



国防特色教材·航空宇航科学与技术

液体火箭发动机设计

YETI HUOJIAN FADONGJI SHEJI

——○ 蔡国飙 李家文 田爱梅 张黎辉 编著 ○——

北京航空航天大学出版社

北京理工大学出版社 哈尔滨工业大学出版社
哈尔滨工程大学出版社 西北工业大学出版社



国防特色教材·航空宇航科学与技术

液体火箭发动机设计

蔡国飙 李家文 田爱梅 张黎辉 编著

北京航空航天大学出版社

北京理工大学出版社 哈尔滨工业大学出版社
哈尔滨工程大学出版社 西北工业大学出版社

内容简介

本书系统讲述液体火箭发动机系统、推力室、燃气发生器、涡轮泵及阀门和调节器的设计,理论联系实际,反映了当前液体火箭发动机设计的新技术和新成就。为了使读者更好地掌握本书内容,书中配有典型例题和习题。

本书可作为航天推进专业本科生和研究生的教材,也可供从事液体火箭发动机设计研制方面的工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

液体火箭发动机设计 / 蔡国飙等编著. --北京 :
北京航空航天大学出版社, 2011. 9
ISBN 978-7-5124-0550-9

I. ①液… II. ①蔡… III. ①液体推进剂火箭发动机—设计 IV. ①V434

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2011)第 153013 号

版权所有,侵权必究。

液体火箭发动机设计

蔡国飙 李家文 田爱梅 张黎辉 编著
责任编辑 宋淑娟

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(邮编 100191) <http://www.buaapress.com.cn>

发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

读者信箱: bhpress@263.net 邮购电话:(010)82316936

涿州市新华印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本:787×960 1/16 印张:23.75 字数:532 千字

2011 年 9 月第 1 版 2011 年 9 月第 1 次印刷 印数:2 500 册

ISBN 978-7-5124-0550-9 定价:65.00 元

若本书有倒页、脱页、缺页等印装质量问题,请与本社发行部联系调换。联系电话:(010)82317024

前 言

1903年,齐奥尔科夫斯基发表的《利用喷气推进理论研究宇宙空间》一文,为人类航天飞行奠定了理论基础。自1926年戈达德实现人类首次液体火箭发动机的飞行试验以来,液体火箭发动机技术取得了飞速发展。20世纪40年代,液体火箭技术进入了实用性研究,1944年德国研制成功采用液体火箭发动机A—4为动力装置的V—2导弹。第二次世界大战后,美国和苏联在德国V—2火箭技术的基础上积极发展液体火箭推进技术,分别研制出第一代以液氧/煤油、液氧/酒精为推进剂的大推力火箭推进系统,用于第一代战略弹道导弹。迄今,人类研制了包括中国长征系列运载火箭在内的30多个系列、80多种运载火箭,其中绝大多数都采用了液体火箭发动机。由于液体火箭发动机具有性能高、适应性强、工作安全可靠和工作时间长等优点,因此在航天推进系统中得到了广泛应用。借助于液体火箭发动机,人类实现了发射人造卫星、载人飞船、空间站,以及月球探测和深空探测等计划。

作为国防特色“十一五”规划教材,本书在原有教材和讲义的基础上,参考有关液体火箭发动机方面的译著和教材及最近几年国内外发表的有关文献,结合笔者近年来的教学工作和相关科研成果编著而成,旨在给学生和读者介绍液体火箭发动机设计的一般性理论和方法,并反映当前液体火箭发动机设计与研究方面的新技术与新成就。

本书包括6章。第1章为绪论,主要对液体火箭发动机的分类、组成和发展方向等进行概述,由蔡国飙撰写。第2章为液体火箭发动机系统设计,讲述发动机总体设计任务与系统设计内容,主要包括发动机推进剂供应系统、主要参数选择、挤压式和泵压式系统设计计算以及发动机调节与控制等方面的内容,通过这部分内容的学习,可以对发动机系统有一个比较全面的了解,由张黎辉撰写。第3章为液体火箭发动机推力室设计,主要讲述推力室设计工作中所包括的型面设计、头部设计和身部热防护设计,并对一些典型发动机推力室的结构进行介绍,由李

家文撰写。第4章为燃气发生器与小推力发动机推力室,在第3章内容的基础上,介绍液体火箭发动机燃气发生器和小推力发动机推力室的结构特点和一些初步设计方法,由李家文撰写。第5章为液体火箭发动机涡轮泵设计,讲述泵压式液体火箭发动机中涡轮与泵的结构特点与设计方法,包括涡轮泵总体设计、带诱导轮离心泵设计、涡轮设计、涡轮泵转子及涡轮泵密封和轴承等内容,由田爱梅撰写。第6章为阀门和调节器设计,主要讲述常用阀门和调节器的功能、结构、工作过程以及相关设计等内容,由张黎辉撰写。全书由蔡国飙负责统稿。

在本书撰写过程中,张振鹏教授对全书的撰写给予了很好的建议,并和张国舟教授、庄毓南教授一起提出了具体的修改意见,曹传钧、张远君、冯文澜、孙菊芳、王慧玉、程显辰、蔡峨、许登峰、吕振中以及刘宇、梁国柱、孙冰、徐旭、杨立军等教授对本书的编著提出了宝贵的意见。研究生张明星、冯飞和陈泽为本书绘制了近300幅插图。

由于本书涉及专业面广,涵盖内容多,难免存在错误和不妥之处,敬请读者批评指正。

编者
2011年5月

主要符号表

A	面积, m^2
b	宽度, m
c	比热容, $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$
c_p	质量定压热容, $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$
d, D	直径, m
F	力, N
g	重力加速度, m/s^2
h	高度, m
I_s	比冲, m/s
l, L	长度, m
m	质量, kg
p	压力, Pa
q	热流密度, W/m^2
Q	热量, J
Φ	热流量, W
q_m	质量流量, kg/s
q_{md}	质量流量密度, $\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$
q_v	体积流量, m^3/s
r, R	半径, m
r_m	推进剂组元混合比
t	摄氏温度, $^{\circ}\text{C}$
T	热力学温度, K
w	速度, m/s
V	体积, m^3
h	传热系数, $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$
δ	厚度, m
ϵ	发射率
ϵ_e	喷管扩张比
λ	导热系数, $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$
η	效率
ρ	密度, kg/m^3
τ	时间, s
Ma	马赫数
Nu	努赛尔数
Pr	普朗特数
Re	雷诺数

目 录

第 1 章 绪 论	1
1.1 液体火箭发动机组成	1
1.1.1 推力室	3
1.1.2 推进剂供应系统	3
1.1.3 阀门与调节器	3
1.1.4 总装元件	4
1.2 液体火箭发动机分类	4
1.2.1 按发动机用途分类	5
1.2.2 按推力大小分类	7
1.2.3 按推进剂组元数量分类	7
1.2.4 按推进剂供应系统分类	7
1.2.5 按工况特点分类	8
1.3 液体推进剂	8
1.3.1 液体推进剂分类	9
1.3.2 液体推进剂的物理化学性能	10
1.3.3 液体推进剂的能量特性	10
1.3.4 液体推进剂的贮存与应用	12
1.4 液体火箭发动机的发展	13
1.4.1 提高燃烧室压力	13
1.4.2 提高单台发动机的推力	14
1.4.3 高比冲和高密度比冲液体推进剂的应用	15
1.4.4 新型发动机动力循环方式的应用	16
1.4.5 针对可重复使用运载器所进行的发动机方案研究	16
1.4.6 提高可靠性和降低成本	17
1.4.7 改进现有型号发动机	17
1.4.8 新材料和先进生产工艺的应用	17
复习思考题	18

第 2 章 液体火箭发动机系统设计	19
2.1 概 述	19
2.1.1 发动机总体设计任务	19
2.1.2 飞行器总体对发动机的要求	20
2.1.3 发动机系统设计内容与流程	22
2.2 发动机推进剂供应系统	23
2.2.1 挤压式供应系统方案	24
2.2.2 泵压式供应系统方案	28
2.2.3 推进剂供应系统方案对比	32
2.3 发动机主要参数选择	34
2.3.1 推进剂的选择	34
2.3.2 混合比的选择	35
2.3.3 燃烧室压力的选择	36
2.3.4 喷管扩张比的选择	36
2.3.5 推进剂质量的确定	37
2.3.6 系统参数平衡	38
2.4 挤压式系统的设计	38
2.4.1 挤压式系统的选择	38
2.4.2 设计计算	40
2.4.3 挤压式系统参数平衡	43
2.4.4 挤压式系统贮箱增压压力的确定	44
2.5 泵压式系统的设计	44
2.5.1 设计要求	44
2.5.2 泵压式系统的选择	46
2.5.3 泵压式系统参数平衡	47
2.5.4 泵压式系统贮箱增压压力的确定	53
2.6 液体火箭发动机控制系统	54
2.6.1 基本控制系统	55
2.6.2 推力控制系统	57
2.6.3 推进剂混合比和推进剂利用控制	61
2.6.4 挤压式系统的调整	63
2.6.5 泵压式系统的调整	65
2.7 火箭发动机主要参数的优化	68

2.7.1 设计变量	68
2.7.2 目标函数	69
2.7.3 约束条件	70
2.7.4 优化方法	71
2.7.5 优化过程	71
复习思考题	72
习 题	73
第3章 液体火箭发动机推力室设计	75
3.1 概 述	75
3.1.1 液体火箭发动机推力室的组成	75
3.1.2 推力室的工作过程	76
3.1.3 液体火箭发动机推力室的设计内容	79
3.2 推力室型面设计	80
3.2.1 燃烧室型面设计	80
3.2.2 喷管型面设计	86
3.3 推力室头部设计	101
3.3.1 设计要求与内容	101
3.3.2 喷嘴结构与尺寸	103
3.3.3 喷嘴排列	124
3.3.4 燃烧稳定装置	129
3.3.5 喷注器与头部结构	132
3.4 推力室身部设计	139
3.4.1 推力室身部热环境	139
3.4.2 推力室身部热防护方法	141
3.4.3 推力室身部结构	148
3.4.4 推力室身部冷却计算	159
3.5 推力室点火装置	175
3.5.1 自燃液体点火	176
3.5.2 固体火药点火	177
3.5.3 电点火	178
3.5.4 气动谐振点火	179
3.5.5 爆震波点火	179
复习思考题	180
习 题	181

第 4 章 燃气发生器与小推力发动机推力室	182
4.1 燃气发生器	182
4.1.1 燃气发生器的类型	183
4.1.2 液体燃气发生器的特点	188
4.1.3 液体燃气发生器的结构	190
4.1.4 几种典型燃气发生器	194
4.1.5 液体燃气发生器的计算	199
4.2 小推力发动机推力室	200
4.2.1 小推力液体火箭发动机的类型	201
4.2.2 小推力发动机的特点	201
4.2.3 单组元小推力发动机推力室	202
4.2.4 双组元小推力发动机推力室	205
4.2.5 小推力发动机推力室头部	206
4.2.6 小推力发动机推力室身部结构与冷却方法	208
4.2.7 小推力发动机推力室设计	212
复习思考题.....	219
习 题.....	220
第 5 章 液体火箭发动机涡轮泵设计	221
5.1 概 述	221
5.1.1 涡轮泵的组成	221
5.1.2 涡轮泵设计的主要内容	225
5.2 涡轮泵总体设计	226
5.2.1 涡轮泵总体方案的设计计算	226
5.2.2 涡轮泵总体结构布局	229
5.3 泵设计	233
5.3.1 带诱导轮离心泵的设计计算	233
5.3.2 带诱导轮离心泵的设计算例	239
5.3.3 离心泵和诱导轮的结构设计	243
5.4 涡轮设计	246
5.4.1 冲击式涡轮的设计计算	246
5.4.2 反力式涡轮的设计计算	252
5.4.3 涡轮的结构设计	260
5.5 涡轮泵转子的载荷与平衡	265

5.5.1 涡轮泵转子的载荷	265
5.5.2 涡轮泵转子的平衡	266
5.5.3 涡轮泵转子轴向力的补偿	269
5.6 涡轮泵转子的动力特性和设计	272
5.6.1 涡轮泵转子的临界转速	272
5.6.2 涡轮泵转子的设计	280
5.7 涡轮泵的密封和轴承	283
5.7.1 涡轮泵的密封	283
5.7.2 涡轮泵的轴承	289
5.8 涡轮的强度计算	292
5.8.1 涡轮工作叶片的强度计算	292
5.8.2 涡轮盘的强度计算	302
复习思考题	315
习 题	316
第 6 章 阀门和调节器设计	318
6.1 概 述	318
6.1.1 阀门和调节器的分类	319
6.1.2 阀门的设计原则	321
6.1.3 阀门结构类型的选择	323
6.2 常用阀门设计	324
6.2.1 断流阀门的设计	324
6.2.2 隔离阀门的设计	331
6.2.3 其他阀门	336
6.3 调节器设计	338
6.3.1 气体减压器	339
6.3.2 燃烧室压力调节器	347
6.3.3 混合比调节器	352
6.3.4 流量调节器	356
6.3.5 汽蚀文氏管	357
6.3.6 节流圈	360
复习思考题	361
习 题	362
参考文献	363

第1章 绪论

液体火箭发动机将自身携带的液体推进剂的化学能在燃烧室中转化为热能,然后在喷管内将热能转化为高速喷出气体的动能,产生反作用推力。液体火箭发动机具有性能高、易于控制和技术成熟等优点,在火箭(包括运载火箭和弹道导弹,后面统称为火箭)和航天器上得到了广泛应用。

1.1 液体火箭发动机组成

图 1.1 给出了 F—1 发动机的组成图,图 1.2 和图 1.3 分别给出了“半人马座”运载火箭上面级 RL—10A—3—3 发动机系统图和某双组元卫星姿轨控推进系统示意图。由于液体火箭发动机的应用范围很广,种类很多,因此液体火箭发动机的组成也是多种多样。根据各组件所完成的功能,液体火箭发动机主要由推力室、推进剂供应系统、阀门与调节器及发动机总装元件等组成。

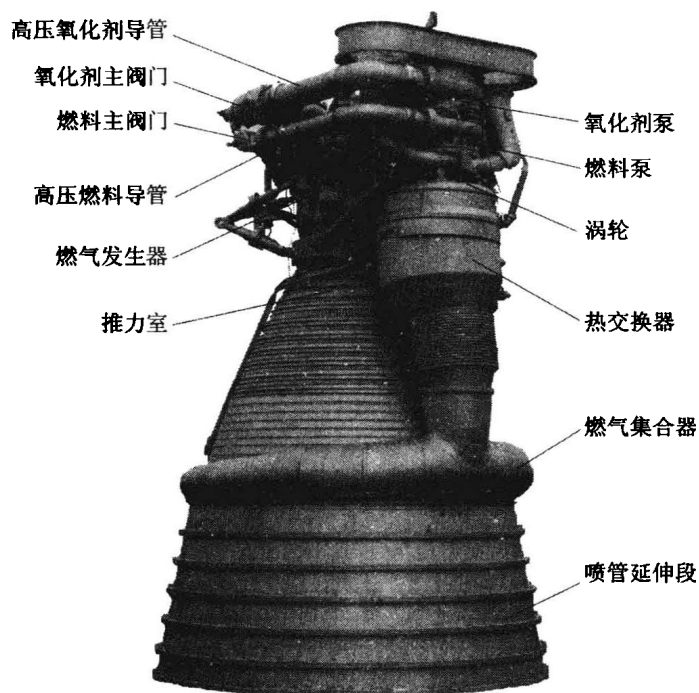
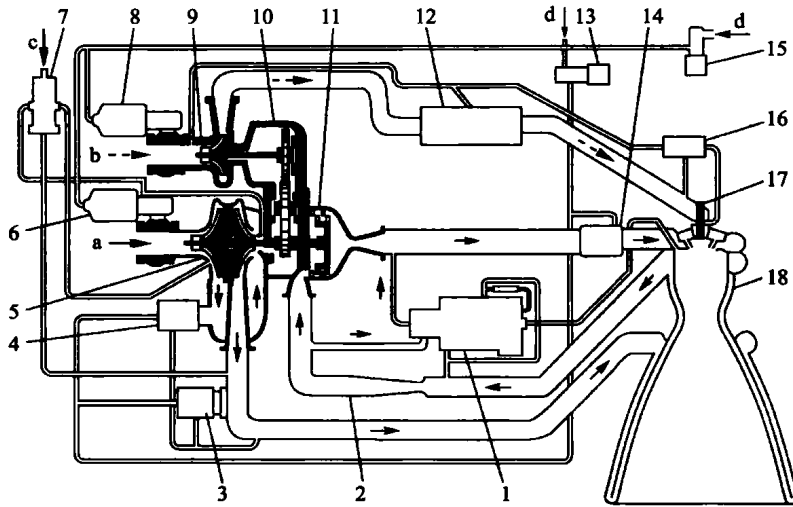


图 1.1 美国“土星”5号运载火箭第一级液体火箭发动机 F—1 的组成



1—推力调节器;2—文氏管;3,4,7—预冷阀;5,9—泵;6,8,14—启动-断流阀;10—齿轮箱;11—涡轮;12—混合比调节器;
13,15—控制阀;16—点火室氧化剂阀;17—电点火装置;18—推力室
a—液氢;b—液氧;c—液氮;d—气氮

图 1.2 RL-10A-3-3 发动机系统图

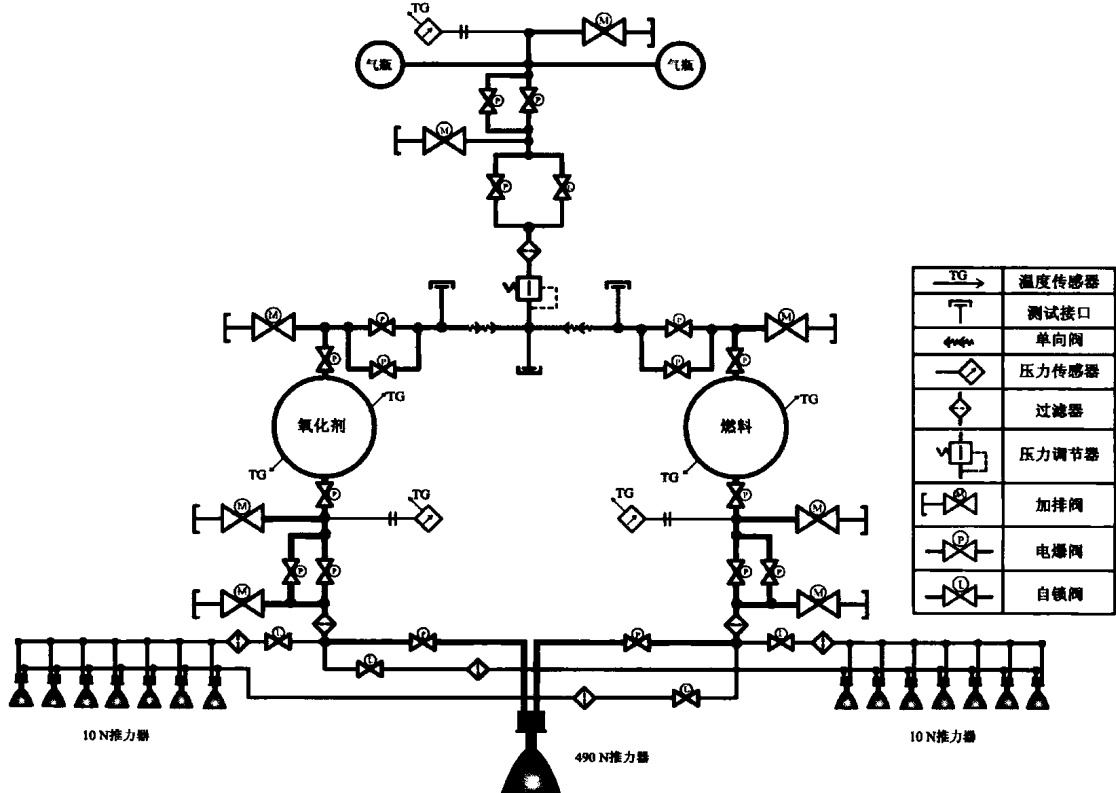


图 1.3 双组元卫星姿轨控推进系统示意图

1.1.1 推力室

液体火箭发动机推力室由燃烧室和喷管组成,是产生发动机推力的主要部件。推进剂组元或预燃室产生的燃气首先在燃烧室内通过化学反应将化学能转化为热能,产生高温高压燃气,燃气在喷管内膨胀加速后喷出,形成高速气流,将燃气热能转化为射流动能,产生反作用力。

1.1.2 推进剂供应系统

推进剂供应系统是不同液体火箭发动机之间区别最大的部分,推进剂供应系统类型主要有挤压式和泵压式两种。

挤压式推进剂供应系统一般由增压气瓶、电爆阀、充气阀、隔离膜片、减压器和管路等组成。由于受到高压气瓶容积和气体压力等的限制,挤压式供应系统常用于小推力发动机。

泵压式供应系统的主要组成部分是涡轮泵装置,一般由燃气发生器产生驱动涡轮的高温、高压工质,涡轮带动泵高速旋转,推进剂在泵内增压后进入燃气发生器和推力室中燃烧。泵压式供应系统结构复杂,但是对贮箱增压系统的要求降低,泵压式供应系统所要求的贮箱增压压力主要是为了保证泵的无汽蚀工作条件,增压压力一般不超过 0.5 MPa,同时,泵出口压力可以很高,例如,美国航天飞机主发动机(Space Shuttle Main Engine, SSME)氢泵出口压力为 43.7 MPa,氧泵出口压力为 45.2 MPa。泵压式供应系统在工作时间长的大、中型液体火箭发动机中得到广泛应用。

膨胀循环发动机没有燃气发生器,驱动涡轮的工质是从推力室冷却套出口引出的冷却剂,冷却剂在冷却套内吸热后变成热气体,驱动涡轮作功。由于没有燃气发生器,所以发动机结构得到简化,质量也较小。但是由于涡轮工质是在冷却套内吸收热量,而不是在燃气发生器内利用化学反应来产生高温气体,因此涡轮工质的作功能力受到限制,从而限制了燃烧室压力的提高。美国的 RL-10 系列、日本的 LE-5A 和 LE-5B 等氢氧发动机采用了膨胀循环方式。

1.1.3 阀门与调节器

阀门在液体火箭发动机上具有很广泛的应用,通过按预定程序开启或关闭安装在推进剂和气体输送管路上的各种阀门,可以实施对发动机的启动、主级和关机等工作过程的程序控制。常用的阀门有加注阀、泄出阀、充气阀、隔离阀、启动阀、断流阀、单向阀和安全阀等。

调节器主要包括推力调节器、混合比调节器、节流圈和汽蚀管等,可以完成控制和调节发动机工作参数(如推力、流量和混合比等)的任务。

驱动阀门和调节器的能源可以是压缩气体、电能、化学能(火药、复合燃料等)、弹簧力、推进剂组元或燃气自身的压力能等。对于一次使用的液体火箭发动机,可以采用电爆阀等一次性工作阀,这样能够使系统得到简化。对于多次启动和多次使用的发动机,需要采用气动、液压或电动驱动的阀门和调节器。

1.1.4 总装元件

液体火箭发动机的总装元件是将各组件组装成整台发动机所需的各种部件的总称,包括导管、支架、常平座、摇摆软管、机架、换热器和蓄压器等。

导管用来输送流体和连接组件,其中包括推进剂导管、液压和气体管路、驱动涡轮的高压燃气导管、涡轮排气管,以及相应的导管连接件和密封件等。

涡轮泵支架将涡轮泵固定在推力室或机架上,有些控制元件和小型容器也用托架固定。

常平座是使发动机能围绕其转轴摆动的承力机构。按摇摆方式,常平座可分为单摆常平座和双摆常平座两种。通过发动机的单向或双向摇摆,进行推力矢量控制。

摇摆软管是一种柔性补偿导管组件,能够在保证流体输送的前提下,实现对发动机摇摆时管路变形的补偿。摇摆软管一般由承受压力和变形的弹性波纹管、承受压力分离和变形载荷的约束装置和将波纹管与管路相连的连接结构三部分组成。按工作压力可分为高压软管和低压软管,高压软管用于泵后摆发动机,低压软管用于泵前摆发动机。按承受的变形种类可分为单一变形软管和多种变形软管。

机架也称为推力架或推力结构,是用于安装发动机和向弹(箭)体传递推力的结构元件。

换热器主要用于液体火箭发动机的推进剂增压系统,为推进剂贮箱提供增压气体。常用的换热器有蒸发器、降温器和加温器。蒸发器是利用涡轮排气等热源将液氧、液氮等液体汽化后作为增压气体。降温器是将发动机产生的涡轮排气等高温气体与液体推进剂换热降温后作为增压气体。在利用高压气瓶提供的气体进行增压时,也可将增压气体通过加温器升高温度,以提高单位质量气体的增压效率。

蓄压器主要用来抑制火箭的纵向耦合振动,在发动机泵前推进剂管路上设置蓄压器,可以改变推进剂供应系统的频率和降低压力脉动幅值。

1.2 液体火箭发动机分类

液体火箭发动机的分类方法较多,下面简单介绍几种。

1.2.1 按发动机用途分类

液体火箭发动机在火箭上的应用包括主发动机、助推发动机、芯级发动机、上面级发动机和游动发动机等；在航天器上可用于主推进和辅助推进系统的发动机，包括姿态控制发动机和轨道控制发动机等。

主发动机为运载火箭、卫星、宇宙飞船或其他航天器提供加速所需的动力。

对飞行器进行制动的发动机称为制动发动机。制动发动机可使卫星、飞船或其他航天器与运载火箭分离；可为飞行器进入月球或其他行星的卫星轨道提供制动动力；也可为飞行器退出运行轨道提供下降动力，这种发动机也称为下降发动机。

姿态控制发动机(也称为姿控发动机、反作用控制系统发动机)通过产生控制力矩以控制飞行器姿态角。

人造地球卫星在从低轨道转移到中高轨道或与地球同步轨道的过程中，常采用轨道控制发动机进行机动飞行。近地点发动机在低轨道的近地点启动，为卫星提供第一次速度增量，将卫星送入转移轨道。远地点发动机在转移轨道的远地点启动，为卫星提供第二次速度增量，将卫星送入同步定点轨道。

表 1.1~表 1.5 分别列出了苏联、美国、中国和日本等国家以及欧洲的典型液体火箭发动机的主要性能参数和用途。

表 1.1 苏联典型液体火箭发动机性能参数

发动机	推进剂	循环方式	真空推力	真空比冲/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	燃烧室压力/MPa	用途
RD-0120	液氢/液氧	补燃循环	2 000 kN	4 462	21.8	运载火箭二级发动机
RD-107	液氧/煤油	燃气发生器循环	1 000 kN	3 080	5.85	运载火箭一级发动机
RD-119	液氧/偏二甲肼	燃气发生器循环	105 kN	3 450	7.89	运载火箭二级发动机
RD-120	液氧/煤油	补燃循环	833 kN	3 430	16.28	运载火箭二级发动机
RD-170	液氧/煤油	补燃循环	8 060 kN	3 303	24.5	运载火箭一级发动机
RD-180	液氧/煤油	补燃循环	4 145 kN	3 310	26.1	运载火箭一级发动机
RD-191	液氧/煤油	补燃循环	2 083 kN	3 303	26.3	运载火箭一级发动机
RD-251	N_2O_4 /偏二甲肼	燃气发生器循环	2 643 kN	2 954	8.33	运载火箭一级发动机
RD-253	N_2O_4 /偏二甲肼	补燃循环	1 635 kN	3 097	14.7	运载火箭一级发动机
RD-701	液氧/煤油+液氢	补燃循环	1 960 kN	4 067	30	三组元液体火箭发动机
	液氧/液氢		794 kN	4 518	12.2	
DOT-25	肼	挤压式	30 N	2 303	0.45	姿控发动机
DCT-100	N_2O_4 /偏二甲肼	挤压式	100 N	2 705	0.77	姿控发动机
DMT-600	N_2O_4 /偏二甲肼	挤压式	600 N	2 950	0.9	姿控发动机

表 1.2 美国典型液体火箭发动机性能参数

发动机	推进剂	循环方式	真空推力	真空比冲/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	燃烧室压力/MPa	用途
F-1	液氧/煤油	燃气发生器循环	7 776 kN	2 980	6.67	运载火箭一级发动机
J2	液氧/液氢	燃气发生器循环	1 023 kN	4 168	5.38	运载火箭二级发动机
RL-10	液氧/液氢	膨胀循环	66.72 kN	4 354	2.76	上面级发动机
SSME	液氧/液氢	补燃循环	2 090 kN	4 464	20.5	美国航天飞机主发动机
RS-27	液氧/煤油	燃气发生器循环	1 027 kN	2 880	4.874	运载火箭一级发动机
R-6C	N_2O_4 /一甲基肼	挤压式	22 N	2 842	0.68	姿控发动机
R-4D	N_2O_4 /一甲基肼	挤压式	490 N	3 028	0.69	姿控发动机
R-1E	N_2O_4 /一甲基肼	挤压式	108 N	2 845	0.746	姿控发动机

表 1.3 中国典型液体火箭发动机性能参数

发动机	推进剂	循环方式	真空推力	真空比冲/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	燃烧室压力/MPa	用途
YF-3	硝酸-27S/偏二甲肼	燃气发生器循环	320.2 kN	2 814	6.31	运载火箭二级发动机
YF-20	N_2O_4 /偏二甲肼	燃气发生器循环	780 kN	2 840	6.98	运载火箭一级发动机
YF-22	N_2O_4 /偏二甲肼	燃气发生器循环	719.8 kN	2 834.12	6.52	运载火箭二级发动机
YF-23	N_2O_4 /偏二甲肼	燃气发生器循环	46.09 kN	2 741.55	3.29	运载火箭二级发动机
YF-40	N_2O_4 /偏二甲肼	燃气发生器循环	49.03 kN	2 942	4.41	运载火箭三级发动机
YF-73	液氢/液氧	燃气发生器循环	44.43 kN	4 119	2.63	运载火箭三级发动机
YF-75	液氢/液氧	燃气发生器循环	78.45 kN	4 312	3.67	运载火箭三级发动机
FY-81	肼	挤压式	9.8~196 N	$\geq 2 123$	—	姿控发动机
FY-82	肼	挤压式	10.8~196 N	2 059	—	姿控发动机
FY-83	单推三	挤压式	40N,70N,300 N	$\geq 2 221$	—	姿控发动机
FY-84	单推三	挤压式	70N,10 N	$\geq 2 108$	—	姿控发动机

表 1.4 欧洲典型液体火箭发动机性能参数

发动机	推进剂	循环方式	真空推力	真空比冲/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	燃烧室压力/MPa	用途
HM7	液氧/液氢	燃气发生器循环	61.67 kN	4 340	3.01	运载火箭三级发动机
Vulcain	液氧/液氢	燃气发生器循环	1145 kN	4 246	11.2	运载火箭芯级发动机
Viking 4	N_2O_4 /混肼	燃气发生器循环	723 kN	2 873	5.2	运载火箭二级发动机
Viking 5	N_2O_4 /混肼	燃气发生器循环	686 kN	2 759	5.39	运载火箭一级发动机
Ariane 5 US-C	肼	挤压式	6×400 N	2 240	2.6	姿控发动机

表 1.5 日本典型液体火箭发动机性能参数

发动机	推进剂	循环方式	真空推力/kN	真空比冲/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	燃烧室压力/MPa	用途
LE-3	N_2O_4 /混肼	挤压式	53.5	2 844	1.14	运载火箭二级发动机
LE-5	液氧/液氢	燃气发生器循环	103	4 413	3.63	运载火箭二级发动机
LE-5A	液氧/液氢	膨胀循环	121.6	4 433	3.82	运载火箭二级发动机
LE-7	液氧/液氢	补燃循环	1 080	4 370	12.7	运载火箭芯级发动机