洞仿真的流体动力参数预报方法。该方法利用相对运动原理和旋转坐标系的方法, 首先基于商用流体力学软件 Fluent 进行求解各个攻角和旋转状态下的流体动力, 然后通过拟合曲线求得各位置导数和旋转导数, 结果与试验值吻合较好。

文献[2-6]对滑翔增程的原理及弹道特性进行了

分析, 均建立了滑翔增程外弹道的数学模型, 对最大升阻比弹道进行了仿真, 对仿真结果均进行了分析, 提出了制导武器能够稳定而有效滑翔的弹道方案。

笔者针对以上文献的优点, 综合了先进的技术手段, 对方案阶段总体优化后的外型进行了充分数值验证, 给出了仿真数据支撑。

1 计算流体力学基本控制方程

流体流动要遵守质量守恒定律、动量守恒定律和能量守恒定律等物理守恒定律。笔者详细介绍这些基本守恒定律对应的控制方程^[7]。

1.1 连续性方程

由单位时间内流出控制体的流体净质量等于同时间间隔控制体内因密度变化而减少的质量, 可导出流体流动连续性方程的微分形式为:

收稿日期: 2018-10-31; 修回日期: 2018-12-03

作者简介: 康宝臣(1981—), 男, 辽宁人, 硕士, 高级工程师, 从事机械总体及仿真计算研究。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho u_z)}{\partial z} = 0. \quad (1)$$

式中： u_x 、 u_y 、 u_z 分别为 X、Y、Z 3 个方向的速度分量，m/s； t 为时间，s； ρ 为密度，kg/m³。引入哈密顿微分算子：

$$\nabla = i \frac{\partial}{\partial x} + j \frac{\partial}{\partial y} + k \frac{\partial}{\partial z}. \quad (2)$$

则上式可表示为：

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0. \quad (3)$$

对于圆柱坐标系，连续性方程形式为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_r)}{\partial r} + \frac{\partial(\rho u_\theta)}{\partial \theta} + \frac{\partial(\rho u_z)}{\partial z} = 0. \quad (4)$$

上面给出的是通用的一般形式的连续性方程。

若对于恒定流， $\frac{\partial \rho}{\partial t} = 0$ ，其形式变为

$$\frac{\partial(\rho u_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho u_z)}{\partial z} = 0. \quad (5)$$

若为不可压缩流动， ρ 为常数，则有

$$\frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} = 0. \quad (6)$$

其柱坐标形式为

$$\frac{u_r}{r} + \frac{\partial u_r}{\partial r} + \frac{\partial u_\theta}{r \partial \theta} + \frac{\partial u_z}{\partial z} = 0. \quad (7)$$

1.2 动量方程

动量方程的本质是满足牛顿第二定律。该定律可描述为：对于一给定的流体微元，其动量对时间的变化等于外界作用在该微元体上的各种力之和。依据这一定律，可导出 X、Y、Z 3 个方向的动量方程为：

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u_x)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u_x \mathbf{u}) &= -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x, \\ \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u_y \mathbf{u}) &= -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y, \\ \frac{\partial(\rho u_z)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u_z \mathbf{u}) &= -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z. \end{aligned} \quad (8)$$

式中： p 为流体微元体上的压强，Pa； τ_{xx} 、 τ_{xy} 、 τ_{xz} 等是因子粘性作用而产生在微元体表面上的黏性应

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot [\mathbf{u}(\rho E + p)] = \nabla \cdot \left[k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_j h_j J_j + (\tau_{\text{eff}} \cdot \mathbf{u}) \right] + S_h. \quad (12)$$

式中： E 为流体微团的总能，包括内能、动能和势

力 τ 的分量，Pa； f_x 、 f_y 、 f_z 为 3 个方向的单位质量力，m/s²，若质量力只受重力，且 Z 轴垂直向上，则 $f_x = f_y = 0$ ， $f_z = -g$ 。

由广义内摩擦定律(本构方程)可得：

$$\left. \begin{aligned} \tau_{xx} &= 2\mu \frac{\partial u_x}{\partial x} + \lambda \nabla \cdot \mathbf{u} \\ \tau_{yy} &= 2\mu \frac{\partial u_y}{\partial y} + \lambda \nabla \cdot \mathbf{u} \\ \tau_{zz} &= 2\mu \frac{\partial u_z}{\partial z} + \lambda \nabla \cdot \mathbf{u} \\ \tau_{xy} = \tau_{yx} &= \mu \left(\frac{\partial u_x}{\partial y} + \frac{\partial u_y}{\partial x} \right) \\ \tau_{xz} = \tau_{zx} &= \mu \left(\frac{\partial u_x}{\partial z} + \frac{\partial u_z}{\partial x} \right) \\ \tau_{yz} = \tau_{zy} &= \mu \left(\frac{\partial u_y}{\partial z} + \frac{\partial u_z}{\partial y} \right) \end{aligned} \right\}. \quad (9)$$

式中： μ 为动力黏度，Pa·s， λ 为第二黏度，Pa·s，通常取 -2/3。则动量方程可转化为：

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u_x)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u_x \mathbf{u}) &= -\frac{\partial p}{\partial x} + \nabla \cdot (\mu \text{grad} u_x) + S_{u_x}, \\ \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u_y \mathbf{u}) &= -\frac{\partial p}{\partial y} + \nabla \cdot (\mu \text{grad} u_y) + S_{u_y}, \\ \frac{\partial(\rho u_z)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u_z \mathbf{u}) &= -\frac{\partial p}{\partial z} + \nabla \cdot (\mu \text{grad} u_z) + S_{u_z}. \end{aligned} \quad (10)$$

式中： S_{u_x} 、 S_{u_y} 、 S_{u_z} 为广义源项， $S_{u_x} = \rho f_x + s_x$ ， $S_{u_y} = \rho f_y + s_y$ ， $S_{u_z} = \rho f_z + s_z$ ，其中 s_x 、 s_y 、 s_z 为：

$$\begin{aligned} s_x &= \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u_x}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u_y}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial u_z}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial x} (\lambda \nabla \cdot \mathbf{u}), \\ s_y &= \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u_x}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u_y}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial u_z}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} (\lambda \nabla \cdot \mathbf{u}), \\ s_z &= \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u_x}{\partial z} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u_y}{\partial z} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) + \frac{\partial}{\partial z} (\lambda \nabla \cdot \mathbf{u}). \end{aligned} \quad (11)$$

对于粘性为常数的不可压缩流体，通常取 0。

1.3 能量方程

能量守恒定律是有热交换的流动系统必须满足的基本定律，其本质是热力学第一定律。依据能量守恒定律，微元体中能量增加等于进入微元体净热流量加上质量力与表面力对微元体所做的功^[8]，可得其表达式为：

能之和，J/kg， $E = h - p/\rho + u^2/2$ ， h 为焓，J/kg；

h_j 为组分 j 的焓, J/kg; k_{eff} 为有效热传导系数, $\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$, $k_{\text{eff}} = k + k_t$, k_t 为湍流热传导系数, 根据所用的湍流模型来确定; J_j 为组分 j 的扩散通量; S_h 为包括了化学反应热及其他用户定义的体积热源项。

2 某飞行器总体参数及几何模型

某飞行器是基于舰载发射的滑翔式水中兵器, 其总体参数如下:

总长: 3 080 mm; 总宽: 2 400 mm; 机翼翼型: NACA0012; 机翼弦长: 350 mm; 机翼展长: 1 000 mm。

某飞行器几何模型如图 1 所示。

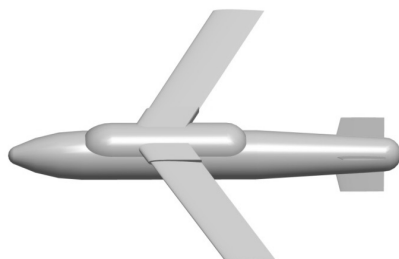


图 1 几何模型

3 网格划分

笔者采用 ANSA 网格划分工具。面网格质量的好坏将直接影响体网格的质量, 在划分面网格之前要对几何模型进行清理, 主要是锐角边的处理。

在自然界和工程中, 许多流体问题的雷诺数很大, 如飞行器周围的外部空气绕流或流体机械的内部流动都属于大 Re 流动问题。以其中一种工况为例, 飞行速度 $U_\infty = 0.85 \text{ Ma} = 289.36 \text{ m/s}$, 长度为 3.081 m, 在 20°C 大气中飞行时 (运动黏性 $\nu = 1.4638 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$): $Re = 289.36 \times 3.81 / \nu = 6.09 \times 10^7$ 。

高雷诺数绕流时, 黏性只在贴近物面的极薄一层内主宰流体运动, 称为边界层。边界层内, 流体存在较大的速度梯度, 为了准确模拟壁面附近的流场, 要求边界层划分的网格足够细。当 $Re \gg 1$ 时, 边界层厚度 $\varepsilon \approx 1/\sqrt{Re}$, 即边界层的厚度与 Re 的平方根成反比。

网格划分在进行数值计算中具有非常重要的意义, 生成网格质量的好坏将直接影响模拟结果的精度和所消耗的 CPU 处理时间。如果网格质量不好, 是很难收敛的: 网格太稀, 不能有效地捕捉到流场的一些重要信息, 甚至可能导致不收敛; 网格太密, 也会使耗用的 CPU 时间急剧增加。复杂模型的网格

划分需要花费大量的时间和精力。经过反复分析和实验, 笔者在前处理中采用四面体网格单元, 对模型划分了约 508 万的非结构流体网格。

Fluent 能接受的网格质量为 $\text{skewness} \leq 0.98$ 。图 2 所示为经过多次尝试划分出来的体网格, 网格质量为 $\text{skewness} = 0.75$, 体网格质量信息如图 3 所示。

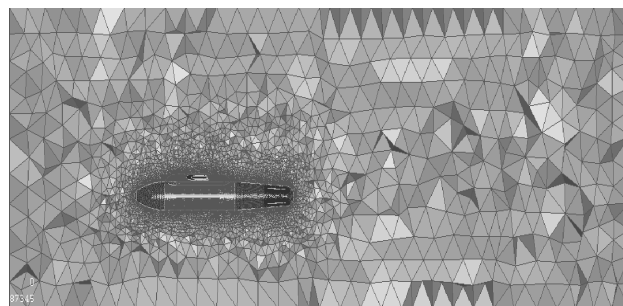


图 2 体网格

Type	Tetra	CFD	Status	Meshed	Order	1st	Frozen	No
Grids	495751	Internal grids	494083					
Tetras	3244329	Pentas	0	Pyramids	0	Hexas	0	0

Quality Statistics			
According to FLUENT Skewness			
Average TETRA Quality	:	0.248	WORST : 0.7499978
0.00 - 0.10:	451994	13.932 %	
0.10 - 0.20:	893313	27.535 %	
0.20 - 0.30:	859074	26.479 %	
0.30 - 0.40:	574331	17.703 %	
0.40 - 0.50:	292506	9.016 %	
0.50 - 0.60:	126328	3.894 %	
0.60 - 0.70:	42357	1.306 %	
0.70 - 0.80:	4426	0.136 %	
0.80 - 0.90:	0	0.000 %	
Worst than 0.90:	0	0.000 %	

图 3 体网格质量信息框

4 流体动力参数与转动惯量计算结果

在高性能工作站 (24 核、64 G 内存、2 G 显存) 的硬件支持下, 通过 MPI 并行计算和 JOU 批处理自编程完成了 96 种工况千万级网格数量下的流体动力参数高精度计算。以飞行马赫数 $Ma = 0.85$, 攻角 $\alpha = 6^\circ$ 为例, 某飞行器表面压力分布和速度分布如图 4 和图 5 所示。

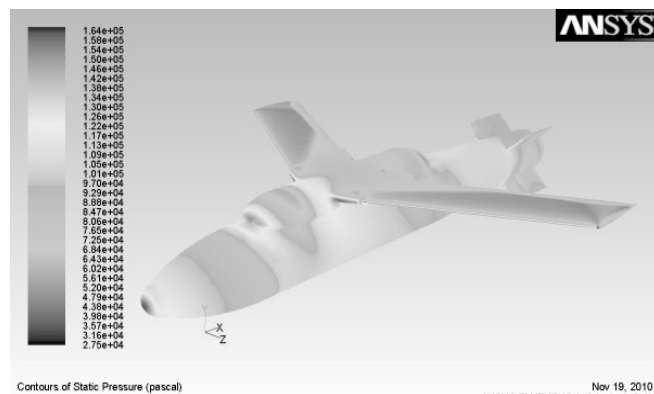


图 4 某飞行器表面的静态压力分布

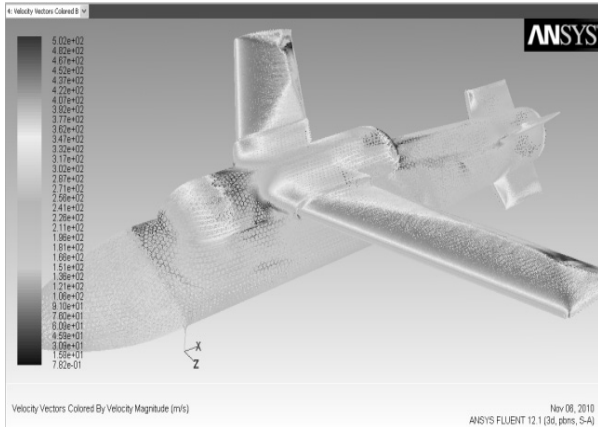


图 5 边界层的速度矢量分布

从图 4 中可以看到最大压力位置所在的位置：驻点位置为头部、翼根、翼和尾舵的前缘、导流罩的前缘。压力较大的地方速度的绝对值也较小，这将在下面阐述速度矢量分布图中得以验证。

某飞行器转动惯量、阻力系数、升力系数、俯仰力矩系数和俯仰阻尼力矩系数如表 1—5。

表 1 某飞行器的转动惯量计算结果 $\text{kg}\cdot\text{m}^3$

x 向	y 向	z 向
$I_{xx}=47.572$	$I_{xy}=-4.303$	$I_{xz}=0.009$
$I_{yx}=-4.303$	$I_{yy}=307.117$	$I_{yz}=0.312$
$I_{zx}=0.009$	$I_{zy}=0.312$	$I_{zz}=278.227$

注： I_{xy} 、 I_{xz} 、 I_{yx} 、 I_{yz} 、 I_{zx} 、 I_{zy} 为惯性积。

表 2 阻力系数

攻角/ $^\circ$	速度/Ma						
	0.25	0.35	0.45	0.55	0.65	0.75	0.85
-12	0.174 9	0.138 2	0.148 4	0.164 9	0.185 6	0.246 0	0.349 6
-10	0.117 9	0.086 3	0.091 8	0.117 7	0.147 9	0.198 5	0.281 5
-8	0.073 8	0.032 3	0.067 8	0.076 6	0.100 1	0.149 2	0.217 4
-6	0.063 0	0.045 0	0.051 5	0.054 6	0.065 7	0.105 0	0.164 5
-4	0.018 1	0.033 4	0.041 0	0.042 3	0.045 5	0.069 7	0.125 3
-2	0.022 4	0.028 0	0.033 6	0.035 7	0.037 2	0.047 9	0.098 7
0	0.037 3	0.031 9	0.031 8	0.033 3	0.034 0	0.040 5	0.089 2
2	0.025 3	0.028 2	0.034 4	0.034 6	0.037 9	0.048 3	0.098 1
4	0.022 0	0.034 6	0.040 2	0.042 6	0.046 5	0.072 1	0.125 5
6	0.023 2	0.047 7	0.050 1	0.053 1	0.066 6	0.105 8	0.167 6
8	0.062 4	0.064 1	0.065 5	0.075 2	0.099 7	0.150 4	0.222 2
10	0.168 5	0.087 2	0.092 0	0.114 8	0.147 9	0.198 1	0.288 7
12	0.230 2	0.145 9	0.149 3	0.170 2	0.191 9	0.249 6	0.364 4

表 3 升力系数

攻角/ $^\circ$	速度/Ma						
	0.25	0.35	0.45	0.55	0.65	0.75	0.85
-12	-0.760 5	-0.848 1	-0.792 0	-0.752 9	-0.762 7	-0.980 6	-1.151 8
-10	-0.650 2	-0.746 1	-0.793 9	-0.757 8	-0.797 2	-0.911 2	-0.996 1
-8	-0.695 0	-0.581 2	-0.664 6	-0.698 7	-0.721 3	-0.781 2	-0.809 5
-6	-0.538 8	-0.479 6	-0.492 8	-0.520 2	-0.583 8	-0.640 5	-0.610 3
-4	-0.477 8	-0.333 3	-0.323 7	-0.344 2	-0.378 9	-0.457 9	-0.407 6
-2	-0.245 0	-0.192 6	-0.158 2	-0.167 2	-0.183 0	-0.234 2	-0.206 5
0	0.011 0	0.007 6	0.007 4	0.003 5	0.005 8	0.002 4	-0.000 2
2	0.368 3	0.192 3	0.175 0	0.187 7	0.202 1	0.242 2	0.214 9
4	0.512 5	0.329 3	0.345 2	0.362 6	0.397 1	0.472 1	0.426 4
6	0.748 7	0.463 9	0.514 6	0.540 9	0.601 8	0.656 6	0.635 5
8	0.947 2	0.677 8	0.682 5	0.710 2	0.735 7	0.797 8	0.839 7
10	0.931 6	0.850 6	0.798 0	0.762 9	0.786 8	0.919 2	1.028 3
12	0.992 1	0.861 5	0.778 4	0.760 9	0.780 6	0.997 0	1.199 9

表 4 俯仰力矩系数

攻角/(°)	速度/Ma						
	0.25	0.35	0.45	0.55	0.65	0.75	0.85
-12	-0.039 2	-0.044 7	-0.038 4	-0.036 6	-0.039 7	-0.064 1	-0.137 8
-10	-0.023 3	-0.042 4	-0.043 0	-0.039 6	-0.040 8	-0.066 8	-0.123 2
-8	-0.023 9	-0.032 8	-0.039 5	-0.040 6	-0.036 5	-0.056 3	-0.098 3
-6	-0.033 2	-0.027 3	-0.028 2	-0.029 0	-0.034 4	-0.048 5	-0.072 7
-4	-0.020 8	-0.018 9	-0.019 0	-0.020 5	-0.022 7	-0.036 5	-0.048 8
-2	-0.009 9	-0.012 3	-0.011 4	-0.011 0	-0.012 0	-0.023 5	-0.028 2
0	-0.003 0	-0.002 7	-0.002 8	-0.005 5	-0.004 2	-0.006 1	-0.007 7
2	0.019 5	0.009 0	0.007 3	0.008 7	0.008 5	0.012 3	0.014 5
4	0.030 9	0.018 9	0.019 2	0.019 4	0.021 2	0.031 6	0.037 8
6	0.048 3	0.029 4	0.032 5	0.032 8	0.036 2	0.046 7	0.061 9
8	0.052 0	0.045 9	0.045 4	0.044 6	0.039 8	0.057 1	0.088 3
10	0.055 8	0.061 7	0.051 1	0.041 0	0.039 3	0.065 6	0.114 2
12	0.065 1	0.054 8	0.044 1	0.043 4	0.045 3	0.069 9	0.140 3

表 5 俯仰阻尼力矩系数

攻角/(°)	速度/Ma						
	0.25	0.35	0.45	0.55	0.65	0.75	0.85
-12	-0.478 5	-0.480 4	-0.483 6	-0.488 2	-0.495 5	-0.513 6	-0.538 1
-10	-0.459 5	-0.461 2	-0.464 2	-0.468 5	-0.475 2	-0.492 1	-0.514 7
-8	-0.452 2	-0.453 9	-0.456 9	-0.466 2	-0.468 1	-0.485 3	-0.508 3
-6	-0.444 2	-0.445 9	-0.449 0	-0.453 4	-0.460 5	-0.477 9	-0.501 3
-4	-0.435 5	-0.437 3	-0.440 5	-0.444 9	-0.452 2	-0.469 9	-0.493 8
-2	-0.426 2	-0.428 1	-0.431 3	-0.435 9	-0.443 2	-0.461 4	-0.485 6
0	-0.426 0	-0.427 9	-0.431 3	-0.436 1	-0.443 8	-0.462 6	-0.487 8
2	-0.439 0	-0.440 9	-0.444 2	-0.449 0	-0.456 5	-0.475 2	-0.500 2
4	-0.452 9	-0.454 8	-0.458 1	-0.462 7	-0.470 3	-0.488 7	-0.513 5
6	-0.466 4	-0.468 2	-0.471 5	-0.476 1	-0.483 5	-0.501 8	-0.526 4
8	-0.479 3	-0.481 1	-0.484 3	-0.488 9	-0.496 2	-0.514 4	-0.538 8
10	-0.491 7	-0.493 5	-0.496 7	-0.501 3	-0.508 5	-0.526 5	-0.550 7
12	-0.516 8	-0.518 8	-0.522 3	-0.527 3	-0.535 1	-0.554 7	-0.581 1

5 弹道仿真计算

飞行器的纵向运动由飞行器质心在飞行平面内的平移运动和绕 OZ 轴的转动组成。描述飞行器纵向运动方程组^[9]：

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dv}{dt} &= P \cos \alpha - X - mg \sin \theta \\ mv \frac{d\theta}{dt} &= P \sin \alpha + Y - mg \cos \theta \\ J_x \frac{d\omega_x}{dt} &= M_x & \frac{dy}{dt} &= v \sin \theta \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_z & \alpha &= \vartheta - \theta \\ \dot{\phi}_1 &= 0 & \dot{\phi}_4 &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

其中： m 为质量； α 为攻角； v 为速度； P 为推力；

X 为阻力； Y 为升力； M_x 为力矩； y 为高度； ω_z 为旋转角速度； ϑ 为俯仰角； θ 为弹道倾角； ϕ_1 与 ϕ_4 为控制关系仿真参数； J_x 为转动惯量。

四阶龙格-库塔法 (the fourth-order Runge-Kutta method) 形式^[10]如下：

$$\begin{aligned} \frac{dy}{dt} &= f(t, y), & y(t_0) &= y_0, & t_1 &= t_0 + h; \\ K_1 &= f(t_0, y_0), & K_2 &= f\left(t_0 + \frac{h}{2}, y_0 + \frac{hK_1}{2}\right), \\ K_3 &= f\left(t_0 + \frac{h}{2}, y_0 + \frac{hK_2}{2}\right), & K_4 &= f(t_0 + h, y_0 + hK_3); \\ y_1 &= y_0 + \frac{h}{6}(K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4). \end{aligned}$$

运用 Matlab 自编程序，结合经典 4 阶龙格库

塔法和拉格朗日插值算法, 求解飞行器纵向运动方程组(1 阶非线性常微分方程组), 完成空中飞行弹道仿真, 其仿真结果如下:

飞行水平距离 $S=101.2 \text{ km}$; 入水速度 $v=147.26 \text{ m/s}$; 飞行时间 $t=655 \text{ s}$, 弹道曲线、速度曲线、弹道倾角曲线和攻角曲线如图 6 所示。

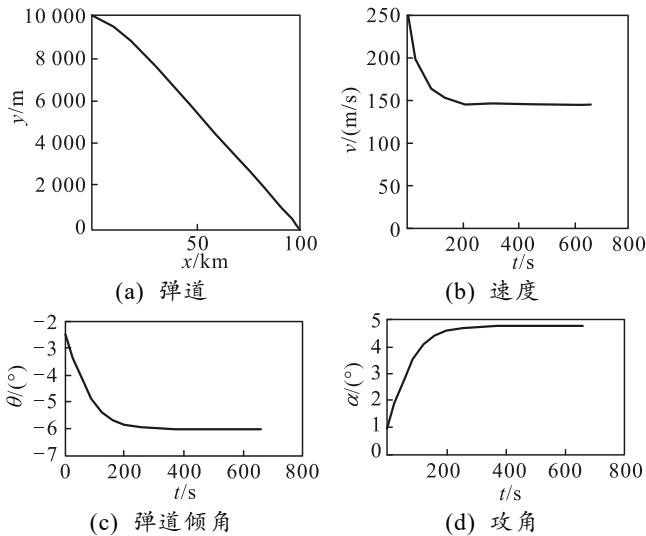


图 6 仿真曲线

6 结论

笔者通过将 Pro/Engineer 3 维建模软件(用于飞行器几何模型及飞行器转动惯量的计算等)、ANSA 前处理软件(飞行器非结构流体网格划分)、Fluent 计算流体力学软件(阻力系数、升力系数、俯仰力矩系数、俯仰阻尼力矩导数的高精度计算)

和 Matlab 标准科学计算软件(弹道曲线的仿真)有机结合, 完成飞行器空气流体动力参数的计算与弹道仿真。仿真结果可以有效指导飞行器结构设计, 减少风洞试验的次数, 获得风洞试验不能获得的中间参数, 缩短研制周期, 节约研制经费。

参考文献:

- [1] 孙善春, 宁波. 流体动力参数预报的数值水洞方法 [C]//第十四届中国海洋(岸)工程学术讨论会集. 北京: 中国海洋出版社, 2009: 553-555.
- [2] 潘光, 吴文辉, 毛昭勇, 等. 高空远程滑翔鱼雷全弹道仿真关键技术[J]. 鱼雷技术, 2009, 17(4): 10-15.
- [3] 王少昆, 买瑞敏, 周俊祥. 基于 Simulink 的简易控制单兵火箭弹弹道仿真[J]. 兵工自动化, 2007, 26(6): 34-36.
- [4] 张靖男, 赵兴锋, 郑志强, 等. 战术导弹的弹道仿真模型[J]. 兵工自动化, 2006, 25(8): 29-30.
- [5] 涂胜元, 王军波, 傅廷伟, 等. 滑翔增程弹弹道仿真研究[J]. 弹箭与制导学报, 2005, 25(4): 381-384.
- [6] 符蓓蓓, 雷娟棉, 王冬梅. 超远程制导炮弹滑翔增程弹道仿真研究[J]. 兵工学报, 2010, 31(Z2): 13-16.
- [7] 朱红钧, 林元华, 谢龙汉. FLUENT12 流体分析及工程仿真[M]. 北京: 清华大学出版社, 2011: 6-8.
- [8] 任永胜, 赵艳勤, 黄坚, 等. 自行火炮综合传动装置非线性动力学仿真与疲劳可靠性寿命预测[J]. 兵工自动化, 2017, 36(2): 86-91.
- [9] 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, 2008: 36-51.
- [10] 李庆杨, 王能超, 易大义. 数值分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008: 344-352.