

# 民机概念设计阶段 性能分析程序快速开发方法

## A Rapid Method for Performance Analysis Code in Civil Jet Conceptual Design

张陈力子 祝雯生 余雄庆 / Zhang Chenlizi Zhu Wensheng Yu Xiongqing  
(南京航空航天大学, 南京 210016)  
(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

### 摘要:

为了在概念设计阶段快速准确地分析民航客机性能,提出一种基于 MATLAB/SIMULINK 联合仿真的性能分析程序快速开发方法。从数据库文件中读取已有的气动、重量、推进、飞行剖面等数据,在 SIMULINK 中分别求解已建立的各飞行阶段运动微分方程,将结果保存至原数据库。整个求解及前后处理过程由 MATLAB 脚本控制。以波音 737-800 型客机性能分析为例,验证了该方法的有效性。与经验公式法相比,本文算法更为准确,流程更加清晰,不需要编写大量代码,实现与维护更加简便,适用于民机概念设计阶段性能分析程序的快速开发。

**关键词:** 飞行仿真;性能分析;程序开发;快速;概念设计

**中图分类号:** V212.13

**文献标识码:** A

[**Abstract**] To calculate aircraft performance data rapidly and accurately in conceptual design, a rapid method with performance analysis code based on MATLAB/SIMULINK simulation is presented. The method is to read out the existed aero data, mass data, propulsion data and profile data from a database, and then differential equations of motion for each flight segment are constructed and solved respectively in SIMULINK. Finally, the results are saved to the original database. The whole solving process as well as pre-post process is controlled by MATLAB script. The performance analysis of a Boeing 737-800 civil jet is illustrated to validate the method. Compared to the engineering method, this method is more accurate and straight forward without much code, and easy to implement and maintain. The method is quite appropriate for rapid implementation of performance analysis in civil jet conceptual design.

[**Key words**] flight simulation; performance analysis; code development; rapid; conceptual design

## 0 引言

民机设计过程分为概念设计、初步设计、详细设计<sup>[1]</sup>。在概念设计阶段,在飞机的气动布局确定后进行推进、气动、重量等学科分析,然后根据这些结果进行性能分析。性能分析包括航线特性及场域特性分析。前者计算在一定飞行剖面下各阶段耗油量、航程及航时。后者计算起飞平衡场长、二阶段爬升单发失效爬升率、进场速度、着陆距离等

起降阶段的性能参数。

性能分析结果通常用于判断飞机是否满足设计要求,不满足时,通过更改飞机几何外形、推力大小、燃油重量使其满足。此外,性能分析还可用于安排燃油计划、确定飞行包线、竞争性分析、排放研究、市场分析、取证等<sup>[2]</sup>。

为了支撑民机概念设计中性能分析工作,国内外众多研究机构开发了相应的飞机性能分析程序。例如,波音使用 BMAP(Boeing Mission Analysis Pro-

gram, 简称 BMAP) 用于航线性能分析程序, 可分析不同复杂程度的航线; 使用 LSPS (Low Speed Performance System, 简称 LSPS) 用于场域性能分析, 可计算不同大气条件下的场长<sup>[3]</sup>。ALR (Swiss Working Group for Aerospace, 简称 ALR) 开发的 APP (Aircraft Performance Program, 简称 APP) 是一个快速的性能评估商业软件, 可用于包括民机在内的多种飞机的性能分析, 后处理功能强<sup>[4]</sup>。80 年代中期国内各大航空研究所共同开发了性能计算软件 GAPP (V1.0), 并经过实际型号验证, 其新版本 (V2.0) 中集成了起飞、下降、巡航、爬升、着陆、复飞、进场等模块<sup>[5]</sup>。

本文提出一种快速开发性能分析程序的方法, 即在 MATLAB/SIMULINK 中利用其自带的航空模块以及方便的数据流程管理功能构建飞机运动模型, 对起飞至着陆的全航程进行仿真, 从而得到航线性能和场域性能, 计算方法精确, 无需编写大量的代码, 流程清晰, 适用于概念设计阶段快速开发工具的需求。本文将波音 737-800 型客机性能分析为例, 对该方法加以验证。

## 1 方法概述

SIMULINK 是 MATLAB 环境下一个进行动态系统建模、仿真和综合分析的集成软件包。它能模拟多输入、多维状态空间的复杂系统, 求解飞机的运动等非线性、连续、多任务系统。除了提供数学函数、逻辑判断功能外, 还提供航空工具箱等各类工具箱, 可快速建立动态模型。建模时只需使用鼠标拖放不同模拟库中的模块, 将它们连接起来即可。另外, 还可把若干功能模块组合成子系统, 建立起分层的多级模型, 例如将飞机的升力、阻力、推力、重力模型作为受力系统的子系统。SIMULINK 的这些特点使其适用于模拟飞机的动态运动。

本文采用 SIMULINK 作为核心工具模拟飞机的运动, 通过 MATLAB 脚本控制全过程, 如图 1 所示。首先, 从数据库中将性能分析所需的输入数据导入。然后, 依次调用 SIMULINK 中的各个模块 (mdl 文件), 每个模块对应飞行中的一个阶段, 运行完一个阶段之后, 将一部分数据作为下一飞行阶段的初始状态; 另一部分在 MATLAB 中保存起来。最后, 当所有模块运行结束后, 将性能数据输出并保存。

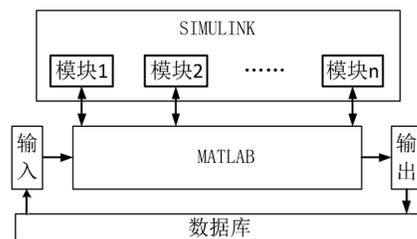


图 1 程序基本结构

## 2 客机性能分析程序

飞机的推进、气动、重量和飞行剖面等数据是性能计算的输入。本文采用客机总体设计综合分析程序<sup>[6]</sup>的计算结果作为客机性能计算的输入。该程序包括几何、推进、气动、重量、性能等学科的分析模型。对于给定客机总体设计方案, 可输出各种构型下阻力系数随升力系数、高度、马赫数、襟翼偏角的变化; 发动机在各阶段推力和耗油率随高度和马赫数的变化; 最大起飞重量、最大着陆重量、商载和燃油等特征重量, 计算结果保存在 XML (Extensible Markup Language, 可扩展标记语言, 一种通用的数据文件格式) 格式的数据库文件中。各学科分析模型主要采用工程算法, 其中航线分析模型采用分段解析方法<sup>[7]</sup>。为提高性能分析的精度, 用本文方法替代该综合分析程序中原有的性能分析方法。

通过接口从客机总体设计综合分析程序生成的 XML 数据库中读取几何、推进、气动、重量数据, 这些数据作为性能分析程序的输入。通过 MATLAB 脚本文件控制性能计算模块开始在 SIMULINK 环境下运行, 运行完第一个模块 (“起飞模块”), 将离地速度、决策速度、安全高度速度、起飞距离、平衡场长等返回至工作空间, 并将起飞阶段最后时刻的重量、位置、速度、姿态等状态量传给下一模块 (“爬升模块”), 作为其分析计算的初始值。以此类推, 直至所有模块完成计算之后, 将工作空间内的数据保存在 XML 数据库中并生成报告、图像展示给使用人员。流程如图 2 所示。

## 3 程序实现

### 3.1 飞行剖面

各机型飞机都有其标准飞行剖面, 规定了标准爬升、巡航、下降的方式, 例如空客 A320 的标准爬升方式是 250kt/300kt/0.78 (Ma); 高度低于 10 000ft 时保持 250kt, 在 10 000ft 至转换高度时保

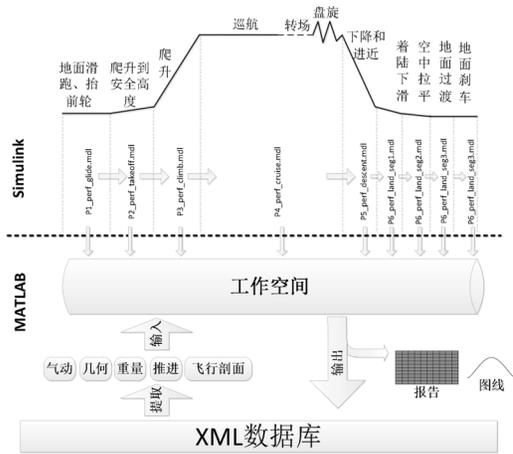


图2 客机性能分析程序结构

持300kt,大于转换高度时保持0.78Ma<sup>[8]</sup>。为了在程序中模拟此类飞行轨迹,可使用SIMULINK自带的逻辑开关,通过判断当前飞行高度,匹配飞行速度。同理,可通过逻辑开关,实现阶梯巡航、标准下降等飞行剖面。另外,当判断到前起落架受地面支持力等于零的瞬间,施加抬前轮角速度,可实现对起飞阶段抬前轮动作的模拟。因此,可用此类方法实现对不同阶段的飞行剖面 and 姿态变化的控制。

### 3.2 运动方程

SIMULINK可模拟从简单到复杂的各种运动形式<sup>[9]</sup>;巡航阶段的匀速直线运动、起飞滑跑时的直线加速运动,爬升至离地安全高度的二维三自由度运动以及三维六自由度运动。如图3至图5所示,使用简单的线框图就可表达各变量之间的数学关系,从而描述飞机的运动,并将关键信息输出。在模块内可设置分层结构,如图6所示,在爬升阶段由四个不同的子模块分别管理受力、状态量、大气数据和输出。这样每一个子模块执行一定功能,层次清晰。

### 3.3 数据流程

性能分析程序需要传递各类数据。可通过以下方法实现模块内、模块之间、MATLAB与SIMULINK、性能程序与外部程序的数据传递。通过简单的箭头使模块内部的数值相互传递以实现某种运算,如图3至图5所示,或是通过全局变量实现同一模块不同子模块间的数据传递,如图6所示。模块运算过程中的关键数据通过“To Workspace”功能传递至MATLAB和SIMULINK共用的工作空间,一部分作为下一模块的初始状态,一部分保存作为分析

结果,这样可实现模块之间、MATLAB与SIMULINK之间的数据传递。外部程序,如气动分析、重量估算、推进分析程序产生的结果数据保存在一个数据库文件中,MATLAB通过接口程序读取数据库文件数据作为性能分析的输入,并将结果保存至数据库文件供后处理或其他程序使用,以实现性能分析程序与外部程序的交流。

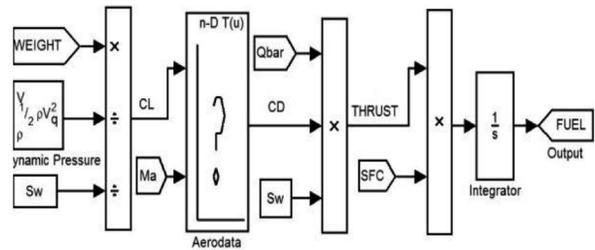


图3 巡航阶段定直平飞运动模拟

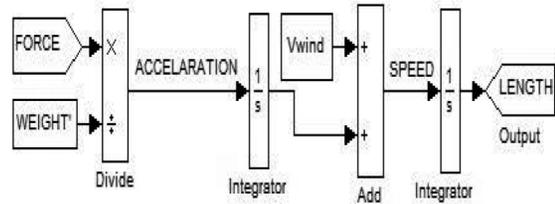


图4 起飞滑跑阶段变加速度直线运动模拟

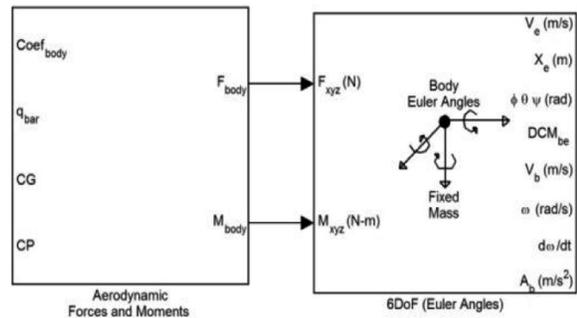


图5 六自由度运动模拟



图6 模块内包含若干子模块

## 4 算例验证

选取典型机型,针对场域特性和航域特性分别验证本文方法的有效性。场域特性选取起飞场长(试航条例规定为起飞平衡场长和1.15倍全发起飞距离中更大的一个),着陆场长(试航条例规定为

1.67 倍的正常着陆距离)作对比。航域特性选取商载航程图作对比。

#### 4.1 算例机型

选取波音 737-800 型客机作为算例机型,该型飞机主要参数如表 1 所示,性能数据的实际值取自文献[10]。

表 1 波音 737-800 型客机主要参数

参数名	参数值
海平面最大静推力/kN	107.6
机身长度/m	38.02
机翼面积/ $m^2$	124.58
机翼展弦比	9.45
机翼 1/4 弦线后掠角/deg	25.02
机翼梯形比	0.207
平尾面积/ $m^2$	32.78
平尾展弦比	6.16
垂尾面积/ $m^2$	26.44
垂尾展弦比	1.91
最大起飞重量/kg	79 333

#### 4.2 验证结果

图 7 为波音 737-800 型客机实际起飞场长与性能分析程序计算值之间的比较,平均误差为 3.1%;图 8 为实际着陆场长与性能分析程序计算值之间的比较,平均误差为 3.6%;图 9 为实际商载航程图与性能分析程序计算值之间比较,平均误差为 5.4%。综上,本文的方法有较好的准确性,能满足概念设计阶段的精度要求。

## 5 结论

本文研究了一种基于 MATLAB/SIMULINK 联合仿真的民机性能分析程序开发方法。该方法特点总结如下:

(1) 在全航程内求解运动微分方程,相对于工程算法具有更充分的数学基础,计算结果更为精确。

(2) 充分利用 SIMULINK 已有的专业模块,实现简单,几乎不需要编写代码。

(3) 各个模块与飞行剖面中各个阶段一一对应,模块又由相对独立的子模块组成,结构清晰。

(4) 引入更多的真实影响因素(风速、跑道坡度、气温等),可以详细地还原飞行过程。

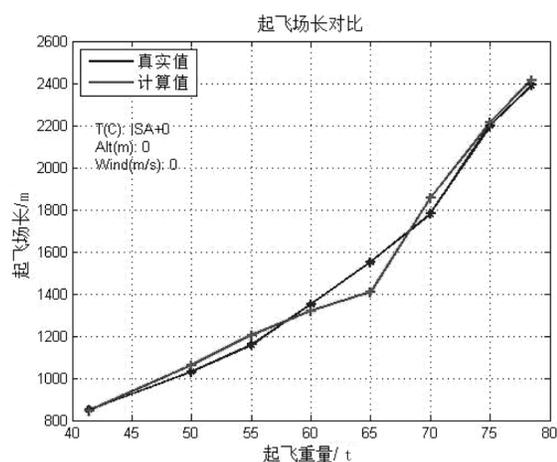


图 7 起飞场长对比

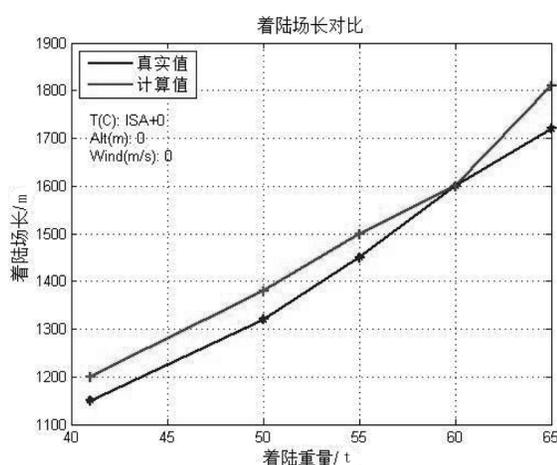


图 8 着陆场长对比

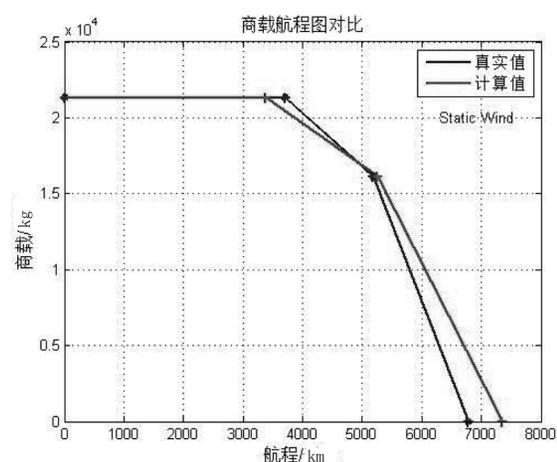


图 9 商载航程对比

#### 参考文献:

[1] Torenbeek E. Advanced Aircraft Design [M]. United Kingdom: John Wiley & Sons Ltd, 2013: 8-9.  
[2] Filippone A. Comprehensive analysis of transport aircraft

flight performance [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 44: 192-236.

[3] Bradley M K, Dronney C K. Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report [R]. United States: NASA/CR, 2011: 56-57.

[4] ALR Aerospace. APP-Aircraft Performance Program [EB/OL]. [2014-2-18]. <http://www.darcorp.com/Software/APP/>.

[5] 李晓勇, 薛飞. 软件复用技术在科学计算软件中的应用研究[J]. 航空计算技术, 2007, 37(1): 91-94.

[6] 张帅, 余雄庆. 中短程客机总体参数敏感性分析[J].

航空学报, 2013, 34(4): 809-816.

[7] 张帅, 余雄庆. 客机航线性能分析的分段解析方法[J]. 飞行力学, 2012, 30(6): 502-506.

[8] 丁兴国, 陈昌荣. 民航运输机飞行性能与计划 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2012: 67-68.

[9] 胡晓冬, 董辰辉. MATLAB 从入门到精通 [M]. 北京: 人民邮电出版社, 2010: 306-310.

[10] Boeing Company. 737 Airplane Characteristics for Airport Planning [EB/OL]. [2015-5-1]. <http://trid.trb.org/view.aspx?id=612944>.

(上接第 20 页)

同样由本文 3.3 节可知, 为了满足附录 M25.1 热天的可燃性要求, 无论采用何种 FRM, 必须将每次飞行地面/爬升阶段的可燃时间控制在不到 1min 或者更短的时间内。故即使加装了惰化系统, 也必须保证在如此短的时间内将油箱内氧气浓度从外界大气的 21% 降至不可燃的 12%。

由惰化系统的核心部件空气分离模块 (ASM) 工作原理可知<sup>[7]</sup>, ASM 本身要达到预期分离性能需要一定预热时间, 通常至少数分钟; 而为了使得整个燃油箱内氧气浓度从 21% 降至 12%, 则需要更长时间。可见, 即使加装了惰化系统, 若将燃油箱内氧气浓度每次均从 21% 降至 12%, 显然从时间上不可能满足条款要求。

为了解决上述问题, 目前民机的惰化系统采用和燃油箱通气系统交联设计解决方案, 可以保证惰化系统初始工作过一次后, 即使飞机过夜停放, 隔天飞行前油箱内氧气浓度仍然能控制在 12% 以下, 即每次飞行前的燃油箱是不可燃的, 才能满足条款苛刻的要求。典型的燃油箱内氧气浓度分析如图 6 所示。

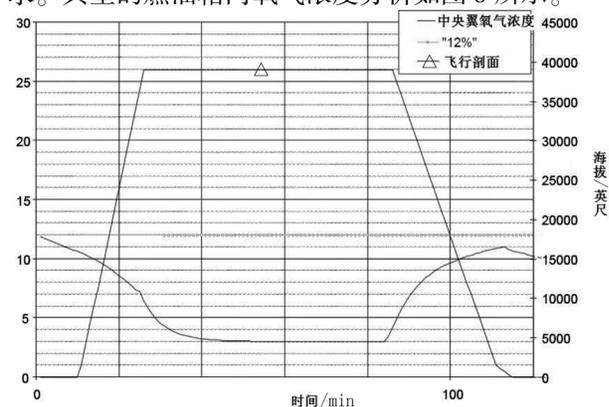


图 6 燃油箱内氧气浓度分析示例

## 5 结论

通过对民用飞机燃油箱 25.981 适航条款要求的解读, 归纳出适航对燃油箱可燃性的要求以及对应降低燃油箱可燃性的措施, 结论如下:

(1) 燃油箱可燃性的要求和燃油箱构型相关, 其中针对位于机身内的非主燃油箱要求更严酷, 需满足附录 M25.1 热天的可燃性要求;

(2) 降低燃油箱可燃性方法有加装惰化系统、降低燃油温度、燃油箱增压等多种措施;

(3) 基于冷却的降燃方案适用性非常有限, 无法满足位于机身内非主燃油箱构型的可燃性要求;

(4) 分析表明只有通过加装惰化系统或燃油箱增压才能满足热天可燃性要求。

## 参考文献:

[1] AC 25.981-1C. Fuel Tank Ignition Source Prevention Guidelines [S]. Sep 19, 2008.

[2] 张斌, 周宇穗, 王澍, 周伟. 民用飞机燃油箱点火源防护符合性分析及验证研究 [J]. 民用飞机设计与研究, 2013, 3: 62-66.

[3] FAR-25 (Amendment 125). Reduction of Fuel Tank Flammability in Transport Category Airplanes [S]. July 9, 2008.

[4] AC 25.981-2A. Fuel Tank Flammability Reduction Means [S]. Sep 19, 2008.

[5] DOT/FAA/AR-05/8. Fuel Tank Flammability Assessment Method User's Manual [S]. May, 2008.

[6] 杨世铭, 陶文铨. 传热学(比热) [M]. 北京: 高等教育出版社, 1998.

[7] SAE ARP6078. Aircraft Fuel Tank Inerting Systems [S]. Oct 1, 2012.