

某型战斗机六自由度动力学建模与仿真

邹仕军¹, 胡孟权¹, 李嘉林²

(1. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038; 2. 空军工程大学 理学院, 陕西 西安 710051)

摘要:从飞行仿真的基本原理出发,按照物理模型与功能模型相统一的原则,综合运用面向对象技术和模块化设计思想,研究了战斗机飞行仿真的建模方法。仿真试验的结果验证了本文所提出的战斗机飞行仿真建模方法的正确性。

关键词:飞行仿真;模块化;建模;面向对象技术

中图分类号: V211 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2005)06-0010-03

1 六自由度动力学建模

1.1 飞行仿真模块间的信息传递关系

根据模块化建模的思想,将飞机系统分成一些模块,通过这些模块相互之间信息的传递来实现飞行仿真。在飞机的六自由度动力学建模仿真中模块之间的信息传递关系见图1。

1.2 飞行仿真的功能关系图

组成飞机系统的各个模块都实现一定的功能,功能之间通过相互关系从而组成飞行仿真系统的功能,飞行仿真的功能关系见图2。

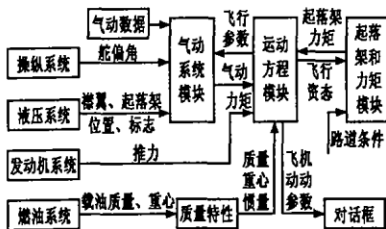


图1 各模块间的信息传递关系

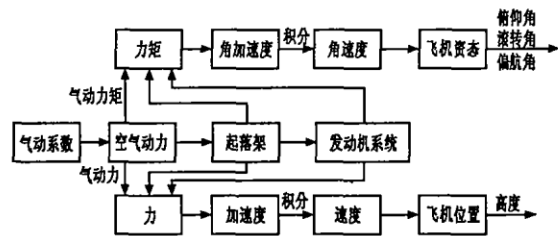


图2 飞行仿真的功能关系

1.3 飞行仿真的模块化建模

飞行动力学系统的仿真数学模型是复杂的,应条理清晰地进行模块化设计,按照模块化建模的思想,将动力学模型分解为气动系数模块、质量惯矩模块、发动机模块、飞行控制系统模块、大气模块、起落架模块、减速伞模块、飞机运动学、动力学方程模块。模块化建模还便于仿真管理软件按不同速率调度不同模块,这样可以减少计算负荷,满足实时仿真的要求^[1]。各模块的特点及功能如下:

1.3.1 气动系数模块

主要是建立起气动系数数据库,以一定的格式存放,建立不同机种飞机的气动系数(如 C_y 、 C_x 、 C_z 、 M_x 、 M_y 、 M_z 等)快速计算公式,以 C_x 为例说明气动系数模块的计算方法。 $C_x = C_{x0} + C_{xi} + \Delta C_{xw} + \Delta C_{xq} + \Delta C_{xj} + \Delta C_{xd}$ 。式中: ΔC_{xw} 表示外挂引起的 C_x 增量; ΔC_{xq} 表示起落架引起的 C_x 增量; ΔC_{xj} 表示减速板引起的 C_x 增量; ΔC_{xd} 表示地效引起的 C_x 增量。

收稿日期:2004-12-22

作者简介:邹仕军(1981-),男,湖南桃江人,硕士生,主要从事飞行力学研究。

给定飞机状态和舵面偏角,每一项通过插值得到其数值,相加后得到 C_x 的值。

1.3.2 发动机动力学模型

建立标准大气条件、各种发动机状态下,飞机可用推力随飞行高度、速度变化关系的数据库。在非标准大气条件下,调用大气环境模型,对发动机推力进行修正。

1.3.3 飞行控制系统模型

对于二代飞机,主要是机械操纵系统和增稳控制,应建立力臂自动调节装置模型,机械操纵系统传动比模型以及液压助力器模型和增稳控制系统模型。对于三代飞机,飞行操纵系统为电传操纵系统。模块输入为外界输入(包括驾驶杆、脚蹬、油门以及各种操纵开关等),模块输出为舵面偏角。

1.3.4 起落架和减速伞模块

主要完成着陆状态起落架受力分析,以及计算着陆放减速伞时的阻力大小。

1.3.5 质量惯矩模块

计算飞机的质量、重心、惯矩随燃油消耗、外挂的影响。模块输入为飞机剩余燃油和外挂配置及投射情况,模块输出为质量 m 、 I_x 、 I_y 、 I_z 、 I_{xy} 和重心在机体上的位置 \bar{X}_{CG} 。

1.3.6 大气模块

主要用于计算不同高度下的大气密度、压强、温度和音速,不考虑季节和经纬度等因素。模块输入为飞机飞行高度,模块输出为大气密度、压强、温度和音速。

1.3.7 飞机运动学、动力学方程模块

本模块建立刚体飞机一般动力学方程及运动学方程,从而组成飞行动力学中的全量方程。此模块是飞行仿真的核心和构成更复杂的完成特定任务综合仿真的基础^[2]。

在机体坐标系中刚性飞机的质心动力学方程是:

$$\begin{aligned} m(dv_x/dt + \omega_y v_z - \omega_z v_y) &= p \cos \varphi_p - Q \cos \alpha \cos \beta + Y \sin \alpha - Z \cos \alpha \sin \beta - mg \sin \theta \\ m(dv_y/dt + \omega_z v_x - \omega_x v_z) &= p \sin \varphi_p - Q \sin \alpha \cos \beta + Y \cos \alpha - Z \sin \alpha \sin \beta - mg \cos \vartheta \cos \gamma \\ m(dv_z/dt + \omega_x v_y - \omega_y v_x) &= -Q \sin \beta + Z \cos \beta + mg \cos \vartheta \sin \gamma \end{aligned}$$

飞机绕质心转动的动力学方程为

$$\begin{aligned} I_x(d\omega_x/dt) - (I_y - I_z) \omega_y \omega_z - I_{xy}(d\omega_y/dt - \omega_z \omega_x) &= \sum M_x \\ I_y(d\omega_y/dt) - (I_z - I_x) \omega_x \omega_z - I_{xy}(d\omega_x/dt - \omega_z \omega_y) &= \sum M_y \\ I_z(d\omega_z/dt) - (I_x - I_y) \omega_x \omega_y - I_{xy}(d\omega_x/dt - \omega_z \omega_y^2) &= \sum M_z \end{aligned}$$

姿态角变化率和飞机角速度分量之间的关系为

$$d\gamma/dt = \omega_x - \tan \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); d\varphi/dt = (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) / \cos \vartheta; d\vartheta/dt = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma$$

在地面坐标系中列写出三个飞机质心运动方程:

$$\begin{aligned} dx_g/dt &= v_x \cos \varphi \cos \vartheta + v_y (\sin \varphi \sin \gamma - \cos \varphi \sin \vartheta \cos \gamma) + v_z (\sin \varphi \cos \gamma + \cos \varphi \sin \vartheta \sin \gamma) \\ dy_g/dt &= v_x \sin \vartheta + v_y \cos \vartheta \cos \gamma - v_z \cos \vartheta \sin \gamma \end{aligned}$$

$$dz_g/dt = -v_x \sin \varphi \cos \vartheta + v_y (\cos \varphi \sin \gamma + \sin \varphi \sin \vartheta \cos \gamma) + v_z (\cos \varphi \cos \gamma - \sin \varphi - \sin \vartheta \sin \gamma)$$

采用四元数法解决方程中出现的奇异点问题,刚体角速度也可以用四元数及其导数进行表示,关系表达式见文献[2]。在我们所研究的问题中注意到四元数法存在的误差不能自动消除,导致出现较大的累积误差^[3]。但此累积误差可通过归一化算法得以基本消除,即在计算过程中自动修正四元数,使其范数等于1。

四元数与欧拉角的关系为 $\sin \vartheta = 2(q_1 q_2 - q_0 q_3)$; $\sin \gamma = -2(q_2 q_3 - q_0 q_1) / (q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2)$ 。根据上面公式从四元数法可以求得飞机的姿态角。

用四元数代替欧拉角后,可得到由飞机的全量方程组成的封闭方程组。通过求解方程组,就可确定飞机重心相对于地轴系的线坐标和飞机在空间的角坐标,飞机在空间的方位以及姿态就确定了。本仿真模型采用四阶龙格-库塔法求解该方程组。

1.4 对象的划分

面向对象技术的出现给飞行仿真建模的开发提供了新的思路和方法。从面向对象的建模的角度来说,飞行仿真建模的实质是对象的选取及对象间的信息传递^[4]。将整个飞行仿真模型的对象划分如下:气动数据对象、发动机对象、减速伞对象、起落架对象、控制系统对象、大气参数对象、空气动力学对象等。同时,由于各对象间的信息交联数目较多、原始数据量较大,为了便于程序实现,增加对象如下:一维及二维表格及数

据读取计算对象、飞机姿态和状态对象、合力对象、减速伞控制对象、控制量对象、几何尺寸对象、舵偏角对象、大气对象、质量惯矩对象、初始数据对象等。按照飞机运动方程的内在逻辑关系,依次在运动方程对象中调用其它对象,从而构成飞行仿真过程。

2 仿真算例及结论

以某型飞机为例,根据前面建立的六自由度动力学仿真模型,采用 Visual C++ 6.0 作为仿真平台,对飞机飞行的状态和姿态进行实时仿真,设飞机的初始状态如下:高度为 1 000 m,速度为 200 km/h,燃油为 1.926 t,无武器外挂,迎角、侧滑角、俯仰角、滚转角、偏航角均为 0,俯仰角速度、滚转角速度、偏航角速度均为 0,控制规律为使驾驶杆向后拉杆 10 cm,同时向左压杆 5 cm,得到飞机的状态和姿态变化曲线见图 3 ~ 图 7。

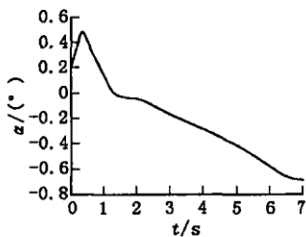


图3 α 随 t 的变化规律

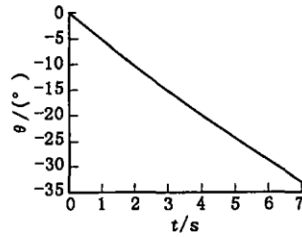


图4 θ 随 t 的变化规律

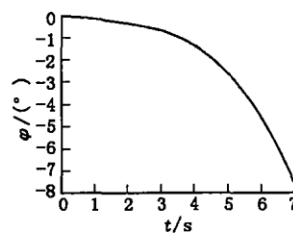


图5 φ 随 t 的变化规律

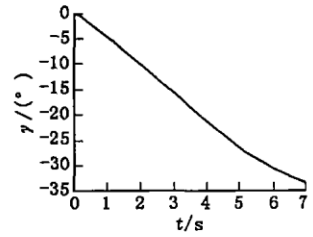


图6 γ 随 t 的变化规律

从仿真结果可以看出,对飞机进行向后拉和向左压的操纵以后,飞机能迅速地响应操纵,实时输出各个姿态角以及高度和速度随时间的变化,所建立的歼击机六自由度动力学仿真模型很好地模拟了飞机的飞行,完成了仿真任务。

3 结束语

本文对某型战斗机的六自由度仿真建模进行了研究,提出了进行模块化建模的方法。仿真结果表明模型是正确的,但是在紊流对仿真的影响、起落架对空气动力的影响等方面还有待进一步改善。

参考文献:

- [1] 王行仁. 飞行实时仿真系统及技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1998.
- [2] 肖业伦. 飞行器运动方程[M]. 北京:航空工业出版社,1987.
- [3] 许毛跃,李嘉林,张登成. 四元素下欧拉方程实时 R-K 法求解误差分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2002,3(2):60-63.
- [4] 李嘉林,董杰. 面向对象的战斗机飞行仿真建模初探[J]. 系统仿真学报,2003,15(5):634-636.
- [5] Chell A R, Yasser M. D. An Overview of Object-Oriented Simulation[J]. Simulation,1998,70(6):359-368.

(编辑:姚树峰)

A Type of Fighter 6 - DOF Dynamics Modeling and Simulation

ZOU Shi-jun¹, HU Meng-quan¹, LI Jia-lin²

(1. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China; 2. Department of Science Research, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710051, China)

Abstract: From the point of view of basic principle of flight simulation, according to the principle that physical model and merit ability are unified with each other, and with a comprehensive application of the object-oriented technology and modularization design thought, the model building of fighter flight simulation has been studied in this paper. The simulation results have verified the effectiveness of the method of the model building of fighter flight simulation given in this paper.

Key words: flight simulation; modularization; model building; object-oriented technology

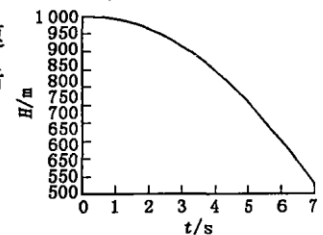


图7 H 随 t 的变化规律