

■ Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engine

# 液体火箭发动机

## 现代工程设计

[美] D.K. 休泽尔 等著  
朱宁昌 等译

# 液体火箭发动机 现代工程设计

〔美〕D. K. 休译尔 等著

朱宁昌 等译

中国宇航出版社

©1992 by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

版权所有: AIAA 原出版单位: AIAA

本书中文版由版权所有 AIAA 授权中国宇航出版社独家出版发行, 未经出版者许可, 不得以任何方式抄袭、复制或节录本书中的任何部分。

版权所有, 侵权必究。

本书版权登记号: 图字: 01 - 2003 - 0902

### 图书在版编目(CIP)数据

液体火箭发动机现代工程设计 / (美) 休泽尔等著:

朱宁昌等译. - 北京: 中国宇航出版社, 2003. 11

书名原文: Modern Engineering For Design of Liquid - Propellant Rocket Engines

ISBN 7 - 80144 - 564 - 3

I. 液... II. ①休...②朱... III. 液体推进剂火箭发动机—设计 IV. V434

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2003)第 109187 号

出版 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/www.caphbook.com.cn

经销 新华书店

发行部 北京市阜成路8号 邮编 100013  
(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  
北京市阜成路8号 北京市海淀区海淀大街31号  
(010)68371105 (010)62579190(传真)

承印 北京京科印刷有限公司

版次 2004年1月第1版  
2004年1月第1次印刷

开本 1/16  
规格 787×1092  
印张 33.5

字数 833千字  
书号 ISBN 7 - 80144 - 564 - 3/V · 086  
定价 98.00元

本书如有印装质量问题可与发行部调换

## 中文版序

液体火箭发动机是发射各种弹道导弹和航天飞行器的主要动力，是发展航天产业的基础。二战以来，世界各国相继研制出各种推力量级的液体火箭发动机，实现了人类梦寐以求的载人航天、登月和深空探测。我国广大科技工作者自力更生、奋发图强，在很短的时间里研制出百吨级的液体火箭发动机，先后发射了多颗近地轨道和同步轨道卫星，实现了“神舟”号载人飞行，使我国进入世界航天大国之列。

发展航天，动力先行。美国学者休泽尔和霍恩编著的“液体火箭发动机现代工程设计”一书，从理论上和实践上全面和系统地介绍了液体火箭发动机工作原理、设计方法和研制经验，是一本很有参考价值的书。中国航天科技集团公司第六研究院组织有关技术人员翻译出版该书很有意义。

希望广大科技工作者，在液体火箭发动机研制工作中，既要不断地学习和总结自己的经验，也要不断地借鉴国外的经验，提高我们的理论认识和业务能力，在研究新型大推力发动机中，为我国的航天事业再立新功！



2003年11月

## 译者前言

D. K. 休泽尔等所著的《液体火箭发动机现代工程设计》是 1992 年由美国宇航学会(AIAA)负责出版的修订版,并且列为美国《航空与航天进展丛书》的第 147 卷。

尽管在液体火箭发动机技术领域曾经出版过不少的论著,但本书具有非常显著的特点。在系统地论述基本设计原理的同时,紧密联系工程实践,并系统地介绍以航天飞机主发动机为代表的液体推进技术所取得的最新重大进展,因而无论从深度或广度上都有其独到之处。这特别对于从事此领域的年轻科技人员以及即将走上工作岗位的大学生和研究生来说是非常有用的。这也是我们翻译和出版本书的主要目的。

在组织此书翻译和出版的过程中,得到中国航天科技集团公司第六研究院及第十一研究所以及中国宇航出版社的大力支持和帮助,特此深表谢意。

本书的第 1、2 章及附录由朱宁昌译;第 3 章由葛李虎译;第 4 章由葛李虎、张民庆、陈建华译;第 5 章由董锡鉴译;第 6 章由陈本森、李斌、陈晖译;第 7 章由罗有方、李小明、魏超译;第 8 章由陈祖奎译;第 9 章由张宝琨、谭永华译;第 10 章由刘红军译;第 11 章由王衍方译。全书由朱宁昌校订。

需要指出是:(1)为了不改变原著图表及公式的中数据,译文仍保留原著的英制单位;为了中国读者使用本书的方便,在目录之后给出了英制单位与国际单位的换算表;(2)因原著的一些图中文字过多,翻译时将这些文字移为图注;(3)译文中适当增加了条、款编号。

译者

## 原版序

自从本书原版出版以来的四分之一世纪中,宇航员登上了月球,深空探测器探测了太阳系的所有行星。所有这些空间计划都完全依赖于火箭动力。未来的许多空间任务也是如此,诸如载人空间站、通信和探测卫星、空间渡船和航天飞机、空间探测器以及在更远的将来建立的月球基地等。

从 R.戈达德建造的第一枚 1p 火箭在 1926 年发射以来的这几十年中,这些产生推力的泵压式和挤压式装置,采用了各种不同的形状、尺寸、结构和“循环”,这取决于具体应用目的、选择的推力量级、推进剂类型以及一些其他特定因素。但有一个方面并没有改变,即基本的物理和设计原理。

在实际设计经验方面,本书向读者介绍这些基本原理;但更重要的是为大学生和年轻工程师提供从火箭推进基本原理(在文献中充分论述)到实际的火箭发动机设计和研制工作的“桥梁”,如同在工业界所做的那样(在文献中很少涉及)。本书强调火箭推进理论的实际应用,应有助于避免或至少减少时间、经费浪费的错误和挫折。在这样做时,它综合了大量密切相关的但至今仍常被分别处理的主题,并同时使其设计方法现代化。

本书是“在职”条件下编写的,目的是供高年级大学生以及在工业界和政府部门从事发动机系统设计、研制和应用的工程师们使用。它介绍得非常详细,可使那些承担液体火箭技术各方面工作的人员熟悉和受到训练。它应使火箭工程师能独立地进行整个或部分发动机系统的初步详细设计,以及了解和判断问题、局限性以及构成整个发动机系统的各种不同分系统的“寿命情况”。它也有助于那些对专业化的分系统或组件设计感兴趣的人员对其从事或相近的分系统以及整个发动机系统的了解。这应使初学者能进行实际分析计算和设计布局的准备,并作为一个开端,直到最后分系统生产交付的专业化设计。

本书以特殊的方式向年轻人交待。我们中许多人致力于过去的计划项目,而现已退休或即将退休。有些有经验的人员已经不在了。将前一代的技能、经验和诀窍加以保存,并清楚、完整和有效地传给年轻一代,这是非常重要的。丧失这些将付出昂贵的代价。不容许存在一个空白。许多公司的管理人员来自火箭发动机工业界和有关的政府部门,是十分明白这种危险的,并采用各种不同的“内部”计划来适应。

本书对这个目标作出了重要贡献,原著者站在推进系统的设计和研制队伍的前列,他们多年来分别从从事“延寿”技术工作以及指导先进火箭发动机的设计和研制。

美国宇航学会致力于修正、增订和出版此书,并使之适用于此领域。我深信,此项工作是值得赞扬的,必将大大有助于保存和推进美国的火箭发动机技术。

W. F. 埃泽尔  
(洛克达因分公司)

## 原版前言

当 Dave Huang 和我着手编写本书的第一版时,我们受到了激励:除了其他的一些因素以外,通过我们的观察发现,没有什么教科书可以让我们交给新雇用的年轻工程师并对他们说:“在这里,学习这本书,然后我们来谈论关于你们在火箭发动机业务中的具体工作任务。”因而,作为管理人员,我们和主管工程师们不得不花费很多时间来解释实际上应当提供什么资料来进行介绍,并作为参考书以提供书面问题的回答。因此,我们开始提出编写本书的工作问题。

我很幸运有 Dave 这样一个能力如此优秀的合著者。在他的“著作者介绍”中,一个出版商注意到(在与几个著作者讨论问题之后):“(我们希望)在这本书出版之后,你们仍将相互讨论。”我很高兴地说:“我们确实仍在相互讨论。”

几年前,普林斯敦燃烧研究实验室主任和前任美国宇航学会《航空与航天进展丛书》主编 M. 萨默菲尔德(Martin Summertield)提议本书应当再版,但仅在对第一版出版以来技术取得重大进展的所有领域进行修订。幸而,洛克韦尔国际公司洛克达因分公司答应提供赞助。组织专门的人员开始工作。其成果展示在读者面前。

在美国宇航学会 1988 年 3 月的“*Aerospace America*”杂志上的评注栏中,美国宇航局副局长 J·R·汤姆逊强调需要“通过改进在使用中得到验证的产品,利用国家对航天飞机的大量投资。”尽管他的意见已包含在先进运载系统(ALS)的讨论中,但也可容易地应用于任何其他未来推进系统,或许再加上“可用的专门技能、实践和经验。”希望本书将有助于对上述勉励作出相应的工作。

可靠的火箭发动机系统的出现并非偶然。它们是各种专业人员(工程师、材料专家、生产工人、以及许多其他学科人员)工作的结果。这些有经验的人员不仅包括在火箭发动机的主要生产工厂的,诸如洛克达因、航空喷气、以及普拉特-威特尼,或者宇航局的一些研究中心和美国武装部队,而且同样重要的还包括“供应厂商”的几百家生产火箭发动机的许多专门部件的小公司。正是这些人员的贡献、专门技能和手艺使国家的许多载人和不载人的空间成就成为可能。未来的计划同样依靠他们。本书试图提供给这些人员使用。

在这里特别强调发动机的飞行应用,以促使发动机系统和分系统的设计师们一开始就考虑这些方面。除了满足进入火箭推进领域的年轻工程师以及寻求更广知识的实习设计师的要求以外,我们始终试图把《液体火箭发动机设计》作为一本教科书,尤其是对缺乏生产经验的教师。我希望通过提供充分的信息,促使那些希望从事发动机分系统的人员可以从专门的文献中得到帮助。

宇航局马歇尔空间飞行中心主任冯-卡门亲切地为本书的第一版撰写前言,那本书是在 1967 年由宇航局技术应用局出版的(SP-125)。由于这个前言的含意深刻,我在这里引用如下:

“在空间的成功要求完美。在这浩瀚严峻的环境中产生的许多辉煌的成就似乎是不可思议的。然而,在每个显著的奇迹的后面有为数众多的高度复杂的系统具有无瑕的性能。所有这些都是重要的。运载火箭或航天器只要有一部分发生故障,就可能整个任务的失败。但是,对于完美,首先感到非常迫切的是推进系统,尤其是发动机。除非首先发动机无瑕地工

作,否则其他系统在空间都将没有完成任务的机会。”

“完美从空间构件的设计开始。本书强调推进和发动机系统设计中的质量和可靠性。这些是深切地从大量的专门技能和经验中获得的,并且是过去和现在一些设计良好的可靠系统的精髓。此外,其彻底性和完整性不是以往所能获得的,这说明未来的发动机中,通过多年的研究和试验达到的高可靠性是如何能得到保持的,并且或许可以得到改善。”

“当人类进入深层空间进行行星际探测时,在推进系统设计中将继续追求完美。本书将大大有助于实现这个目标。”

我要感谢在各种设计、研制、试验、绘图和出版部门的许多专业人员,他们使本书的出版成为可能。特别是洛克韦尔国际公司洛克达因分公司的 R. E. Grate, C. A. Macgregor, H. M. Alexander, S. B. Maculoco 和 T. Holwager, 他们快速认真地帮助我们完成本书的原稿。此修订版的大部分是由洛克达因的下述技术人员完成的: Harry Arbit, William W. Bissell, Richard Brewster, Mary P. Cardens, Elden H. Cross, William Gillon, Stanley V. Gunn, Eugene D. Jackson III, AL Martinez, John G. Perry, A. H. Sodin, William M. Stanley, 和 Ronald Urguidi, 以及总编辑 Joanne Berauer, Nancy Derr 和 Noel Thorp。

最后和最重要的,是要感谢洛克韦尔国际公司及其分公司对本书原稿的编写和修订的各种支持。洛克达因的发动机技术为本书提供了主要基础,并促进了修订工作的完成。

D. K. 休泽尔



本书主要物理量英制单位与国际单位换算表

物理量	英单位制	国际单位
长度	1 in	0.0254m
	1 ft	0.3048m
面积	1 in <sup>2</sup>	6.4516 × 10 <sup>-4</sup> m <sup>2</sup>
	1 ft <sup>2</sup>	0.0929m <sup>2</sup>
体积、容积	1 in <sup>3</sup>	1.6387 × 10 <sup>-5</sup> m <sup>3</sup>
	1 ft <sup>3</sup>	0.02832m <sup>3</sup>
	1 USgal	3.7854 × 10 <sup>-3</sup> m <sup>3</sup>
速度	1 in/s	0.0254m/s
	1 ft/s	0.3048m/s
加速度	1 ft/s <sup>2</sup>	0.3048m/s <sup>2</sup>
质量(重量)	1 lb	0.4536kg
	1 slug	14.5939kg
密度	1 lb/in <sup>3</sup>	27 679.9kg/m <sup>3</sup>
	1 lb/ft <sup>3</sup>	16.0185kg/m <sup>3</sup>
质量流量	1 lb/s	0.4536kg/s
体积流量	1 USgal/s	3.7854 × 10 <sup>-3</sup> m <sup>3</sup> /s
力	1 lbf	4.4482N
力矩、转矩	1 lbf · in	0.113N · m
压力、应力	1 psi	6 894.76Pa
动力粘度	1 lbf · s/in <sup>2</sup>	6894.76Pa · s
比冲	1 s	9.8067m/s
热量	1 Btu	1055.06J
功率	1 hp	0.7457kW
温度	1°F(°R)	$\frac{5}{9}$ °C (K)
比热能	1 Btu/lb	2 326J/kg
比热容	1 Btu/(lb · °F)	4186.8J/(kg · K)
热流	1 Btu/(in <sup>2</sup> · s)	1635.3kW/m <sup>2</sup>
传热系数	1 Btu/(in <sup>2</sup> · s · °F)	2943.6kW/(m <sup>2</sup> · K)
热导率	1 Btu/(in <sup>2</sup> · s · °F/in)	74.768kW/(m · K)
气体常数	1 ft/°F	0.548m/K

# 目 录

## 本书主要物理量英制单位与国际单位换算表

第 1 章 液体火箭发动机概论 .....	(1)
1.1 液体火箭发动机的基本组成 .....	(3)
1.2 推力的产生 .....	(5)
1.3 燃烧室和喷管内的气体流动过程 .....	(8)
1.3.1 理想气体定律 .....	(9)
1.3.2 能量守恒原理 .....	(9)
1.3.3 质量守恒原理 .....	(9)
1.3.4 定熵流动过程 .....	(9)
1.3.5 液体火箭发动机燃烧室内的气体流动 .....	(10)
1.3.6 火箭喷管内的气体流动 .....	(10)
1.4 液体火箭发动机的性能参数 .....	(14)
1.4.1 推力室比冲 $(I_s)_{ic}$ .....	(17)
1.4.2 特征速度 $c^*$ .....	(17)
1.4.3 推力系数 $C_f$ .....	(17)
1.4.4 $p_a, \varepsilon, \gamma, R$ 和 $(p_c)_m$ 对发动机性能的影响 .....	(20)
1.4.5 发动机性能参数的修正系数及其量值 .....	(20)
1.5 液体推进剂 .....	(23)
1.5.1 单组元推进剂 .....	(23)
1.5.2 双组元推进剂 .....	(23)
1.5.3 低温推进剂 .....	(24)
1.5.4 可贮存液体推进剂 .....	(24)
1.5.5 液体推进剂的添加剂 .....	(24)
1.5.6 最佳混合比 .....	(24)
1.5.7 密度比冲 .....	(24)
1.5.8 液体推进剂选择 .....	(25)
1.5.9 液体推进剂的性能和物理性质 .....	(25)
第 2 章 对发动机的要求和初步设计分析 .....	(31)
2.1 引言 .....	(31)
2.2 火箭发动机的主要设计参数 .....	(32)
2.2.1 推力量级 .....	(32)
2.2.2 性能 .....	(33)
2.2.3 工作时间 .....	(33)
2.2.4 混合比 .....	(35)
2.2.5 重量 .....	(36)

2.2.6	外廓尺寸	(36)
2.2.7	可靠性	(38)
2.2.8	成本	(38)
2.2.9	可用性(计划进度)	(38)
2.3	任务要求	(38)
2.3.1	典型的任务目标	(39)
2.3.2	典型的运载器要求优化	(42)
2.4	发动机初步设计	(43)
2.4.1	发动机系统和组件方案	(43)
2.4.2	初步设计优化	(52)
2.5	设计原理	(55)
2.5.1	设计质量的重要性	(55)
2.5.2	系统分析和设计布局	(57)
2.5.3	应力分析	(59)
2.5.4	材料选择	(63)
<b>第3章</b>	<b>实例计算导论</b>	<b>(65)</b>
3.1	引言	(65)
3.2	A-1级发动机	(66)
3.2.1	发动机系统概述	(66)
3.2.2	系统工作	(68)
3.3	A-2级发动机	(70)
3.3.1	发动机系统概述	(70)
3.3.2	系统工作	(71)
3.3.3	启动程序	(71)
3.3.4	关机程序	(73)
3.4	A-3级发动机	(74)
3.4.1	发动机系统概述	(75)
3.4.2	系统工作	(76)
3.5	A-4级发动机	(76)
3.5.1	发动机系统概述	(77)
3.5.2	系统工作	(79)
<b>第4章</b>	<b>推力室和其他燃烧装置设计</b>	<b>(81)</b>
4.1	推力室的基本部件	(81)
4.2	推力室的性能参数	(83)
4.2.1	比冲 $I_s$ (s)	(84)
4.2.2	特征速度 $c_s$ (ft/s)	(84)
4.2.3	推力系数 $C_f$ (无量纲)	(84)
4.2.4	性能计算	(84)

4.3 推力室的构型设计 .....	(86)
4.3.1 燃烧室容积 .....	(87)
4.3.2 燃烧室形状 .....	(88)
4.3.3 喷管扩张面积比 .....	(91)
4.3.4 喷管形状 .....	(91)
4.3.5 簇形喷管方案 .....	(97)
4.3.6 另一种解法 .....	(97)
4.4 推力室冷却 .....	(101)
4.4.1 冷却技术及其选择 .....	(101)
4.4.2 燃气侧传热 .....	(103)
4.4.3 再生冷却 .....	(108)
4.4.4 冷却剂侧传热 .....	(109)
4.4.5 室壁设计考虑 .....	(112)
4.4.6 管束式推力室设计 .....	(112)
4.4.7 双层壁推力室设计 .....	(114)
4.4.8 冷却通道中的压降 .....	(114)
4.4.9 通道壁设计 .....	(119)
4.4.10 排放冷却 .....	(121)
4.4.11 膜冷却 .....	(121)
4.4.12 液膜冷却 .....	(122)
4.4.13 气膜冷却 .....	(123)
4.4.14 混合比偏置 .....	(124)
4.4.15 发汗冷却 .....	(125)
4.4.16 烧蚀冷却 .....	(125)
4.4.17 辐射冷却 .....	(128)
4.4.18 热沉冷却 .....	(129)
4.4.19 组合冷却方法 .....	(129)
4.5 喷注器设计 .....	(129)
4.5.1 喷注器设计问题 .....	(130)
4.5.2 燃烧稳定性 .....	(131)
4.5.3 集液腔 .....	(132)
4.5.4 集液腔型式 .....	(133)
4.5.5 喷注单元 .....	(136)
4.5.6 非撞击式单元 .....	(136)
4.5.7 互击式单元 .....	(136)
4.5.8 自击式单元 .....	(138)
4.5.9 其他的单元型式 .....	(138)
4.5.10 可节流式喷注器 .....	(139)
4.5.11 喷注压降和喷孔尺寸 .....	(139)
4.5.12 喷注器设计的试验评定 .....	(141)

4.5.13	分析模型 .....	(142)
4.6	燃气发生器装置 .....	(143)
4.6.1	固体推进剂燃气发生器 .....	(144)
4.6.2	液体单组元推进剂燃气发生器 .....	(145)
4.6.3	液体双组元推进剂燃气发生器 .....	(146)
4.6.4	推力室抽气系统 .....	(148)
4.7	点火装置 .....	(149)
4.7.1	点火器 .....	(149)
4.7.2	自燃点火器 .....	(151)
4.7.3	点火检测 .....	(157)
4.8	燃烧不稳定性 .....	(158)
4.8.1	不稳定性类型 .....	(159)
4.8.2	固有的声学不稳定性 .....	(160)
4.8.3	喷注耦合声学不稳定性 .....	(161)
4.8.4	低频不稳定性 .....	(161)
4.8.5	激发机理的防止 .....	(162)
4.8.6	推进剂供应系统设计 .....	(162)
4.8.7	燃烧室设计 .....	(162)
4.8.8	喷注器设计 .....	(162)
4.8.9	推进剂组合和混合比 .....	(163)
4.8.10	发动机系统工作特性 .....	(163)
4.8.11	阻尼装置的应用 .....	(163)
4.8.12	喷注器隔板 .....	(163)
4.8.13	室的扩散形壁环 .....	(163)
4.8.14	声腔和声衬 .....	(163)
4.8.15	稳定性评定 .....	(164)
4.8.16	供应系统扰动 .....	(164)
4.8.17	燃烧室扰动 .....	(164)
4.8.18	自发不稳定性方法 .....	(165)
4.8.19	仪器设备 .....	(166)
<b>第5章</b>	<b>挤压式推进剂供应系统设计 .....</b>	<b>(167)</b>
5.1	挤压物质需求量的确定 .....	(167)
5.1.1	必要的系统数据 .....	(168)
5.1.2	影响挤压物质质量的因素 .....	(168)
5.1.3	挤压物质需求量的设计计算 .....	(168)
5.2	贮气系统 .....	(172)
5.2.1	通常使用的结构 .....	(172)
5.2.2	贮气需求量的计算 .....	(174)
5.2.3	贮气系统组件设计 .....	(178)

5.3	推进剂蒸发系统 .....	(181)
5.3.1	在泵压式推进剂供应系统中的应用 .....	(181)
5.3.2	在挤压式推进剂供应系统中的应用 .....	(183)
5.4	惰性气体蒸发系统 .....	(183)
5.5	化学反应系统 .....	(183)
5.5.1	固体推进剂燃气发生器 .....	(184)
5.5.2	液体推进剂燃气发生器 .....	(186)
5.5.3	直接喷入推进剂贮箱 .....	(188)
5.6	挤压式供应系统的选择 .....	(189)
<b>第6章</b>	<b>泵压式推进剂供应系统设计 .....</b>	<b>(191)</b>
6.1	泵压式供应系统的组成 .....	(191)
6.1.1	推进剂泵 .....	(192)
6.1.2	涡轮 .....	(194)
6.1.3	涡轮动力源 .....	(196)
6.1.4	涡轮泵传动布局 .....	(198)
6.1.5	研制的涡轮泵系统描述 .....	(198)
6.2	涡轮泵系统的性能和设计参数 .....	(204)
6.2.1	涡轮泵系统性能 .....	(204)
6.2.2	涡轮泵系统设计参数 .....	(204)
6.3	诱导轮设计 .....	(216)
6.4	离心泵设计 .....	(220)
6.4.1	一般设计程序 .....	(220)
6.4.2	离心叶轮的工作原理 .....	(221)
6.4.3	离心叶轮的设计参数 .....	(224)
6.4.4	泵壳设计 .....	(226)
6.4.5	离心泵的轴向力平衡 .....	(230)
6.5	轴流泵设计 .....	(231)
6.5.1	轴流泵的基本假设 .....	(232)
6.5.2	叶轮转子的工作 .....	(232)
6.5.3	静子的功能 .....	(236)
6.5.4	叶轮转子和静子设计 .....	(237)
6.5.5	扩压和迟滞系数 .....	(238)
6.5.6	轴流泵壳设计 .....	(238)
6.5.7	多级轴流泵的轴向力平衡 .....	(239)
6.6	涡轮设计 .....	(239)
6.6.1	一般设计步骤 .....	(240)
6.6.2	涡轮喷嘴设计 .....	(243)
6.6.3	涡轮动叶栅设计 .....	(246)
6.6.4	单级、双子、速度分级冲击式涡轮设计 .....	(251)

6.6.5	两级、双转子、压力分级冲击式涡轮设计 .....	(252)
6.6.6	两级、双转子、低反力度涡轮设计 .....	(253)
6.7	涡轮泵转子动力学及其机械部件 .....	(254)
6.7.1	转子动力学 .....	(254)
6.7.2	涡轮泵轴承设计 .....	(257)
6.7.3	动密封设计 .....	(261)
6.7.4	涡轮泵齿轮设计 .....	(266)
6.8	涡轮泵组件设计布局 .....	(268)
	参考文献 .....	(270)
<b>第7章</b>	<b>火箭发动机控制和状态监测系统设计 .....</b>	<b>(271)</b>
7.1	控制和状态监测系统——进入一个新时代 .....	(271)
7.1.1	液体推进剂发动机基本控制系统 .....	(271)
7.1.2	发动机推力量级控制 .....	(273)
7.1.3	推进剂混合比和推进剂利用控制 .....	(273)
7.1.4	推力矢量控制 .....	(276)
7.1.5	控制和状态监测系统方案及初步设计分析 .....	(280)
7.1.6	控制方法 .....	(280)
7.1.7	控制准则的发展 .....	(285)
7.2	流体流动控制组件设计 .....	(294)
7.2.1	流体流动控制组件的设计考虑 .....	(294)
7.2.2	流体控制组件的动密封设计 .....	(301)
7.2.3	流体控制组件的阀座密封副设计 .....	(303)
7.2.4	推进剂阀设计 .....	(306)
7.2.5	先导控制阀设计 .....	(310)
7.2.6	伺服阀设计 .....	(313)
7.2.7	气体压力调节器设计 .....	(316)
7.2.8	液体流量和压力调节器设计 .....	(322)
7.2.9	卸压阀设计 .....	(323)
7.2.10	其他流体流动控制组件设计 .....	(324)
7.3	仪表装置和配线设计 .....	(328)
7.3.1	发动机仪表装置 .....	(328)
7.3.2	仪表装置的主要类型 .....	(329)
7.3.3	仪表装置的安装 .....	(333)
7.3.4	发动机配线系统 .....	(336)
7.3.5	设计考虑 .....	(337)
7.4	航天电子设备设计 .....	(344)
7.4.1	要求的确定 .....	(344)
7.4.2	传感器输入要求 .....	(344)
7.4.3	数据处理要求 .....	(345)

7.4.4	操纵装置的控制 .....	(345)
7.4.5	发动机和控制器的自监测 .....	(346)
7.4.6	环境要求 .....	(346)
7.4.7	运载器接口 .....	(347)
7.4.8	控制器结构 .....	(347)
7.4.9	功能配置 .....	(347)
7.4.10	故障检测及响应 .....	(348)
7.4.11	硬件设计准则 .....	(350)
7.4.12	飞行后数据分析 .....	(352)
7.4.13	软件要求 .....	(352)
	参考文献 .....	(355)
<b>第8章</b>	<b>推进剂贮箱设计 .....</b>	<b>(357)</b>
8.1	设计结构 .....	(357)
8.1.1	预包装式可贮存液体系统 .....	(357)
8.1.2	助推级系统 .....	(357)
8.1.3	上面级系统 .....	(358)
8.2	设计考虑 .....	(359)
8.2.1	推进剂性质 .....	(359)
8.2.2	推进剂贮箱的形状和尺寸 .....	(359)
8.2.3	推进剂贮箱的布局 .....	(361)
8.2.4	结构载荷 .....	(362)
8.2.5	安全系数 .....	(362)
8.2.6	材料和制造考虑 .....	(364)
8.2.7	设计问题 .....	(364)
8.3	结构设计 .....	(365)
8.3.1	球形贮箱 .....	(366)
8.3.2	椭球形和球形封头 .....	(366)
8.3.3	圆柱段 .....	(368)
8.3.4	圆柱段上的轴向压缩载荷 .....	(371)
8.3.5	由于冲击引起的水击效应 .....	(372)
8.4	可贮存液体推进剂贮箱设计 .....	(373)
8.4.1	贮箱材料的相容性 .....	(373)
8.4.2	贮箱结构 .....	(373)
8.4.3	壁面要求 .....	(374)
8.5	低温液体推进剂贮箱设计 .....	(374)
8.5.1	低温推进剂贮箱的隔热要求 .....	(375)
8.5.2	基本的隔热型式 .....	(375)
8.5.3	贮箱隔热结构的选择 .....	(376)
8.5.4	共用箱壁的隔热 .....	(377)



8.6	液体推进剂复合材料贮箱设计 .....	(377)
8.7	推进剂贮箱增压气体扩散器设计 .....	(378)
8.8	在零重力或振荡加速度情况下的推进剂排出 .....	(379)
8.8.1	沉底 .....	(379)
8.8.2	推进剂管理 .....	(379)
8.8.3	金属隔膜 .....	(379)
8.8.4	弹性隔膜 .....	(380)
8.8.5	膜盒 .....	(381)
8.8.6	活塞 .....	(381)
8.8.7	表面张力装置 .....	(382)
<b>第9章</b>	<b>连接件和支架设计 .....</b>	<b>(383)</b>
9.1	连接件 .....	(383)
9.1.1	管路装置 .....	(383)
9.1.2	推进剂供应导管 .....	(383)
9.1.3	尺寸的确定 .....	(388)
9.1.4	压降控制 .....	(388)
9.1.5	泵入口管路振动的控制 .....	(391)
9.1.6	绝热 .....	(391)
9.2	导管组件设计 .....	(391)
9.2.1	导管设计工作压力 .....	(392)
9.2.2	发动机系统中导管的装配 .....	(382)
9.2.3	可拆卸管接头 .....	(393)
9.3	法兰连接件设计 .....	(395)
9.3.1	法兰连接件设计的综合考虑 .....	(397)
9.3.2	法兰连接件结构设计 .....	(398)
9.3.3	法兰连接的静密封 .....	(404)
9.4	固定连接件设计 .....	(411)
9.5	波纹管 and 挠性连接件 .....	(412)
9.5.1	引言 .....	(412)
9.5.2	约束装置 .....	(413)
9.5.3	基本类型 .....	(417)
9.5.4	承压能力 .....	(420)
9.5.5	疲劳寿命 .....	(421)
9.5.6	柔性波纹管设计 .....	(422)
9.5.7	波纹管约束装置 .....	(423)
9.5.8	波纹管与导管的连接 .....	(427)
9.5.9	流动衬套 .....	(428)
9.6	挠性软管 .....	(429)
9.6.1	管路布局 .....	(429)