

文章编号 1004-924X(2009)08-1978-09

风场环境下的飞行器参数计算平台

纪勇^{1,2}, 厉明^{1,2}, 贾宏光¹, 陈娟¹, 王一凡¹, 陈长青¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

摘要: 飞行器参数计算平台是飞行器研制过程中的重要支撑技术之一。为了准确计算风场环境下的飞行器参数,研究了风场环境下飞行器参数计算平台的建立方法。分析影响飞行参数的各个分系统,建立了飞行器参数计算平台的理论框架。研究了大气风场,分析其对飞行轨迹的影响。然后,在 Simulink 环境下进行建模,采用 C MEX S-function 编程实现了复杂的飞行力学运动方程组。最后,在统一接口参数的基础上,进行子模块的封装,并且将各分系统的子模块通过参数驱动进行连接,建立飞行器参数计算平台。通过对某滑翔飞行器进行性能验证仿真实验以及对某无控飞行器进行的风场干扰仿真实验,证明了平台计算稳定,最小计算步长可达到 1 ms,并且可以精确地模拟风场,计算风场环境下的飞行器参数。最后将某无控飞行器仿真轨迹与外场飞行实验结果进行了对比,结果表明射程相对偏差为 0.44%;最大高度相对偏差为 1.8%。参照航天工业标准 QJ 1997-90 可以证明,该平台方案建模合理可靠,满足工程应用要求。

关键词: 飞行参数;计算平台;Simulink;风场模型

中图分类号: TJ765.43;V217 **文献标识码:** A

Flight parameter computing platform under wind field environment

JI Yong^{1,2}, LI Ming^{1,2}, JIA Hong-guang¹, CHEN Juan¹, WANG Yi-fan¹, CHEN Chang-qing¹

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

Abstract: Flight parameter computing platforms are important supporting technologies in the aircraft development process. In order to accurately simulate the wind model and calculate the flight parameters, a simulation modeling method for a flight parameter simulation platform under wind field environments is established. Based on the several influence factors of the flight, some mathematical models of the flight parameter simulation platform is established. Then, the Simulink toolbox in the Matlab is used to establish the model to implement the complex kinetic equations based on the principles of hierarchy and C MEX S-function. After the models are established, these models are encapsulated for several subsystems and the flight parameter computing platform based on a unified interface is assembled. The simulation tests, including the performance test of a certain gliding aircraft and the wind influence test of a certain uncontrolled aircraft, prove that the computing capability of the platform can obtain a calculating step of 1 ms. The comparison on the simulation and the field test data of a certain

收稿日期:2009-04-09;修订日期:2009-04-27.

基金项目:吉林省杰出青年基金资助项目(No. 20060115);中科院“三期创新”平台资助项目

uncontrolled aircraft shows that the relative deviation of range is 0.44%, the relative deviation of maximal altitude is 1.8%. Taking QJ 1997-90 as a reference standard, it is demonstrated that the platform scheme is reasonable and reliable, which meets the engineering accuracy requirement.

Key words: flight parameter; computing platform; Simulink; wind field model

1 引言

在飞行器研制过程中,对于飞行器参数的研究,首先研究的是作用在飞行器上的各种力和力矩在运动过程中变化的特性,进而研究在这些力和力矩作用下飞行器的运动学特性和动力学特性^[1],因此如何准确计算这些参数是非常重要的工作。而飞行器研制过程中飞行路径的规划、分系统方案的验证以及半实物仿真系统实验也都需要飞行器参数计算平台作为支撑技术,因此计算平台的建立对于飞行器的研制有着重要意义。风是影响飞行器姿态和轨迹的重要因素之一^[2],理论研究和飞行试验都表明,大气参数与标准值的偏差对飞行器的运动有较大的影响,尤其是风速矢量的变化,是引起飞行轨迹偏差的重要因素之一。如何准确模拟出风场,是飞行器参数计算平台的关键环节之一。

目前的飞行器参数计算平台多采用高级语言编程计算方法对飞行器进行数学仿真^[3],代码编写和调试时间较长,无法使用代码自动生成功能(RTW)与半实物系统结合进行半实物仿真实验。目前对于大气风场的处理多直接采用 Simulink 工具箱中的标准大气模型 COESA (Committee on Extension to Standard Atmosphere) 模拟大气风场^[4],而大气风场形态各异,形式多样,并且随着地形、经纬度、高度、温度、空气密度、时间等因素的变化而不断变化,因此采用标准大气模型模拟大气风场,其精确性难以保证。

针对以上所述,为提高计算精度,缩短计算时间,并且为半实物仿真实验等后续工作提供计算平台,提出了一种基于 Simulink 的风场环境下飞行器参数计算平台设计思路。Simulink 作为一种可视化编程工具,其模块化设计思想使其成为仿真动态系统的常用工具^[5]。在 Simulink 环境下搭建模型,可视化良好并且仿真精度较高,尤为重要是 Simulink 环境下搭建模型可以很好地利用代码自动生成功能,减少后期工作量,缩短代码调试时间。

本文详细介绍了如何进行提取影响飞行轨迹的分系统模块的数学模型,怎样对风场环境进行分析及建模,如何对模块进行封装以及搭建计算平台,最后通过仿真实验以及与外场飞行实验数据的对比,验证了平台的可靠性和精确性。

2 飞行器参数计算平台理论框架

结合某型飞行器为背景,将飞行器视为刚体,则飞行器运动可以看成是质心的移动和围绕质心的转动所合成的运动。作用在飞行器的力决定了质心的移动,作用在飞行器上相对于质心的力矩则决定了飞行器围绕质心的转动^[6]。根据信号流的传递关系将飞行器参数计算平台分为飞行解算模块、结构模块、环境模块、推力模块及空气动力模块等部分分别进行分析,其信号流程框图如图 1 所示。

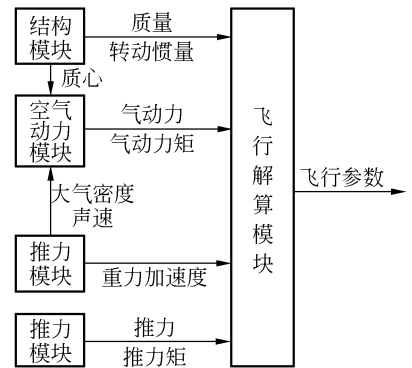


图 1 信号流程框图

Fig. 1 Flow chart of signal

2.1 飞行解算模块

飞行解算模块是整个平台的核心模块,主要用来计算飞行过程中速度、角速度、位置、角度以及四元数。基于下列三个条件进行建模:(1)飞行器为刚体,无柔性作用;(2)惯量积为 0;(3)在每个计算步长时间内,飞行器质量不变。模型采用四元数法代替欧拉角^[7],得到飞行器运动方程组^[8]如下:

$$\begin{bmatrix} V_{x1} \\ V_{y1} \\ V_{z1} \end{bmatrix}' = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{z1} & -\omega_{y1} \\ -\omega_{z1} & 0 & \omega_{x1} \\ \omega_{y1} & -\omega_{x1} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{x1} \\ V_{y1} \\ V_{z1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_{x1}/m \\ F_{y1}/m \\ F_{z1}/m \end{bmatrix}, \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_{x1} \\ \omega_{y1} \\ \omega_{z1} \end{bmatrix}' = \begin{bmatrix} \frac{J_{y1}-J_{z1}}{\omega_{x1}\omega_{y1}\omega_{z1}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{J_{z1}-J_{x1}}{\omega_{x1}\omega_{y1}\omega_{z1}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{J_{x1}-J_{y1}}{\omega_{x1}\omega_{y1}\omega_{z1}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{x1} \\ \omega_{y1} \\ \omega_{z1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{x1}/J_{x1} \\ M_{y1}/J_{y1} \\ M_{z1}/J_{z1} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}' = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_0q_3 + q_1q_2) & q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_0q_1 + q_2q_3) & q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{x1} \\ V_{y1} \\ V_{z1} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

其中: $V_{(x1,y1,z1)}$ 表示速度在载体坐标系的分量, $\omega_{(x1,y1,z1)}$ 表示角速度在载体坐标系分量, $F_{(x1,y1,z1)}$ 表示力(包括气动力,发动机推力和重力的合力)在载体坐标系分量, $M_{(x1,y1,z1)}$ 表示力矩在载体坐标系分量, x, y, z 表示位置在地理坐标系分量, $J_{(x1,y1,z1)}$ 表示转动惯量在载体坐标系分量, m 表示飞行器质量, q_0, q_1, q_2, q_3 表示四元数。

2.2 结构模块

此模块用于实时计算飞行器的结构数据,包括质量、质心和转动转量。为便于计算,将飞行器分为变质量部分(发动机部分)和恒质量部分两个部分进行分别考虑。对于变质量部分,采用插值法来计算实时的质量变化量,再根据力矩平衡和平行移轴定理,通过质心和力矩计算公式^[9]计算出飞行器飞行过程中结构数据。

2.3 环境模块

此模块用于计算飞行过程中实时的大气温度、大气密度、空速和重力加速度,以此作为气动特性和重力场分析的依据。数学模型基于下列条件进行建模:(1)标准大气温度为 288.05 K;(2)标准大气密度为 1.225 kg/m³;(3)重力加速度为 9.806 55 m/s²;(4)地球半径为 6 356 766 m,数学模型描述方程如下^[10]:

$$T=288.05-0.0065 \times h, \quad (4)$$

$$\rho=1.225 \times (T/288.05)^{4.256}, \quad (5)$$

$$a=20.1 \sqrt{T}, \quad (6)$$

$$g=9.80665/(1+h/6356766)^2, \quad (7)$$

其中, h 为飞行高度, T 为大气温度, ρ 为大气密度, a 为空速, g 为重力加速度。数学模型依据标准大气环境数学模型,根据高度变化,计算出飞行

器飞行过程中所在高度的温度、大气密度、音速和重力加速度的值,以模拟出飞行过程中的大气环境。

2.4 推力模块

此模块用于实时计算飞行器的推力和力矩。通过对发动机试车数据进行插值得出推力值,并对其进行推力修正,提高计算精度,采用的数学模型^[11]如下。

$$\begin{bmatrix} P_{x1} \\ P_{y1} \\ P_{z1} \end{bmatrix} = P \begin{bmatrix} \cos(a_{yp}) \times \cos(a_{zp}) \\ \sin(a_{yp}) \\ \cos(a_{yp}) \times \sin(a_{zp}) \end{bmatrix}, \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} M_{xp} \\ M_{yp} \\ M_{zp} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -d_{zp} & d_{yp} \\ d_{zp} & 0 & d_{xp} \\ d_{yp} & d_{xp} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_{x1} \\ P_{y1} \\ P_{z1} \end{bmatrix}, \quad (9)$$

其中, P 表示推力; $P_{(x1,y1,z1)}$ 表示推力在载体坐标系分量; $M_{(xp,yp,zp)}$ 表示推力力矩在载体坐标系的分量; $a_{(yp,yp,zp)}$ 表示推力偏移,即推力作用线和飞行器纵轴形成的空间角在载体坐标系分量; $d_{(xp,yp,zp)}$ 表示推力横移,即推力作用点在载体坐标系的坐标。

2.5 空气动力模块

空气动力模块依据其他模块计算出的攻角、侧滑角以及空速等参数对风洞实验所获得的气动数据进行插值计算,得出空气动力以及力矩系数,再依据空气动力计算数学模型^[12]计算得到空气动力和空气动力力矩。空气动力计算数学模型如下:

$$\begin{bmatrix} F_{ax} \\ F_{ay} \\ F_{az} \end{bmatrix} = q_s \begin{bmatrix} -C_A \\ C_Y \\ -C_N \end{bmatrix} = q_s \begin{bmatrix} f(V, \alpha, \beta, \delta_x, \delta_y, \delta_z) \\ f(V, \alpha, \beta, \delta_x) \\ f(V, \alpha, \beta, \delta_y) \end{bmatrix}, \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} M_{ax} \\ M_{ay} \\ M_{az} \end{bmatrix} = qsl \begin{bmatrix} -C_l \\ -C_m \\ -C_n \end{bmatrix} = qsl \begin{bmatrix} f(V, \alpha, \beta, \omega_x, \delta_x) \\ f(V, \alpha, \beta, \omega_y, \delta_y) \\ f(V, \alpha, \beta, \omega_z, \delta_z) \end{bmatrix}, \quad (11)$$

其中, $F_{(ax, ay, az)}$ 表示空气动力; $M_{(ax, ay, az)}$ 表示空气动力矩; q 表示动压; s 表示翼面参考面积; l 表示翼展; $C_A, C_Y, C_N, C_l, C_m, C_n$ 表示空气动力系数和空气动力力矩系数。

3 风场环境下的计算平台

3.1 风场环境

大气压力不均匀是产生风的根源,而大气风场形态各异,形式多样,并且随着地形、经纬度、高度、温度、空气密度、时间等因素的变化而不断变化,再加上诸多的随机因素,因此建立准确的风场数学模型非常复杂^[13]。针对常规飞行器的飞行范围,尤其是摩擦层中风场的特点,在风场统计特性的基础上,为计算方便,提出了常规风场和实地风场相结合的思想。对于常规风场的建模采取德莱顿紊流风,离散阵风以及切变风三种风场综合考虑,根据数学模型搭建出风场模块,在不同的情况下分别考虑不同类型的风场模型。对于实地风场的计算,根据当地历年准定常风的风廓线建立数据库,再根据飞行前飞行地点相关部门提供的气象数据进行插值计算,计算出实地风场。

风是影响飞行轨迹的重要影响因素之一。大气风场对飞行轨迹的影响,将其处理为风场干扰了飞行器的攻角、侧滑角和速度,进而改变了空气动力和空气动力矩,从而影响飞行轨迹。考虑风的干扰时的,计算飞行器的空气动力和空气动力矩,采用相对速度、相对侧滑角以及相对攻角的方法来进行计算。数学模型^[14]如下:

$$V_w = \sqrt{(V_x - W_x)^2 + (V_y - W_y)^2 + (V_z - W_z)^2}, \quad (12)$$

$$\beta_w = f(\gamma, \phi, \varphi, \phi_{vw}, \theta_w), \quad (13)$$

$$\alpha_w = f(\gamma, \phi, \varphi, \phi_{vw}, \theta_w, \beta_w), \quad (14)$$

其中, $V_{(x, y, z)}$ 为速度在载体坐标系的分量, $W_{(x, y, z)}$ 为风速在载体坐标系的分量, $\gamma, \phi, \varphi, \phi_{vw}, \theta_w$ 为飞行角度参数, α_w, β_w 即为相对攻角和相对侧滑角。

3.2 风场环境建模

将风场环境的模型分为两部分分别进行建模,首先是准确的计算出风速,将飞行器的高度、

飞行器的飞行角度以及空速输入至模拟风场模块中来计算风速在载体坐标系的分量;其次,根据上文所给出的数学模型,通过输入飞行器的速度、飞行器的角度以及模拟风场模块计算出的风速来计算相对速度、相对侧滑角以及相对攻角。直接将上述参数输入至前文所述的空气动力模块中代替理想状态下的速度、攻角和侧滑角来计算空气动力和空气动力矩,参与整个计算平台的仿真计算。风场模块结构如图 2 所示。

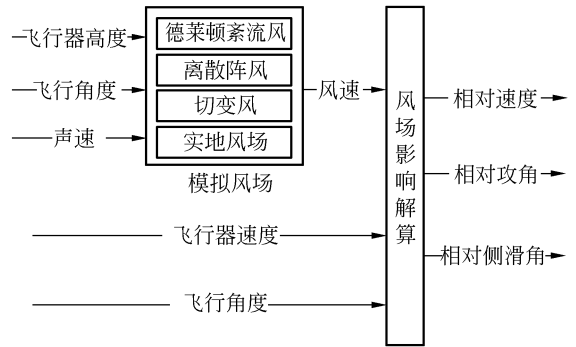


图 2 风场模块结构框图

Fig. 2 Block diagram of wind model

3.3 风场环境下的计算平台的实现

飞行器参数计算平台的数学模型中不仅存在线形环节,还存在非线性环节、连续环节和离散化环节等诸多环节,是个比较复杂的混合系统。对于复杂的飞行器动力学数学模型,通常运用 C 语言或者 Matlab 的 M 文件来进行编程,但是 C 语言编程烦琐,程序调试难度大,而 M 文件编程的执行效率非常慢。为克服上述两种方法的缺点,并且在后续半实物仿真实验可以使用 RTW 工具直接进行代码转换,选用 C MEX S-function 进行建模^[15],通过编译后嵌入 S-function 模块中。而对于需要通过数据插值的部分,采用 Look-Up Table 模型进行处理。若模块比较复杂,内部模型较多,则可以使用 Subsystem 子系统技术对其进行封装组合为功能相对完整的子系统模块。

为了增强平台的可扩展性和通用性,建立子模块时采用统一接口和子系统封装技术。每条信号传输线上传输的信号不是单一的,而是多路的,通过 Mux 和 Demux 这两个模块来进行多路信号的合成与分解。随着系统复杂程度的提高,各分系统设计师可以根据规定的接口进行分系统建模,分系统模块与现有的飞行器参数计算平台可以直接相

连进行仿真实验,用以验证分系统的设计。整个飞行器参数计算平台总体结构如图 3 所示,各分系统被封装为单一模块,使得平台层次清晰。

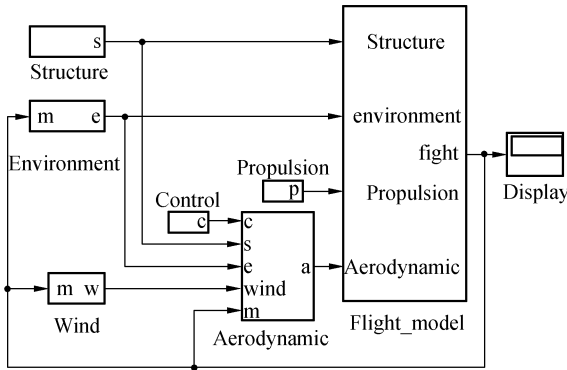


图 3 飞行器参数计算平台结构框图
Fig. 3 Block diagram of simulation model

4 仿真实验

仿真实验包括下列三个实验:

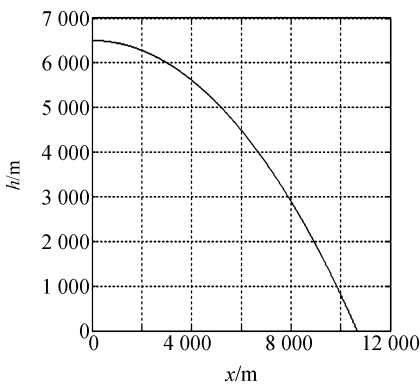
(1)以某型滑翔飞行器为背景,验证计算平台的计算能力,计算飞行时间内飞行器的射程,高度,航向,速度以及攻角。

(2)以风场干扰下某型无控飞行器为背景,验证计算平台的风场计算情况,研究风场对飞行参数的影响。

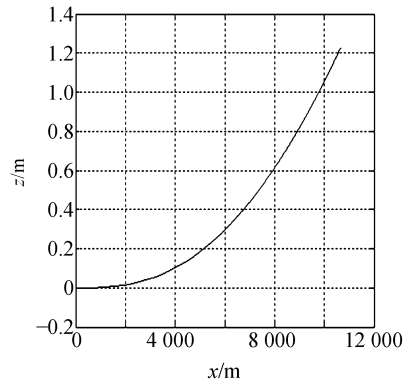
(3)以某型无控飞行器为背景,验证计算平台的可靠性,计算其飞行轨迹并与外场飞行实验数据进行对比。

4.1 某型滑翔飞行器仿真实验

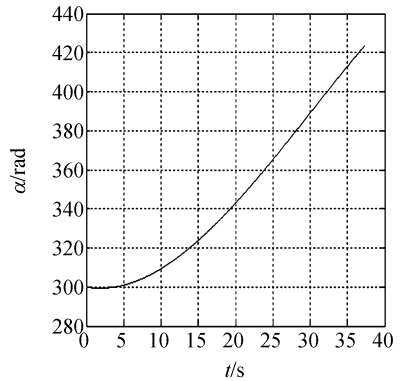
结合某型滑翔飞行器进行仿真实验,仿真条件如下:质量为 500 kg,长度为 2.12 m,投掷速度



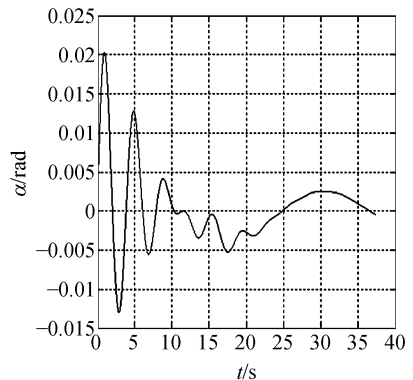
(a) 高度-射程曲线
(a) Height vs range



(b) 航向-射程曲线
(b) Course vs range



(c) 速度-时间曲线
(c) Velocity vs time



(d) 攻角-时间曲线
(d) Attack angle vs time

图 4 仿真曲线

Fig. 4 Simulation curves

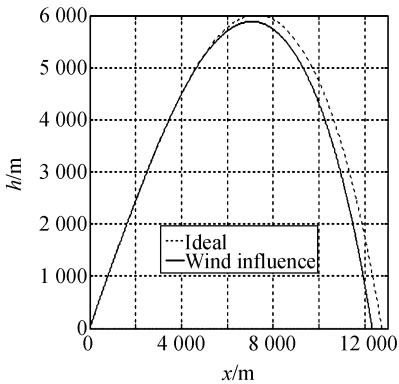
为 300 m/s,投掷高度为 6 500 m,采用水平投掷方式。飞行器初始位置位于地面坐标系零点处,初始速度为 300 m/s,投掷后,飞行器滑翔时间 37.4 s,滑翔距离为 10 664 m,最大速度为 423 m/s,无风情况下航向偏差较小。

仿真实验结果如图 4 所示。

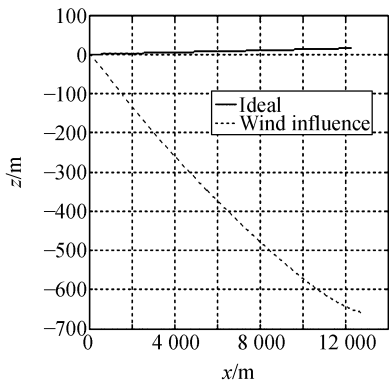
通过上述仿真实验,证明飞行器参数计算平台具有良好的通用性,只要输入飞行器的具体设计参数以及发射数据,就可以有效地对其进行仿真实验,最小仿真步长可以达到 1 ms,可计算的飞行参数包括速度、位置、角速度、飞行角度以及各种动力系数等,可以为飞行路径规划以及分系统的设计提供所需数据。

4.2 某型无控飞行器风场干扰仿真实验

结合某型无控飞行器进行仿真实验,仿真条件如下:质量为 100 kg,长度 2 m。计算风场环境如下:(1)在无风情况下和在三维常值风且风速均为 5 m/s 情况下的飞行曲线,对比曲线如图 5 所示;(2)在德莱顿紊流风,离散阵风以及切变风影响下的飞行曲线,对比曲线如图 6 所示,仿真数据如表 1 所示。



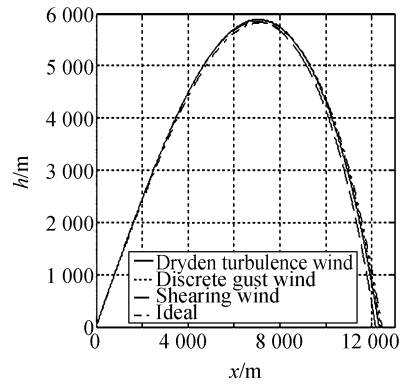
(a) 高度-射程对比曲线
(a) Height vs range



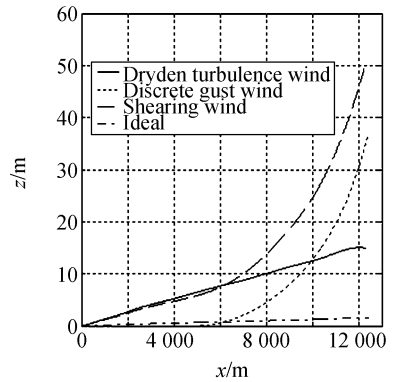
(b) 航向-射程对比曲线
(b) Course vs range

图 5 无风环境和常值风环境下仿真对比曲线

Fig. 5 Simulation curves under ideal and wind influence



(a) 高度-射程对比曲线
(a) Height vs range



(b) 航向-射程对比曲线
(b) Course vs range

图 6 德莱顿紊流风、离散阵风、切变风以及无风环境下的飞行曲线对比

Fig. 6 Flight-path curves under Dryden wind, discrete gust wind, shearing wind and ideal influence

由以上仿真实验可以分析得出:三维常值风对飞行轨迹有着一定的影响,尤其是对航向影响明显;德莱顿紊流风对高度影响较大,离散阵风对射程和高度影响均较为明显,切变风对射程以及航向影响均较大。

表 1 德莱顿紊流风、离散阵风以及切变风影响下的飞行参数

Tab. 1 Flight-parameters of wind influence

风场类型	最大射程(m)	最大高度(m)	最大航向(m)
无风干扰	12 453	5 836	1.6
德莱顿紊流风	12 322	5 883	15.1
离散阵风	12 392	5 886	36.5
切变风	12 400	5 843	51.3

4.3 某型无控飞行器仿真实验与外场飞行实验对比

结合某型无控飞行器为背景,仿真条件为:飞行器质量为 101 kg,长度 1.7 m,仿真设置纬度和温度以及气象条件均与外场飞行实验一致。图 7 为仿真实验数据与外场飞行实验数据对比曲线,表 2 为无控飞行器仿真数据与实验数据对比表。

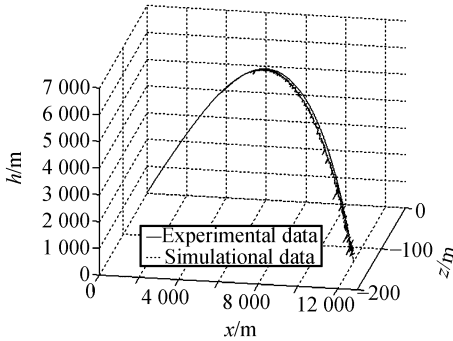


图 7 无控飞行器仿真数据与实验数据对比曲线

Fig. 7 Comparison curves of experiment and simulation

对以上对比曲线以及对比数据进行误差分析可以看出误差来自下列两个方面:(1)计算平台采用的气象数据是由外场实验单位气象部门于实验

表 2 无控飞行器仿真数据与实验数据对比

Tab. 2 Comparison data of experiment and simulation

	最大射程	最大高度	最大航向
仿真数据	11 977 m	5 391 m	141 m
实验数据	11 925 m	5 495 m	148 m
相对偏差	0.44%	1.8%	4.7%

参考文献:

[1] 刘兴堂. 精确制导、控制与仿真技术[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
LIU X T. *Precision Guidance & Control and Simulation Technology* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)

[2] 曲延禄. 外弹道气象学概论[M]. 北京:气象出版

前两小时提供的气象数据,这与飞行实验时气象数据存在一定偏差;(2)推力模块计算采用的是发动机试车数据,与飞行实验所采用发动机的真实推力存在一定误差。对比仿真计算数据及外场实验数据,参照航天工业标准 QJ 1997-90,可以认为飞行器参数计算平台精度满足应用要求,可以用于工程实践中计算飞行参数以及验证分系统的性能。

5 结 论

本文提出了一种基于 Simulink 的风场环境下飞行器参数计算平台设计方案。首先研究影响飞行轨迹的各分系统,分析其数学模型并且在 Simulink 下利用相应的硬件驱动模块进行建模,将模块通过信号参数驱动,封装为完整的飞行器参数计算平台。该方案使得整个平台系统层次分明,模块结构简单,并且具有通用性,可以通过修改参数来对多种型号的飞行器进行仿真。随着分系统技术的成熟,对分系统进行建模,可以将其模块加载到飞行器参数计算平台中,以验证分系统的设计方案。最后平台通过对某型滑翔飞行器和某型无控飞行器进行仿真实验,并且对比其外场飞行实验数据,得出对比结果如下:射程相对偏差为 0.44%;最大高度相对偏差为 1.8%;最大航向相对偏差为 4.7%。参照 QJ 1997-90 标准,仿真相对偏差在可接受范围内,平台稳定可靠,满足工程应用需求。

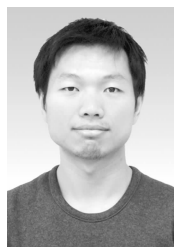
社,1987.

QU Y L. *Ballistae Meteorology* [M]. Beijing: China Meteorology Press, 1987. (in Chinese)

[3] 唐胜景,袁子怀. 战术弹飞行力学软件系统设计[J]. 飞行力学,1997,15(2):81-85.
TANG SH J, YUAN Z H. Design of flight mechanics software system of tactical missiles [J]. *Flight Dynamics*, 1997, 15(2): 81-85. (in Chinese)

- [4] 张镭,姜洪洲,齐潘国,等. 基于 MATLAB 的飞行仿真[J]. 计算机仿真,2006,23(6):57-59.
ZHANG L,JIANG H ZH,QI F G, *et al.*. Flight simulation based on MATLAB [J]. *Computer Simulation*,2006,23(6):57-59. (in Chinese)
- [5] 张跃,刘波,阎胜利. 捷联式光学导引头的稳定、跟踪原理和系统仿真[J]. 光学精密工程,2008,16(10):1943-1945.
ZHANG Y, LIU B, YIN SH L. Strapdown optical seeker: stabilization tracking principle and system simulation [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(10):1943-1945. (in Chinese)
- [6] LEWIS B L, STEVENS F L. *Aircraft Control and Simulation* [M]. New York: John Wiley & Sons, 1992.
- [7] 张荣辉,贾宏光,陈涛,等. 基于四元数的捷联式惯性导航系统的姿态解算[J]. 光学精密工程,2008,16(10):1964-1965.
ZHANG R H, JIA H G, CHEN T, *et al.*. Attitude solution for strapdown inertial navigation system based on quaternion algorithm [J]. *Opt. Precision Eng.*,2008,16(10):1964-1965. (in Chinese)
- [8] 张有济. 战术导弹飞行力学设计[M]. 北京:宇航出版社,1995.
ZHANG Y J. *Design of Flight Dynamic* [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1995. (in Chinese)
- [9] COOK M V. *Flight Dynamics Principles* [M]. UK: Butterworth-Heinemann, 1997.
- [10] GJB365.1-87. 北半球标准大气[S].
GJB365.1-87. Standard atmosphere of the northern hemisphere[S]. (in Chinese)
- [11] SUTTON G P, BIBLARZ O. *Rocket Propulsion Elements* [M]. New York: John Wiley & Sons, 2001.
- [12] ZIPFEL P H. *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamic* [M]. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [13] 陈云霞,康锐,孙宇锋. 风对导弹飞控系统可靠性影响的仿真研究[J]. 系统仿真学报,2005,12(2):276-278.
CHEN Y X, KANG R, SUN Y F. Study on reliability simulation for flight control system under the influence of wind [J]. *Journal of System Simulation*, 2005,12(2):276-278. (in Chinese)
- [14] 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.
QIAN X F, LIN R X, ZHAO Y N. *Flight Dynamic of Missile* [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2000. (in Chinese)
- [15] 厉明,纪勇,贾宏光,等. 基于快速仿真原形的飞行器半物理仿真系统[J]. 光学精密工程,2008,16(10):1950-1951.
LI M,JI Y, JIA H G, *et al.*. Hardware-in-closed-loop simulation for aircraft based on rapid simulation prototype [J]. *Opt. Precision Eng.*,2008,16(10):1950-1951. (in Chinese)

作者简介:



纪勇(1985—),男,江苏沭阳人,博士研究生,2006年于吉林大学获得学士学位,现就读于长春光机所,主要从事飞行力学仿真及视景仿真等方面的研究。E-mail: jy262002@eamil.jlu.edu.cn



厉明(1982—),男,山东日照人,博士研究生,2005年于山东大学获得学士学位,现就读于长春光机所,主要从事飞行器力学仿真及飞行控制等方面的研究。E-mail: liming301128@163.com



贾宏光(1971—),男,黑龙江五常人,研究员,博士生导师,1994年于哈尔滨工业大学获得学士学位,1997年于长春光机学院获得硕士学位,2000年于长春光机所获得博士学位,主要从事复合制导及目标识别技术研究。E-mail: jiahg@ciomp. ac. cn

通讯作者:



陈长青(1962—),男,吉林长春人,研究员,硕士生导师,1984年于长春工业大学(原吉林工学院)获得学士学位,主要从事精密跟踪与伺服控制方向的研究。E-mail: ccq8021@sohu. com



王一凡(1958—),男,吉林长春人,研究员,主要从事光机总体结构设计方面的研究。E-mail: wangyifan 1958@163. com

导师简介:



陈娟(1964—),女,吉林长春人,研究员,博士生导师,1984年于长春工业大学(原吉林工学院)获得学士学位,1997年于大连理工大学获得硕士学位,2001年于长春光机所获得博士学位,主要从事光电跟踪及伺服控制技术的研究。E-mail: chenjuan@ciomp. ac. cn

● 下期预告

空间相机电子设备热控系统设计

陈立恒,吴清文,罗志涛,董吉洪,江帆,徐抒岩

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 空间光学部,吉林 长春 130033)

为了解决大功率的空间相机电子设备的散热问题,对某空间相机电子设备的热控系统进行了详细设计。首先,针对需要散热的电子元器件、印制板及设备机箱采取了加导热片、表面发黑处理、填充导热填料等高可靠性的导热和辐射方式进行散热。然后,以某个器件为例建立了散热通道简化模型,进行了散热效果的估算。最后,根据电子设备的空间环境、结构特点以及采取的热控措施,应用 TMG 软件建立了热分析模型,对其热控系统进行了仿真分析,同时进行了电子元器件的结温计算。结果表明,电子设备的印制板的温度范围为 $35.6\sim 45\text{ }^{\circ}\text{C}$,电子元器件的结温温度范围为 $45.4\sim 88.5\text{ }^{\circ}\text{C}$,均低于降额热控温度指标,散热效果明显。热控系统设计合理,所采取的热控措施能够满足设计要求。