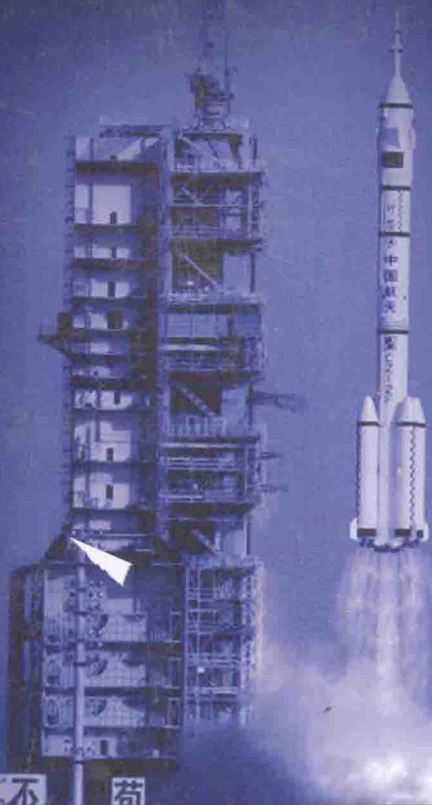




航天科技图书出版基金资助出版

# 高可靠运载火箭 控制系统设计

宋征宇 著



中国宇航出版社

航天科技图书出版基金资助出版

# 高可靠运载火箭控制系统设计

宋征宇 著



中国宇航出版社

·北京·

版权所有 侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

高可靠运载火箭控制系统设计/宋征宇著. -- 北京:  
中国宇航出版社, 2014. 2

ISBN 978 - 7 - 5159 - 0635 - 5

I. ①高… II. ①宋… III. ①运载火箭-飞行控制系统-控制系统设计 IV. ①V475. 1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 028906 号

责任编辑 曹晓勇 侯丽平 封面设计 文道思

出版发行 **中国宇航出版社**

社址 北京市阜成路 8 号 邮编 100830  
(010)68768548

网址 [www.caphbook.com](http://www.caphbook.com)

经销 新华书店

发行部 (010)68371900 (010)88530478(传真)  
(010)68768541 (010)68767294(传真)

零售店 读者服务部 北京宇航文苑  
(010)68371105 (010)62529336

承印 北京画中画印刷有限公司

版次 2014 年 2 月第 1 版  
2014 年 2 月第 1 次印刷

规格 787 × 1092

开本 1/16

印张 19.5

字数 449.3 千字

书号 ISBN 978 - 7 - 5159 - 0635 - 5

定价 168.00 元

本书如有印装质量问题, 可与发行部联系调换

## 航天科技图书出版基金简介

航天科技图书出版基金是由中国航天科技集团公司于2007年设立的，旨在鼓励航天科技人员著书立说，不断积累和传承航天科技知识，为航天事业提供知识储备和技术支持，繁荣航天科技图书出版工作，促进航天事业又好又快发展。基金资助项目由航天科技图书出版基金评审委员会审定，由中国宇航出版社出版。

申请出版基金资助的项目包括航天基础理论著作，航天工程技术著作，航天科技工具书，航天型号管理经验与管理思想集萃，世界航天各学科前沿技术发展译著以及有代表性的科研生产、经营管理译著，向社会公众普及航天知识、宣传航天文化的优秀读物等。出版基金每年评审1~2次，资助10~20项。

欢迎广大作者积极申请航天科技图书出版基金。可以登录中国宇航出版社网站，点击“出版基金”专栏查询详情并下载基金申请表；也可以通过电话、信函索取申报指南和基金申请表。

网址：<http://www.caphbook.com>

电话：(010) 68767205, 68768904

## 前 言

控制系统一直被誉为运载火箭的“神经中枢”，运载火箭要飞得准、飞得稳，控制系统发挥着重要作用。在早期运载火箭发射任务中，由于技术的成熟度还不够高以及产品质量方面的问题，因控制系统故障造成的飞行失利占了较大的比例，这也使得如何提高运载火箭控制系统的可靠性变得越来越重要。随着我国载人航天技术的发展，其首要的关键任务之一是要有高可靠、高安全的运载火箭，以此为契机，我国在航天运输领域开展了系统性的可靠性设计及应用研究，而控制系统作为运载火箭中最易开展可靠性设计、最能大幅度提升运载火箭整体可靠性的重要分系统，取得了显著的技术成果。与此同时，其他长征系列火箭也通过可靠性增长工程，使可靠性、安全性得到了大幅度的提高。本书正是在这种背景下，从两个方面对近年来控制系统所取得的成果进行介绍，即如何设计运载火箭的控制系统，如何使该系统设计得更加可靠。

全书分为7章。第1章介绍了国内外运载火箭控制技术的发展，以及控制系统在火箭中的重要作用。除各国目前在役的主力火箭，对其他飞行器和正在开展研究的运载工具控制系统技术也略有涉及。从国外运载火箭看，均采用冗余容错技术提高可靠性，并普遍采用了闭路制导技术；尤其是美国的航天飞机和下一代重型运载火箭，分别代表了制导技术发展的两个重要阶段。进入21世纪，随着卫星发射市场竞争的加剧，经济、快速、可靠地进入空间的能力，逐渐成为衡量运载火箭竞争力的重要指标。本章也首次全面地对我国运载火箭控制技术自主发展的历程进行了回顾。

第2章介绍了运载火箭飞行控制系统的设计，使读者快速了解控制系统的设计流程、设计重点和设计方法。中国运载火箭经过几十年的发展，形成了一套行之有效和较为规范的研制流程。本章重点提出了一种新的软硬件协同设计方法，更加强调顶层设计、前期验证和整体优化，从方法论上对如何开展“系统综合”或“系统集成”设计以及设计的关键进行了梳理，以应对未来更高性能、更短周期和自主保障等需求下控制系统长远发展的需要。

第3章是制导系统设计，重点介绍了两种导航技术，即惯性导航和组合导航；以及两

种制导方法，即摄动制导与迭代制导。摄动制导简单、可靠；迭代制导不仅具有较高的精度，而且最主要的是对推力下降等异常故障具有很强的适应性，从而也提高了飞行控制的可靠性。在本章的最后，对制导精度分析进行了简要介绍。

第4章是姿态控制系统设计，介绍了运载火箭设计中常用的箭体运动方程、如何设计刚体/弹性运动/晃动运动等校正网络，以及如何选择网络参数。在本章最后讨论了制导系统对姿控系统的影响分析。

第5章介绍了飞行软件的设计与测试。飞行软件是系统设计成果的体现，随着数字控制技术的推广应用，飞行软件的作用愈发重要。本章首先介绍了软件工程化的基本知识，在此基础上以飞行控制软件为例，介绍如何开展 SPHA/SFMEA/SFTA 分析以及如何梳理可靠性、安全性需求；与此同时，对嵌入式操作系统在飞行控制软件中的应用进行了介绍。本章最后讨论了飞行软件的测试，对白盒测试和黑盒测试中的各种技术及其优缺点进行了对比分析。

本书从第2章至第5章，主要介绍飞行控制系统的设计，第6章则重点讨论可靠性设计。本章首先介绍了可靠性设计的相关概念和技术，然后分三个层次介绍可靠性设计：从控制系统的四个传统组成部分来介绍可靠性设计，包括制导系统、姿态控制系统、时序控制系统、电源及供配电系统；具体产品的可靠性设计，以典型硬件产品，如总线系统、控制器类设备、伺服控制类设备等来示例说明；软件的可靠性设计。在本章的最后也对硬件如何开展 FMEA 和 FTA 分析进行了说明。

按照传统的分工，控制系统包括箭上飞行控制系统和地面测发控系统两大项，本书延续了这一惯例，在第7章介绍测发控系统的设计。测发控系统包含两项主要工作内容：测试，起到对箭上产品的把关作用；发射控制，确保火箭准时可靠地起飞。随着远距离测发控技术的推广应用，测发控系统也分为前端和后端两个组成部分。作为一个相对独立的分系统，在本章中还分别对测发控制系统的软件设计、测发控制系统的可靠性设计进行了专项论述。

本书兼顾了在役运载火箭控制方案的特点，也对目前在研火箭所采用的新技术进行了介绍。尽管如此，由于作者水平所限，不可能涉及控制系统设计的所有环节，更多地是从系统角度进行介绍，对重要的配套产品，如惯性测量设备和伺服机构等，主要偏重于基本原理和应用。同时，技术发展很快，许多最前沿的研究成果还未能及时反映到本书中。

---

本书的编写得到了很多同志的帮助，特别感谢吕新广、李新明等同志。感谢航天科技图书出版基金的资助和中国宇航出版社的大力支持。

本书主要作为控制系统设计人员的参考资料，对总体设计人员、产品开发人员和其他飞行器的系统设计人员也有一定的参考价值。

宋征宇

2014年1月

# 目 录

<b>第 1 章 概述</b> .....	1
1.1 国外运载火箭控制技术的发展 .....	2
1.1.1 美国 .....	2
1.1.2 欧洲 .....	11
1.1.3 其他国家 .....	13
1.2 我国运载火箭控制技术的发展 .....	16
<b>参考文献</b> .....	18
<b>第 2 章 运载火箭飞行控制系统的设计</b> .....	20
2.1 控制系统设计的基本流程 .....	20
2.2 控制系统方案论证与设计的主要内容 .....	23
2.3 飞行控制系统的综合集成与实现 .....	25
2.3.1 系统设计的迭代过程 .....	25
2.3.2 传统设计方法 .....	28
2.3.3 软硬件协同设计方法 .....	29
2.4 控制系统的组成 .....	35
2.4.1 制导系统 .....	36
2.4.2 姿态控制系统 .....	39
2.4.3 时序控制系统 .....	42
2.4.4 电源配电系统 .....	43
2.5 控制系统的工作过程 .....	44
<b>参考文献</b> .....	47
<b>第 3 章 制导系统设计</b> .....	48
3.1 常用坐标系和坐标转换 .....	48
3.1.1 常用坐标系 .....	48



3.1.2	常用坐标系之间的转换 .....	50
3.2	惯性导航技术 .....	52
3.2.1	惯性导航器件及其工作原理 .....	52
3.2.2	初始对准设计 .....	58
3.2.3	箭体姿态计算和导航方程 .....	60
3.3	组合导航技术 .....	65
3.3.1	辅助导航系统 .....	65
3.3.2	惯性/卫星组合导航工作原理 .....	67
3.3.3	滤波器设计 .....	68
3.4	制导方法 .....	70
3.4.1	制导方法概述 .....	70
3.4.2	摄动制导方法 .....	71
3.4.3	迭代制导方法 .....	73
3.5	入轨精度计算 .....	79
3.5.1	轨道根数的计算 .....	80
3.5.2	系统干扰和误差项 .....	81
3.5.3	蒙特卡洛模拟打靶方法 .....	83
3.5.4	制导误差计算方法 .....	83
<b>参考文献</b>	.....	84
<b>第4章 姿态控制系统设计</b>	.....	86
4.1	箭体姿态运动方程 .....	86
4.1.1	箭体刚体运动方程 .....	87
4.1.2	箭体晃动运动方程 .....	91
4.1.3	箭体弹性运动方程 .....	92
4.1.4	箭体姿态运动方程 .....	94
4.2	姿态控制系统设计 .....	95
4.2.1	控制方案 .....	96
4.2.2	箭体刚体稳定方法 .....	98
4.2.3	箭体晃动运动稳定方法 .....	101
4.2.4	箭体弹性运动稳定方法 .....	103
4.2.5	系统静态增益设计方法 .....	105
4.3	校正网络形式和参数选择 .....	107
4.3.1	常用的网络形式 .....	107

---

---

4.3.2 低频段网络形式选取 .....	112
4.3.3 高频段网络形式选取 .....	114
4.3.4 网络参数设计形式选取 .....	116
4.4 制导系统对姿控系统的影响分析 .....	117
<b>参考文献</b> .....	118
<b>第 5 章 飞行软件设计与测试</b> .....	119
5.1 飞行软件的组成及功能 .....	119
5.2 飞行软件的开发流程 .....	120
5.2.1 软件工程化 .....	120
5.2.2 软件开发模型 .....	122
5.3 飞行软件开发示例——飞行控制软件 .....	126
5.3.1 基本功能分析 .....	126
5.3.2 软件初步危险分析及软件等级确定 .....	129
5.3.3 软件的 FTA .....	134
5.3.4 软件的 FMEA .....	138
5.3.5 软件开发小结 .....	142
5.4 嵌入式实时操作系统 .....	142
5.4.1 操作系统使用性分析 .....	142
5.4.2 操作系统功能分析与应用 .....	143
5.4.3 小结 .....	147
5.5 飞行软件的测试 .....	147
5.5.1 白盒测试 .....	148
5.5.2 黑盒测试 .....	152
<b>参考文献</b> .....	156
<b>第 6 章 可靠性设计与分析</b> .....	158
6.1 可靠性设计技术简介 .....	159
6.1.1 故障检测和隔离技术 .....	160
6.1.2 冗余技术 .....	161
6.1.3 冗余设计在飞行控制系统中的应用 .....	164
6.2 制导系统的可靠性设计 .....	168
6.2.1 惯性测量信息的冗余设计 .....	168
6.2.2 其他可靠性设计措施 .....	181

6.3	姿态控制系统的可靠性设计 .....	183
6.3.1	姿控控制小回路的冗余设计 .....	183
6.3.2	角速率测量信号的冗余设计 .....	184
6.3.3	其他可靠性设计措施 .....	186
6.4	时序控制系统的可靠性设计 .....	188
6.4.1	多数表决电路 .....	189
6.4.2	初始状态的控制与检查 .....	190
6.4.3	中止关机的冗余处理 .....	191
6.4.4	分离控制 .....	192
6.5	电源及供配电系统的可靠性设计 .....	193
6.5.1	一次电源的冗余设计 .....	193
6.5.2	二次电源的冗余设计 .....	195
6.5.3	供配电的可靠性设计 .....	198
6.6	主要控制系统配套产品的可靠性设计 .....	202
6.6.1	总线系统的可靠性设计 .....	203
6.6.2	计算机/控制器的可靠性设计 .....	223
6.6.3	伺服控制子系统的冗余设计 .....	233
6.7	飞行控制软件可靠性设计 .....	236
6.7.1	与软件结构相关的可靠性技术 .....	236
6.7.2	与多机冗余相关的可靠性技术 .....	237
6.7.3	与接口相关的可靠性技术 .....	239
6.7.4	其他可靠性设计注意事项 .....	240
6.8	其他可靠性设计措施 .....	241
6.8.1	并联/串并联/并串联设计的风险及其可测试性设计 .....	241
6.8.2	系统中屏蔽与接地的处理 .....	242
6.8.3	接口电路的隔离与验证 .....	245
6.9	可靠性分析 .....	247
6.9.1	FMEA .....	247
6.9.2	FTA .....	252
6.9.3	分析示例 .....	255
参考文献 .....		260
第7章 地面测试与发射控制技术 .....		262
7.1	测发控系统组成、功能及工作流程 .....	262
7.1.1	发射控制 .....	263

---

---

7.1.2 测试 .....	265
7.2 前端测发控系统 .....	267
7.2.1 基于标准总线的测试系统 .....	267
7.2.2 逻辑控制/指令电路设计 .....	270
7.2.3 供配电功能设计 .....	273
7.2.4 点火及紧急关机控制 .....	275
7.2.5 前后端网络通信 .....	277
7.3 后端测发控系统 .....	278
7.3.1 发控台 .....	278
7.3.2 B码控制组合 .....	278
7.3.3 计算机的功能分配 .....	280
7.4 地面测发控系统软件 .....	281
7.5 地面测发控制系统的可靠性设计 .....	283
7.5.1 VXI/PXI 与 PLC 的冗余控制 .....	284
7.5.2 双采集测量系统 .....	285
7.5.3 点火及紧急关机控制功能 .....	286
7.5.4 前后端网络通信系统 .....	287
7.5.5 地面供电设计 .....	288
7.5.6 应急控制功能 .....	288
7.5.7 主控计算机的冗余设计 .....	289
7.5.8 B码终端的冗余设计 .....	290
7.6 系统级试验 .....	292
7.6.1 分系统测试 .....	292
7.6.2 总检查测试 .....	293
<b>参考文献</b> .....	298

# 第 1 章 概述

从国际上看，美、俄、欧、日等主要航天国家和地区基本上建立了比较完整的运载火箭体系，LEO 运载能力最大超过 20 吨级，GTO 轨道运载能力最大达到 10 吨级。

美国拥有最完整的航天运输系统<sup>[1]</sup>，整体上处于领先水平。其主力火箭为宇宙神 (Atlas) 5 和德尔它 (Delta) 4，中型火箭有德尔它 2 等，小型火箭有飞马座、金牛座等。进入 21 世纪，美国私营宇航公司越来越多地参与到航天发射中，这其中 Space Exploration Technologies (简称 SpaceX) 公司格外引人注目，它于 2012 年用其法尔肯 (Falcon) 9 火箭将补给舱成功运送到了国际空间站；而轨道科学公司的安塔瑞斯 (Antares) 火箭则于 2013 年 4 月完成了首次验证飞行。与此同时，美国也在规划新一代重型运载火箭，在 2012 年发布的《SLS 计划运载火箭技术性能》报告中对 3 种最新基准构型进行了描述，LEO 的运载能力分别为 70 t、105 t 和 130 t。

俄罗斯具备较为完整的航天运输体系，但尚未完成一次性运载火箭的更新换代。其主要利用质子号 M、联盟号 FG/2、闪电号 M、天顶号 3SL/3SLB、旋风号、宇宙号和弹改箭型号 (隆声号、起跑号和第聂伯) 进行载人和不载人的航天发射。由于种种原因，2008 年至今，其发射屡遭失败。俄罗斯早在 1995 年就开始研制新一代安加拉火箭，包括轻型、中型和重型，近地轨道运载能力涵盖 2~40.5 t，其中轻型火箭暂定于 2014 年首飞。

欧洲航天运输系统能力不够全面，但通过内部联合和国际合作初步具备较为全面的型谱<sup>[2]</sup>，阿里安 5 是其主力火箭。阿里安 5ME 可提供 GTO 双星发射能力，而阿里安 6 将执行单星发射任务，用于应对激烈的市场竞争。

日本具备大型载荷发射能力和小型固体火箭快速发射能力，H-2A<sup>[1]</sup>和 H-2B 火箭是其主力火箭。固体小运载 Epsilon<sup>[3]</sup>将快速发射、简易操作作为该火箭的最主要亮点，期望通过网络在世界的任何一个地方利用一台便携式计算机方便地检查和控制火箭发射。据称，利用这些技术，Epsilon 火箭从一子级竖立在发射台到发射点火的时间可缩短到 3 天，发射准备时间为 3 小时；通过减少发射场工作人员来降低人力成本，以及采取简化检测和控制系统等措施，从而大大降低成本。

分析各国火箭技术的发展，可靠、经济、快速地进入空间，逐渐成为运载火箭技术发展的方向，也正由于此，诸如对空射小运载、可重复使用运载器等研究均加快了步伐。

中国目前长征-2C/D、长征-2F、长征-3A 系列火箭构成了主力火箭，其中长征-2F 用于载人飞船的发射。中国的新一代运载火箭由长征-5/6/7 系列火箭组成，逐步开启了一次性使用火箭的升级换代工作。此外重型运载火箭的前期研究也已开始。

运载火箭的控制系统与结构、动力系统被认为是组成火箭的主要系统。如果说结构是躯干，动力是心脏的话，控制系统就是航天器的神经中枢，是大脑。

控制系统的功能是，控制火箭按预定或实时计算出的程序角飞行，保持飞行的稳定，按要求完成各级发动机的点火、关机、舱段分离、有效载荷分离等控制，最终将有效载荷准确、可靠地送入预定轨道。评价运载火箭控制系统的工作状况，主要从入轨精度来衡量。

飞行控制系统是典型的闭环反馈控制系统。从理论模型的角度，任何一个闭环反馈控制系统均包含四要素，运载火箭飞行控制系统也不例外，如图 1-1 所示。箭体的运动通过传感器测量出来，将信号输出至控制器，控制器完成相应的方程计算，输出控制指令至执行器，改变飞行器的飞行状态，其状态的变化又通过传感器测量出来反馈至控制器，形成闭环反馈控制。

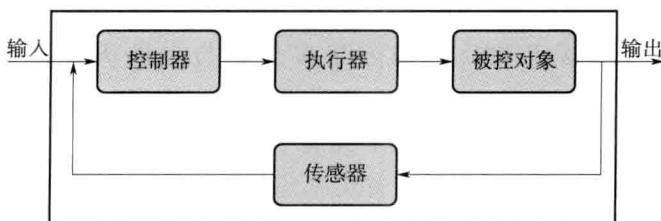


图 1-1 闭环反馈控制系统组成

“传感器”主要指的是惯性测量设备，用于测量火箭的速度、位置和姿态，是控制系统各项工作的信息来源。除此之外，用于角速度测量的速率陀螺、用于卫星组合导航的卫星导航接收机、用于星光复合制导的星敏感器等，也可称做广义上的“传感器”。

“控制器”指的是用于各项计算并发出控制指令的设备，如箭载计算机。早期的火箭采用集中式的控制方案，控制器由箭载计算机这一台设备来实现。随着飞行控制功能愈发复杂，除计算机外，还有各种类型的控制器完成各自的控制功能，如时序控制器、推力调节控制器等，这些都统称为“控制器”。

“执行器”用于完成“控制器”发出的各种指令，进而使火箭飞行状态发生变化。典型的“执行器”指伺服机构，它通过摆动发动机产生控制力来改变火箭的飞行轨迹，或抵消各种干扰。其他如飞行末段用于调整姿态的姿态控制喷管等，也可称做广义上的“执行器”。

第四个要素指的是被控对象，它被抽象为一系列的数学模型，控制系统依据该数学模型设计各种控制率，而控制率最终转化为控制器中运行的一行行软件代码。

下文将对各种火箭的控制技术进行简要介绍，对其他飞行器的控制系统也略有涉及。

## 1.1 国外运载火箭控制技术的发展

### 1.1.1 美国

美国联合发射同盟（United Launch Alliance, ULA）经营德尔它 2、宇宙神 5 和德尔它 4 三个系列的火箭<sup>[4]</sup>，组成了中型至重型运载火箭型谱。

## 1.1.1.1 宇宙神5

宇宙神火箭和半人马马座上面级配合使用，飞行控制系统由通用芯级和上面级电气系统组成，二者之间通过1553B总线传送信息，该系统执行通用芯级和上面级两个飞行段的全部姿态控制、制导和导航的计算。

通用芯级控制系统主要包括：控制单元、火工品控制组合、自毁装置、冗余速率陀螺、各种传感器、数据量遥测组合和无线发送装置等。供电采用了双冗余的设计，设备供电、火工品供电和安全自毁系统供电均配有独立的电池。

上面级控制系统主要包括：容错惯性导航装置、控制单元、火工品控制组合、双通道电子控制单元、相应执行机构、电池、1553B总线系统等，其电气系统组成框图如图1-2所示<sup>[5]</sup>。

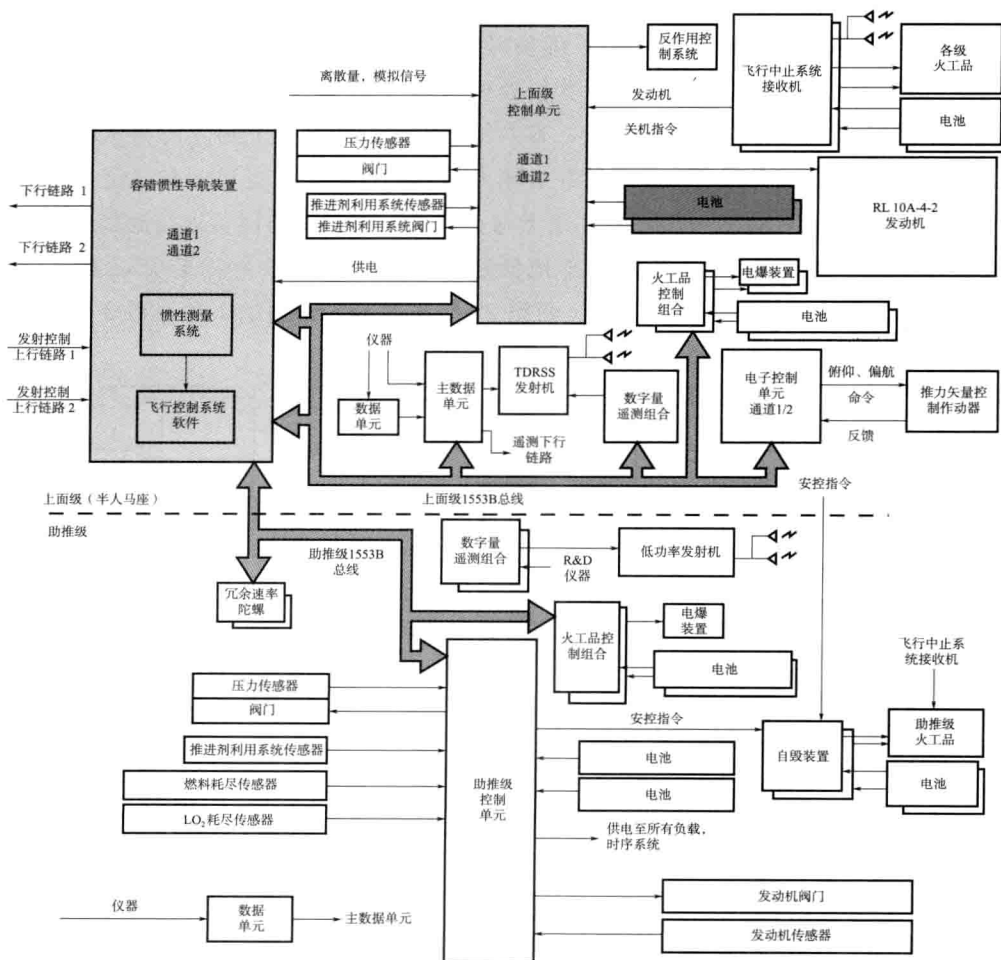


图1-2 宇宙神5电气系统组成框图

为了提高可靠性，控制系统采用了许多冗余容错设计，其中容错惯性导航单元，由冗余的惯性测量系统（IMS）和双通路飞行控制系统（FCS）组成。IMS由5个激光陀螺、5

个加速度计组成，可以提供冗余的惯性测量信息；双冗余的 FCS 按主从热备份的方式工作，主份 FCS 完成控制功能，备份 FCS 用于监测数据并在故障情况下进行切换。

此外，通用芯级和上面级均采用冗余电池方案，两套火工品控制装置和两套专用火工品电池实现了冗余设计。

在通用芯级的早期飞行阶段，根据发射前测得的高空风风值，对俯仰和偏航通道进行开环控制，之后根据任务轨道的需要进行闭环制导控制<sup>[6]</sup>。

(2) 德尔它 4

德尔它 4 火箭控制系统采用一个完全容错的电子设备，内装一套冗余惯性飞行控制组件 (Redundant Inertial Flight Control Assembly, RIFCA)。RIFCA 由惯性仪表组合 (Inertial Sensor Assembly, ISA) 和相应的电子线路 (Inertial Processing Electronics, IPE) 两部分组成，其中 ISA 包含有 6 个激光陀螺和 6 个加速度计，组成了两套独立的正交测量系，两套测量系之间斜置安装，可获得冗余的惯性测量信息。IPE 采用三冗余设计，形成三路控制通道，每路均含有计算机处理系统 (采用 1750A 标准的处理器)，并各自采集两个陀螺和两个加速度计的信息，其中每个激光陀螺有一个独立的高压电源。三个通道之间通过双口 RAM 交换测量信息并对输出信号进行表决，通道 1 和通道 2 提供两路 1553B 总线 (每路均含有 A、B 通路)，用于与火箭和有效载荷的设备进行通信；通道 3 被称为中心通道，采用 RS422 通信接口与地面通信，用于飞行软件的装订以及通过双口 RAM 向另两个通道的计算机转发信号。两路 28 V 电源分别给通道 1 和通道 2 供电，并同时给通道 3 供电。RIFCA 冗余结构框图如图 1-3 所示<sup>[7,8]</sup>。

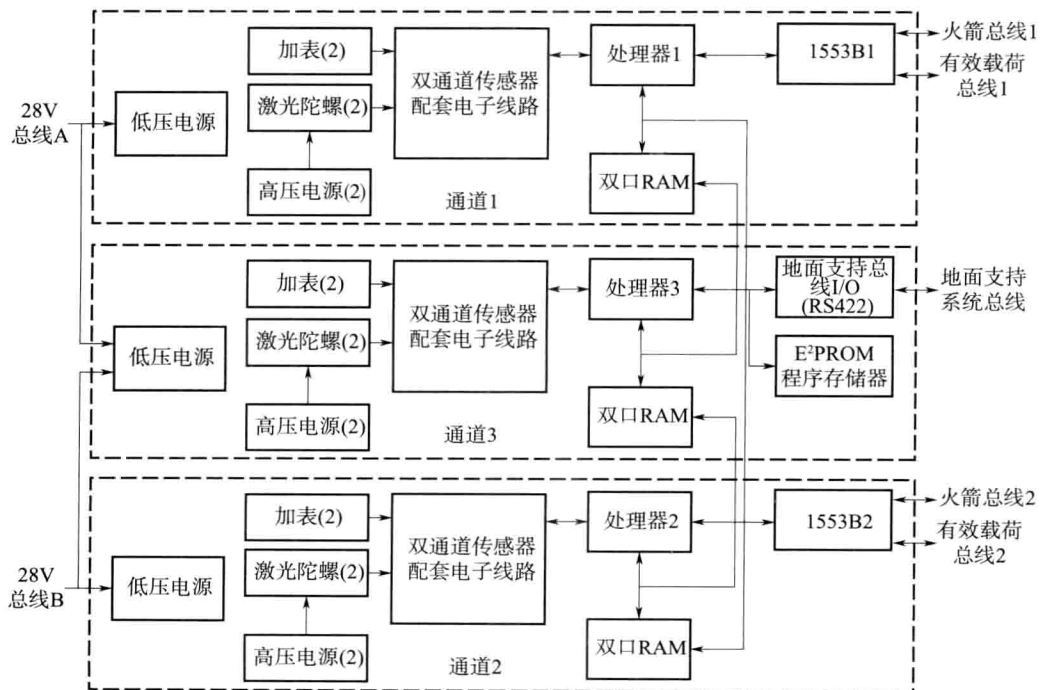


图 1-3 RIFCA 冗余结构框图



除 RIFCA 外，一子级、二子级还包括一些控制设备，如用来分配电源的电源控制盒，以及用来发出火工品指令的火工品箱等。在飞行初期，火箭采用减载模式来减小攻角、结构载荷。动压消除后，制导系统修正由于风和火箭性能误差引起的弹道偏差，引导火箭进入目标轨道。

德尔它 4 采用闭路制导技术，该项技术能够显著提高对推力下降等故障模式的适应能力。2012 年 10 月 4 日，德尔它 4 发射 GPS 卫星 (2F-3)，上面级发动机 (RL-10) 推力异常下降<sup>[9]</sup>，但火箭的制导系统和飞行计算机对推力降低进行了补偿，在剩余燃料的帮助下将卫星送入轨道。类似的故障也发生在空间探索技术 (SpaceX) 公司的法尔肯 9 火箭上<sup>[10]</sup>，2012 年 10 月 7 日，法尔肯 9 火箭发射龙飞船，在飞行约 79 s 后，火箭一级一台发动机异常，随后发动机关机。为保护其他发动机，发动机舱开始释放压力，其他 8 台发动机工作正常。按照事先的设计，飞行计算机实时地重新计算出了新的上升轨迹 (Ascent Profile)，确保龙飞船进入轨道。

### (3) Ares 火箭

以 Ares I 火箭上面级<sup>[11]</sup>为例，其电气系统组成框图如图 1-4 所示。

Ares 火箭采取了系统级的三冗余设计，其中惯性测量系统 (INS)、飞行计算机、推力矢量控制器等均采用三冗余设计，并通过三条 1553B 总线连在一起。其中，三台计算机之间采用“交叉通道数据链路” (Cross Channel Data Link, CCDL) 进行数据交换。

Ares 火箭采用了分布式的供配电系统 (Electrical Power System, EPS)，包括尾裙段 (Aft Skirt)、级间段 (Interstage) 和上面级仪器舱 (Instrument Unit, IU)，并采用了锂离子电池供电。

Ares 火箭的控制采取了经典的 PID 技术<sup>[12]</sup>，以俯仰/偏航通道的控制为例，其原理框图如图 1-5 所示。

由于火箭是轴对称的，所以俯仰、偏航通道的控制方案相同。从图 1-5 中可以看出有两部分 PID 控制环节，一部分是“姿态角偏差+姿态角速率偏差”控制方案，其中姿态角速率信号综合应用了惯组 (IMU) 和速率陀螺 (RGA) 的测量结果，且选取了前后两个速率陀螺测量值进行综合相加以消除箭体弯曲等的影响，前部的速率陀螺安装在级间段 (以“\_F”标识)，后部的速率陀螺安装在尾裙段 (以“\_A”标识)。所有偏差信号经过陷波滤波器和低通滤波器的滤波，以满足幅相频特性的要求。

另一部分称做“抗偏移” (Anti-Drift, AD) 设计，分力与力矩控制两个通道 (分别以“F”和“M”标识)，用于减小风、推力线偏移、质心横移等对飞行轨迹的影响。AD 模块产生两类输出，其中角度偏差信号 (P\_Bias) 用于调整推力矢量方向以平衡外部的力，PID 偏差信号 (PID\_Bias) 用于平衡外部的力矩。考虑到惯组的安装位置与重力垂线不一定重合，利用角速率信号对加速度测量值进行补偿。