

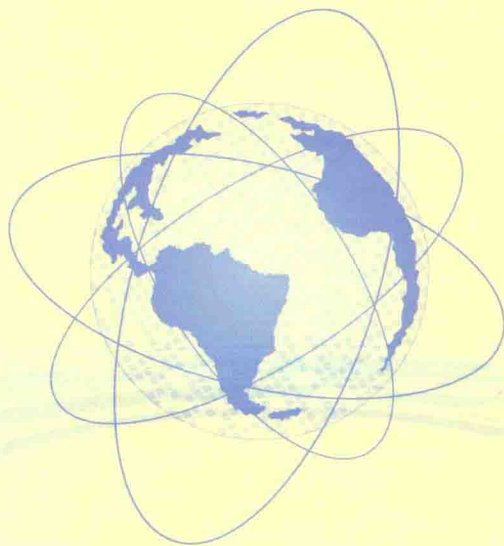
GPS/INS/星敏感器 六自由度建模与仿真

在CADAC++中对一枚三级固体火箭进行NGC仿真

Modeling INS/GPS/Star-Tracker in 6 DoF:
Simulating N&G&C of a Three-Stage Solid Rocket Booster
in CADAC++

[美] 彼得·H·齐普费尔 (Peter H. Zipfel) 著

张旭辉 陈洪波 谢泽兵 等 译



中国宇航出版社

GPS/INS/星敏感器 六自由度建模与仿真

在 CADAC++ 中对一枚三级固体火箭进行 NGC 仿真

**Modeling INS/GPS/Star-Tracker in 6 DoF:
Simulating N&G&C of a Three-Stage Solid
Rocket Booster in CADAC++**

[美] 彼得·H·齐普费尔 (Peter H. Zipfel) 著

张旭辉 陈洪波 谢泽兵 等 译



中国宇航出版社

· 北京 ·

Translation from the English language edition;
Modeling INS/GPS/Star - Tracker in 6 DoF; Simulating N&G&C of a Three - Stage Rocket Booster in CADAC++
edited by Peter H. Zipfel
Copyright © 2015 Peter H. Zipfel
All Rights Reserved

本书中文简体字版由著作权人授权中国宇航出版社独家出版发行, 未经出版者书面许可, 不得以任何方式抄袭、复制或节录本书中的任何部分。
著作权合同登记号: 图字: 01-2018-5834 号

版权所有 侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

GPS/INS/星敏感器六自由度建模与仿真: 在 CADAC++
中对一枚三级固体火箭进行 NGC 仿真 / (美) 彼得·H. 齐
普费尔 (Peter H. Zipfel) 著; 张旭辉等译. -- 北京 :
中国宇航出版社, 2018. 9

书名原文: Modeling INS/GPS/Star - Tracker in 6
DoF; Simulating N&G&C of a Three - Stage Solid
Rocket Booster in CADAC++
ISBN 978 - 7 - 5159 - 1528 - 9

I. ①G… II. ①彼… ②张… III. ①航天器—姿态飞
行控制—敏感器件 IV. ①V448. 22

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2018)第 205747 号

责任编辑 舒承东 封面设计 宇星文化

出版 中国宇航出版社
发行
社址 北京市阜成路 8 号 邮编 100830
(010)60286808 (010)68768548
网址 www.caphbook.com
经销 新华书店
发行部 (010)60286888 (010)68371900
(010)60286887 (010)60286804(传真)
零售店 读者服务部 (010)68371105
承印 河北画中国画印刷科技有限公司

版次 2018 年 9 月第 1 版
2018 年 9 月第 1 次印刷
规格 787 × 1092
开本 1/16
印张 8.5
字数 201 千字
书号 ISBN 978 - 7 - 5159 - 1528 - 9
定价 128.00 元



本书如有印装质量问题, 可与发行部联系调换

《GPS/INS/星敏感器六自由度建模与仿真》

翻译工作人员名单

主 译 张旭辉 陈洪波 谢泽兵

译 者 李永远 何超凡 张月玲 孙 光 朱如意

张春阳 吴俊辉 王 征 袁利平 王颖昕

李一帆 李 洋

序 言

我终于有时间与各位分享从 20 世纪 80 年代开始研究的一个主题。全球定位系统已成为许多航空航天飞行器的核心，它常与惯性导航系统组合，有时也用星敏感器辅助导航。在为美国空军做项目的同时，我也曾在佛罗里达大学教书，学生和工程师都渴望学习这种新技能。

理论与应用相结合，将带来更深入的学习体验。本书将 GPS/INS/星敏感器的建模应用于三级固体火箭的高逼真度六自由度仿真。构建该仿真耗费了多年时间，期间从美国空军火箭专家那里得到了不少帮助。尽管建模方案具有普遍性，但它的质量特性、气动特性和推力特性是相对真实的。在此基础上，我补充了导航、制导和控制部分。

如果你是一个新手，当你面对 C++ 程序设计与新技术及其专业术语、复杂数学方法、多种坐标体系、张量和矩阵理论相结合时，你将有乘坐过山车一般的体验。如果你已经在这个领域工作过一段时间，你将感到得心应手，并有会心一笑的时候。你将享受这次旅程，看我如何挥舞一些曲线，并插上面向对象编程的翅膀。

准备好开始一次令人兴奋的学习旅程吧。我将尽我所能地把它描绘清楚。本书中的建模仿真将给你带来快乐。

彼得·H·齐普费尔

2015 年于沙利马

前 言

本书针对 GPS、INS 和星敏感器的融合给出了一种统一处理方法。基于扩展卡尔曼滤波，INS 将 GPS 和星敏感器的传感器数据进行融合。自 20 世纪 80 年代末以来，它就已经在航空航天领域发挥巨大作用，许多文献资料已经对此进行了论述。本书的目的是，利用高逼真仿真，通过理论与实践相结合，为这部分研究添砖加瓦。

在展开这个主题之前，我将对六自由度仿真 ROCKET6G 进行简要介绍。首先是它的体系架构概述，然后是各个组成部分的说明，它们构成了三级固体火箭的模型。这种火箭模型是一个合适的例子，能够让读者体验从数学建模到编码，以及运行过程中所面临的挑战。

随后进入主题。本书将演示如何基于 WGS84 地球椭球模型建立 24 颗 GPS 卫星轨道模型，并外推它们的实时轨迹。最让人感兴趣的部分是基于张量飞行动力学理论建立的数学方程。这些方程最初基于与坐标系无关的张量推导得到。对编程而言，张量通过引入坐标系转换为矩阵，然后作为矩阵方程直接进行编码。

代码示例分布于全书正文中，用标题 CodeEX 进行标识，并对那些 C++ 中支持复杂算法编程的特别之处进行了强调，以鼓励读者研究整个 ROCKET6G 程序。

第 2 章首先是关于 GPS 的讨论，然后给出 GPS 导航方程，以及最重要的性能参数 GDOP，即几何精度衰减。随后建立了伪距和伪距变化的测量模型，并作为卡尔曼滤波器的输入。由于观测矩阵是非线性的，我们采用扩展卡尔曼滤波器，同时必须对它的性能和稳定性进行说明。

第 3 章给出 INS 的工作原理，以及它的传递对准和误差模型。针对固体火箭，本书采用以惯性系为参考系的空间稳定平台。

第 4 章讨论的是星敏感器。在 GPS 修正 INS 的速度和位置误差时，星敏感器保持 INS 姿态精度。

第 5 章把 GPS 和星敏感器更新信息融入 INS，以维持精确的导航解算。本书用 CADAC++ 的蒙特卡洛仿真功能，演示一些滤波器的调参实例，评估随机环境中的轨迹性能，并采用 CADAC Studio 画图和统计结果分析。

最后，在第 6 章中，本书推导了线性正切制导律，它使用 INS 导航信息把有效载荷送入轨道。它的实现任何计算机编程者都是挑战，作者曾花费数月时间才完成。考虑到使用的是固体火箭，在仅使用发动机关机指令（BECO）作为控制变量的情况下，该制导律仍运行良好。

文末添加的附录用于补充说明，并在正文中引用。附录简要介绍了张量飞行动力学、相关坐标系以及 CADAC++ 体系架构，其中 CADAC++ 用作 ROCKET6G 仿真框架。但是，如果读者已经研读了作者的教材《空天飞行器动力学建模与仿真》，即使不读附录也会感觉很轻松。

本书是为对 GPS、INS 和星敏感器的分析评估有兴趣的读者准备的。你可能是研究生、博士生，或者在工业界或政府机构从事探索性研究。或者你可能是计算机专家，想探究 C++ 用于解决重要的航空航天问题的效果。

不论你是谁，建议你花时间仔细研究本书内容，学习如何构建这个复杂的仿真模型，并把 ROCKET6G 作为起点推进你自己的项目。

缩略语

ANTARES	Advanced NASA Technology Architecture for Exploration Studies	NASA 先进探索性技术研究机构
BECO	Booster Engine Cut - Off	助推发动机关机
CADAC	Computer Aided Design of Aerospace Concepts	航空航天系统计算机辅助设计
EKF	Extended Kalman Filter	扩展卡尔曼滤波器
GDOP	Geometric Dilution of Precision	几何精度衰减
GPS	Global Positioning System	全球定位系统
INS	Inertial Navigation System	惯性导航系统
ISP	Specific impulse	比冲
KPLOT	Katie's Plot	Katie 画图工具
LTG	Linear Tangent Guidance law	线性正切制导律
MCAP	Monte Carlo Averaging Program	蒙特卡洛求均值程序
MOI	Moment Of Inertia	惯性矩
N&G&C	Navigation, Guidance and Control	导航、制导与控制
PRC	Pseudo - Random Code	伪随机码
RCS	Reaction Control System	反作用控制系统
SLV	Small Launch Vehicle	小型运载火箭
SRB	Solid Rocket Booster	固体火箭助推器
SV	Space Vehicle	空间飞行器
TM	Transformation Matrix	转换矩阵
TVC	Thrust Vector Control	推力矢量控制
WGS84	World Geodetic System 1984	1984 年世界大地坐标系
wrt	with respect to	相对于

符号表示

本书所采用的符号表示是一套过去 50 年里在解决复杂航空航天问题过程中已证明其用途的符号表示方法。我的座右铭是从张量建模到矩阵编码，这是采用该表示方法的原动力。

张量用粗体、标量用正常字体表示。二阶张量用大写，一阶张量用小写。下标和上标表示张量的具体含义，下标代表点，上标代表参照系。如果有两个下标或上标，那么从左向右读，中间插入相对于 (wrt)。

作者做出的可行假设是：所有动态问题都能用点和系来建模。该假设在过去 50 年里未被推翻。

一旦引入坐标系，张量就变成矩阵，并用方括号括起来，坐标系用上标表示。这样物理建模的张量形式方程已经变成了编码用的矩阵方程，而在编程中用标量形式写出这些方程的时代已经一去不返。

一些例子应该能清晰说明我的规则。为了跟踪火箭助推器，我标记它的质心为点 B ，并在惯性空间指定一个参考点 I ，于是它的位移矢量为 s_{BI} ，这是一阶张量。为了编码，将它用惯性坐标表示为 $[s_{BI}]^I$ ，这是 3×1 矩阵，在仿真中命名为 SBII。助推器质心 B 相对于惯性系 I 的速度是张量 v_B^I ，它用惯性坐标表示的 3×1 矩阵是 $[v_B^I]^I$ ，记为 VBII。为了把速度转换到本体坐标，引入体坐标 B 相对于惯性坐标 I 的变换矩阵 $[T]^{BI}$

$$[v_B^I]^B = [T]^{BI} [v_B^I]^I$$

一个二阶张量的例子是本体 B 相对于参考点 B 的惯性矩张量 I_B^B ，它常常以体坐标下的 3×3 矩阵 $[I_B^B]^B$ 形式给出，记为 IBBB。为转换到惯性坐标，必须在左右两侧乘以变换矩阵 $[T]^{IB}$

$$[I_B^B]^I = [T]^{IB} [I_B^B]^B [\overline{T}]^{IB}$$

上画线是转置符号。前一个 $[T]^{BI}$ 和当前 $[T]^{IB}$ 的关系是 $[T]^{BI} = [\overline{T}]^{IB}$ ，即矩阵转置后变换顺序反向。于是我能写出前述方程如下

$$[I_B^B]^I = [T]^{IB} [I_B^B]^B [T]^{BI}$$

注意上标顺序，中间三个 B 合并抵消，即得到等式左边的 I 。这是检查坐标顺序正确性的好办法。

这里给出一个列表，包括部分一阶和二阶张量和一个标量，你将在后文中见到它们。

s_{BI} 点 B 相对于点 I 的位移

$\mathbf{v}_B^I$	点 B 相对于坐标系 I 的速度
$D^I \mathbf{v}_B^I$	速度 $\mathbf{v}_B^I$ 相对于系 I 的旋转时间导数
$\mathbf{f}_{a,p}$	气动力和推力的合力
$\mathbf{g}$	重力加速度
m	质量
$\mathbf{I}_B^B$	本体 B 相对于其上点 B 的惯性矩
$\mathbf{l}_B^{BI}$	系 B 相对于系 I 并参考于点 B 的角速度，该点是系 B 的一部分
$D^I \mathbf{l}_B^{BI}$	角速度 $\mathbf{l}_B^{BI}$ 相对于系 I 的旋转时间导数
$\mathbf{m}_B$	相对于点 B 的力矩
$\boldsymbol{\omega}^{BI}$	系 B 相对于系 I 的角速度
$\boldsymbol{\Omega}^{BI}$	角速度 $\boldsymbol{\omega}^{BI}$ 的反对称形式

在上述列表中的旋转时间导数 $D^I *$ ，是张量飞行动力学的一个关键要素，将在附录 A.1 中详述。

目 录

第 1 章 火箭推进器仿真	1
1.1 结构	1
1.2 运动方程	4
1.3 质量特性	6
1.4 气动特性	6
1.5 推进特性	7
1.6 自动驾驶仪	9
1.6.1 反作用控制系统	10
1.6.2 推力矢量控制	11
1.6.3 加速度自动驾驶仪	12
第 2 章 全球定位系统	15
2.1 GPS 卫星星座建模	15
2.1.1 GPS 工作原理	15
2.1.2 时间	16
2.1.3 空间飞行器定位	16
2.1.4 24 颗卫星星座	18
2.1.5 圆形轨道	19
2.1.6 卫星轨道计算	20
2.1.7 卫星速度	20
2.1.8 无线电信号可视度计算	22
2.1.9 四颗“最优”卫星的选择	23
2.2 编码	23
2.2.1 概述	23
2.2.2 GPS 运动学的编程细节	24
2.3 导航	27
2.3.1 GPS 导航方程	27

2.3.2	导航方程线性化	28
2.3.3	几何精度因子 (GDOP)	28
2.3.4	最优卫星组合编码	29
2.4	测量	33
2.4.1	伪距测量误差	33
2.4.2	位置差测量偏差	34
2.5	滤波器	35
2.5.1	强弱耦合滤波器	35
2.5.2	状态递推	36
2.5.3	卡尔曼滤波器	39
2.5.4	滤波器的实现	39
第3章	惯性导航系统 (INS)	47
3.1	工作原理	47
3.1.1	误差模型	48
3.1.2	传递对准	48
3.2	空间稳定的 INS	49
3.2.1	工具误差	49
3.2.2	空间稳定的误差模型	50
第4章	星敏感器	54
4.1	星表	54
4.2	恒星测量	55
4.2.1	探测器	56
4.3	失准角更新	56
4.4	实现	57
第5章	GPS/星敏/INS 组合导航	63
5.1	更新状态的引入	63
5.2	INS 传递对准	64
5.3	未更新的 INS 性能	64
5.4	GPS 辅助的 INS 性能	67
5.4.1	卡尔曼滤波性能	68
5.4.2	滤波调参	71
5.5	融合 GPS 与星敏感器后 INS 性能	78

第 6 章 制 导	80
6.1 上升段制导	80
6.2 LTG 控制器的应用	81
6.2.1 坐标系	81
6.2.2 轨迹方程积分	82
6.2.3 程序流程图	83
6.2.4 Time-To-Go 计算和 BECO	85
6.3 入轨性能	85
参考文献	89
附 录	90

第 1 章 火箭推进器仿真

虽然本书聚焦在 GPS、INS 和星敏感器建模，但只能在高逼真度六自由度仿真中才能充分理解它们的功能。作者从零开始建立了这套仿真模型，并命名为 ROCKET6G。本书提供了源代码下载，读者可通过发送邮件至 mastech.zipfel@cox.net 免费索取。

当然，作者的仿真不像用于猎户座项目的 NASA ANTARES 仿真那么复杂，本书的对象是三级固体火箭，它用于将较小的载荷运送至较低的轨道。通过这样的仿真，可以探索导航、制导、控制之间复杂的关系，并重点关注 GPS、INS 和星敏感器。

作者通过 CADAC++ 框架搭建了 ROCKET6G，并提供所有高逼真度的复杂仿真，包括特定大气、风、紊流，GNC 随机误差来源，数据后处理以及图形显示，更多细节详见附录 A.3。

火箭仿真的核心包括运动方程、质量特性、气动特性、推力特性和导航制导控制，本章将用较短的篇幅描述这些内容，导航和制导部分还可以从各自的章节中获得更多信息。

1.1 结构

正如其名字中体现的，CADAC++ 是用 C++ 编写的，它充分发挥所谓的 C++ PIE 的优势，也就是多态性、继承性、封装。ROCKET6G 的层次共分为三层，如图 1-1 所示。

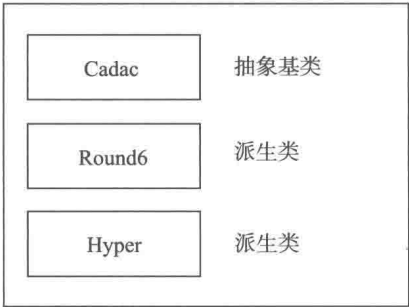


图 1-1 ROCKET6G 层级类结构

抽象基类 Cadac 建立了纯虚函数的树形关系，它对火箭的各部分进行建模描述，包括运动方程、气动特性、推力特性等，第一个派生类 Round6 将与六自由度运动方程相关的虚函数进行分解，而第二个派生类 Hyper 包括火箭的所有功能模块。

图 1-2 给出了这个模块结构，Round6 类包括四个成员模块，并通过它们的接口矩阵

名称表征, 例如 round6 [210-299], 这个模块属于通过牛顿第二定律解决三自由度平动运动参数的 newton() 模块, 并与其他模块通过接口位置 210-299 进行通信。其他模块通过 hyper [...] 通信, 并且是 Hyper 派生类的成员。

Round6 派生类的四个模块构成了仿真的核心, 六自由度运动方程通过 euler() 和 newton() 模块计算, 并由 kinematic() 和 environment() 模块支持。

但是构成描述火箭组成的真正内容是隶属于 Hyper 派生类的组成模块, 作用在火箭上力的模块包括 aerodynamics() 和 propulsion(), 并和控制力模块 rcs() 和 tvc() 一起在 forces() 模块中叠加。RCS 和 TVC 两者都通过 control() 模块控制, 而 control() 模块接受 guidance() 模块的指令, 制导算法使用状态感知模块 ins()、gps()、startrack(), 导引火箭朝满足入轨条件的方向飞行。最后, intercept() 模块计算实际入轨参数, 并与期望值进行对比, 以计算入轨精度。

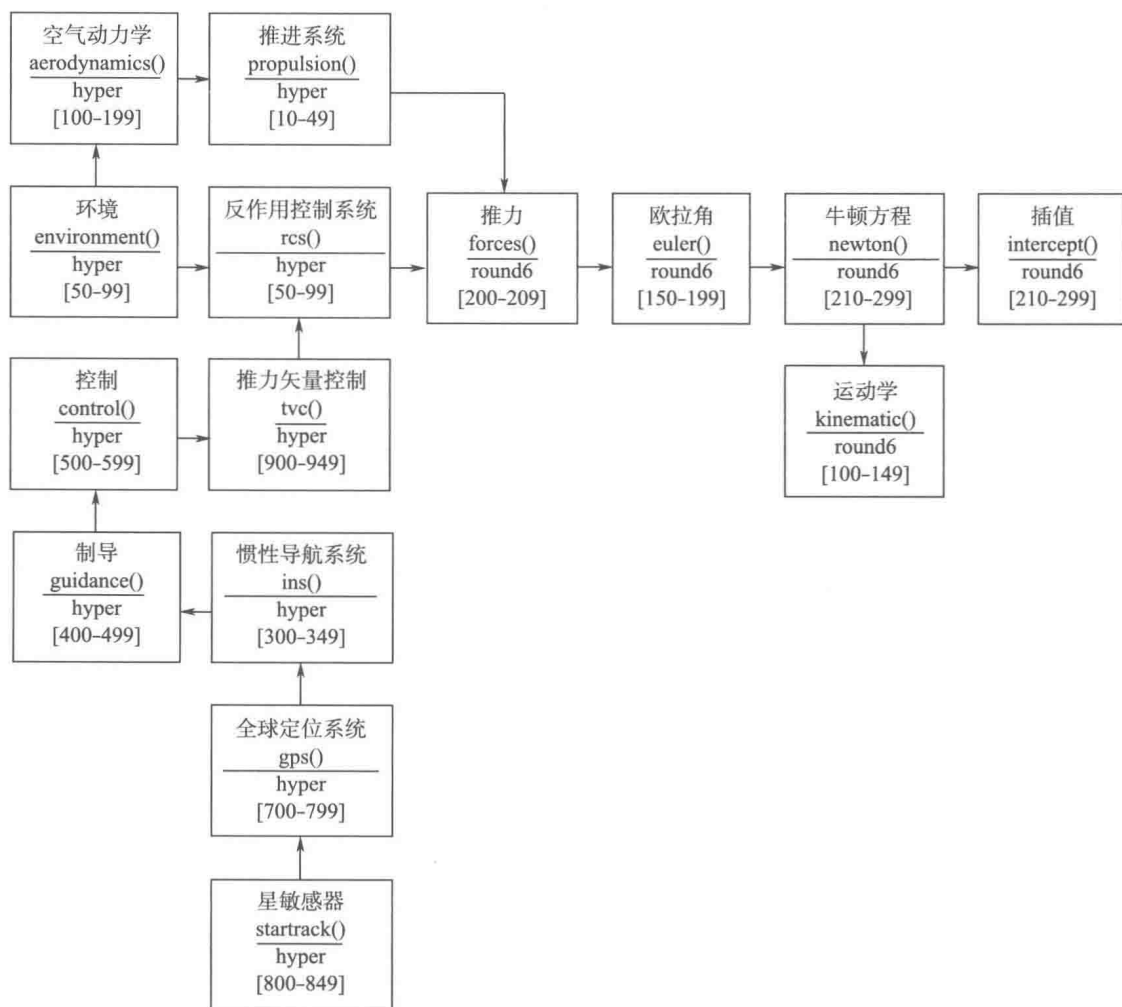


图 1-2 ROCKET6G 模块结构

图 1-3 中列出输入输出文件名, 输入包括初始化运行的 `input.asc`, 它提供了输入参数, 控制各级事件, 并加载数据包。ROCKET6G 使用的数据包包括不同火箭构型的气动数据以及天气数据, 它们由 CADAC++ 框架读取, 该框架也完成许多其他账户管理功能, 而核心 ROCKET6 包括所有的模块。

输出包括存档在 `tabout.asc` 中的控制台显示和一些与 CADAC Studio 兼容的绘图文件。由于 CADAC++ 结构允许有飞行器对象的多个实例, 因此对每个飞行器均单独写入一个绘图文件, 并在文件名后附加 1、2、3, 它们可以合并到 `plot.asc` 文件中。CADAC++ 同时具备执行蒙特卡洛仿真能力, 对每个飞行器的统计数据通过 `stat1.asc`、`stat2.asc`... 记录, 并合并至 `stat.asc`, 以在 CADAC Studio 中进行分析 and 绘图。

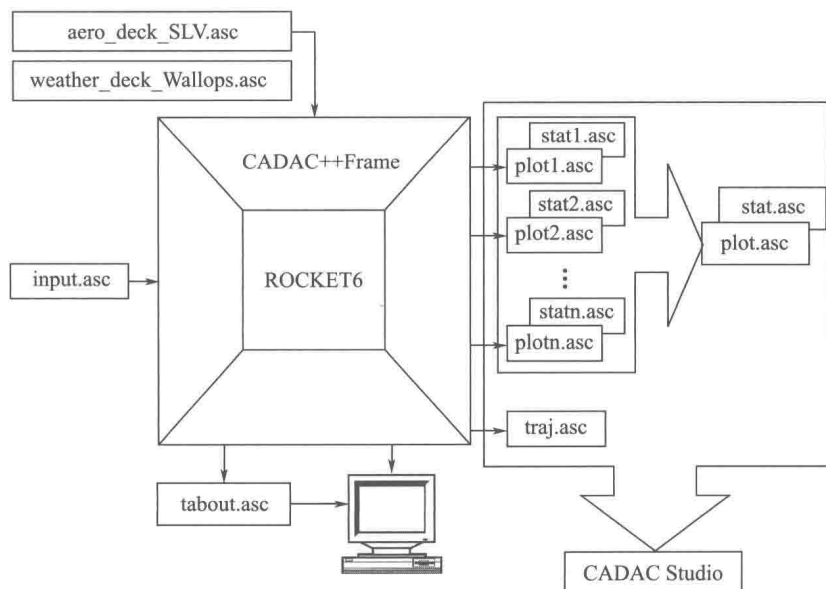


图 1-3 ROCKET6G 的输入输出文件

建立的仿真平台是对一次发射事件进行仿真, 其中只有一个固体火箭, 而不像空战中多个导弹打击多个目标那样。但是仍然可以使用多次仿真来进行敏感度分析。例如, 在 5.4.2 节中, 当调节卡尔曼滤波器时, 可以生成带有三个同样火箭的输入文件, 每个火箭实例具有不同的调节变量 (详见图 5-13)。

输出文件 `traj.asc` 在这里并没有用到, 但仿真多个对象时它很重要, 例如当巡航导弹攻击目标时, 它的坐标通过过顶卫星提供, 这里就有三个不同对象。为了在 CADAC Studio 中绘制整个场景, 就要用到 `traj.asc` 文件, 它包括了所有飞行器对象的变量。

到此为止已经可以运行仿真了。向邮箱 `mastech.zipfel@con.net` 发送邮件, 作者将把 ROCKET6G 的源代码以压缩包的形式回复, 读者仅需要 C++ 编译器。推荐使用 Microsoft Visual C++ 编译器, 从 V5 版本至当前的 V12 版本均可, 如果使用 Windows 系统个人电脑, 可以从 Microsoft 下载免费版本。本书使用基于 1998 年国际标准的 C++。如果使用其他编译器, 仅作微小调整就可以运行程序。在稍作修正后, 一些读者也已经可

以在 Linux 系统上运行该程序。

为了获得用于绘图和事后统计处理分析的 CADAC Studio, 必须参考作者 2014 年出版的书籍, 从而获取 AIAA 网站的下载说明和密码, 如果有较早的版本, 可以以邮件的形式提供版本号, 作者将在回复中提供下载说明。

在运行仿真平台之前, 读者应该想知道其中都包含些什么。接下来的部分将对质量特性、气动特性、推力特性和自动驾驶仪部分进行简要的叙述。随后, 在开始学习本书 GPS、INS、星敏感器等重点内容之前, 本章将进行一些受控的仿真。

1.2 运动方程

不论方程左端的质量特性, 还是右端的气动力和推力, 仿真的所有子模块均服务于运动方程。在 ROCKET6G 中平动方程在 newton 模块中建立, 姿态方程在 euler 模块中建立, 如图 1-2 所示。

地球模型约束了运动方程的推导, 对于 ROCKET6G, 使用 WGS84 椭球带旋转地球模型, 在此情形下, 最好使用 J2000 惯性系和其首选惯性坐标系 (详见附录 A.2), 图 1-4 给出了三个惯性坐标轴 $1^I, 2^I, 3^I$ 和地球坐标轴 $1^E, 2^E, 3^E$, 以及被称为时角的转换角度 Ξ 。

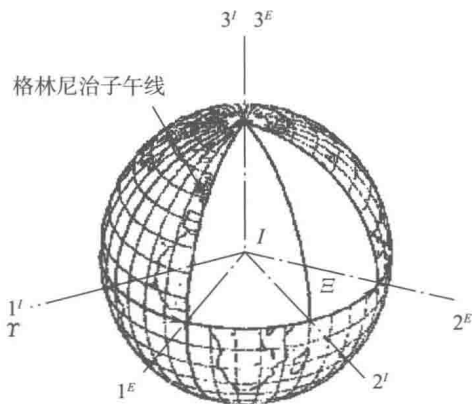


图 1-4 惯性坐标系和地球坐标系

张量形式的牛顿定律为

$$mD^I v_B^I = f_{a,p} + mg \quad (1-1)$$

方程从左至右可读成: 火箭质量 m 乘以质心 B 相对于系 I 的线速度 v_B^I 又相对于惯性系 I 的旋转时间导数等于作用于箭体的气动力、推力合外力加上箭体重力。关于旋转时间导数的解释, 可以阅读附录 A.1。

如果式 (1-1) 在惯性坐标系中表示, 则可将张量转换至矩阵

$$m \left[\frac{dv_B^I}{dt} \right]^I = [f_{a,p}]^I + m [g]^I \quad (1-2)$$