

现代飞行器

推进原理与进展

陈军 王栋 封锋 编著

清华大学出版社

V43
22

013064193

内容简介

本书共分五章，第一章介绍飞行器的发展概况、分类、组成、性能指标、主要任务、应用领域、发展趋势等；第二章介绍飞行器的总体设计、气动设计、结构设计、推进系统设计、控制系统设计、航电系统设计、通信系统设计、测试系统设计等；第三章介绍飞行器的飞行原理、飞行性能、飞行控制、飞行试验等；第四章介绍飞行器的飞行仿真、飞行试验、飞行安全等；第五章介绍飞行器的飞行应用、飞行安全、飞行试验等。

现代飞行器

推进原理与进展

陈军 王栋 封锋 编著



清华大学出版社
北京



北航

C1671060

V43
22

013084103

内 容 简 介

本书讲述了现代飞行器常用推进装置(以喷气推进装置为主)的工作原理和最新研究成果。全书共分11章,内容包括绪论、喷管和进气道、发动机的主要性能、航空发动机、固体火箭发动机、液体火箭发动机、固液混合火箭发动机、凝胶/膏体火箭发动机、冲压发动机、发动机内弹道理论以及发动机的热力性能预估。本书除探讨各种推进装置的特点和最新发展之外,还重点分析了喷气发动机的共性理论,包括喷管、进气道、内弹道和热力性能等。

本书可作为高等院校高年级本科生的选修教材和火箭技术相关专业的研究生教材,也可供从事飞行器推进领域的科技人员及飞行器爱好者参考。

版权所有,侵权必究。侵权举报电话:010-62782989 13701121933

图书在版编目(CIP)数据

现代飞行器推进原理与进展/陈军,王栋,封锋编著. —北京:清华大学出版社,2013
ISBN 978-7-302-33061-5

I. ①现… II. ①陈… ②王… ③封… III. ①飞行器—推进系统—研究 IV. ①V43

中国版本图书馆CIP数据核字(2013)第151062号

责任编辑:庄红权 洪 英

封面设计:傅瑞学

责任校对:刘玉霞

责任印制:李红英

出版发行:清华大学出版社

网 址: <http://www.tup.com.cn>, <http://www.wqbook.com>

地 址:北京清华大学学研大厦A座

邮 编:100084

社总机:010-62770175

邮 购:010-62786544

投稿与读者服务:010-62776969, c-service@tup.tsinghua.edu.cn

质量反馈:010-62772015, zhiliang@tup.tsinghua.edu.cn

印装者:清华大学印刷厂

经 销:全国新华书店

开 本:185mm×260mm

印 张:17

字 数:406千字

版 次:2013年8月第1版

印 次:2013年8月第1次印刷

印 数:1~2000

定 价:45.00元

产品编号:054183-01

前 言

现代飞行器种类繁多,各种推进装置随之发展,特别是喷气推进装置的发展更加迅速。这些推进装置具有不同的工作原理、性能特点和适用范围,这增加了人们全面深入了解它们的难度,特别是从事飞行器设计专业的科研人员和在读的学生。本书正是在这一背景下完成的。本书侧重于喷气推进装置共性的同时,对不同类型发动机的工作原理进行了探讨,有利于综合理解不同发动机的应用特点。本书内容涉及专业面广,几乎每个推进装置就是一个学科,包含了气体动力学、流体力学、燃烧学等学科的综合应用。本书可作为研究生教材或高年级本科专业的选修教材,也可供有关科研人员参考。

本书根据本科及研究生课程教学大纲并结合教学和科研实践编写而成,参考了相关教材、专著以及国内外文献。在编写过程中,注重收录该领域内的国内外新技术和新成果,力求反映新动向。全书包括绪论、喷管和进气道、发动机的主要性能、航空发动机、固体火箭发动机、液体火箭发动机、固液混合火箭发动机、凝胶/膏体火箭发动机、冲压发动机、发动机内弹道理论,以及发动机的热力性能预估,共 11 章内容。本科参考教学时数为 32 学时(偏重基本概念),研究生参考教学时数为 32~48 学时(偏重理论)。

本书由陈军、王栋与封锋编写。其中陈军编写第 1~4 章、第 10 章和第 11 章;王栋编写第 6 章、第 7 章和第 9 章;封锋编写第 5 章和第 8 章,并绘制了部分插图。董师颜教授主审本教材,并提出了许多宝贵的意见。同时,出于教学知识更新的需要,教材中采用了许多与专业知识相关的图片,有些图片来自互联网,无法联系到原作者,在此一并向他们表示衷心感谢。

由于编者水平有限,所涉及的领域尚在发展之中,书中缺点、错误在所难免,敬请读者批评指正。

编 者

2013 年 6 月于南京

主要符号表

注：这里主要给出常用符号及其意义，其余符号在书中出现的地方均有注释。

英文符号	意 义
a	声速, m/s; 燃速系数, $\text{m}/(\text{s} \cdot \text{MPa}^n)$
a, b	萨默菲尔德燃速公式中的化学反应时间常数和扩散混合时间常数
a_{ik}, a_{jk}	元素 k 在组分 i 或 j 中的原子数
$A; A_b; A_p$	截面积, 表面积; 燃烧面积; 通气面积, m^2
A_a	进口流束面积, m^2
A_D	气相与凝聚相之间的阻力系数
A_f	余药燃烧面积, m^2
B_D	气相与凝聚相之间的传热系数
c	系数
$c; c_p; c_v$	比热容; 比定压热容; 比定容热容, $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$
c^*	特征速度, m/s
C	常系数, 积分常数
C_F	推力系数
$C_{p,m,T}^0; C_{v,m,T}^0$	标准摩尔热容(摩尔定压热容; 摩尔定容热容), $\text{J}/(\text{mol} \cdot \text{K})$
d	微分, 导数
d	直径; 装药内径; 中心锥在唇口的直径, mm
$d_p; D_p$	推进剂通道的当量直径, mm ; 推进剂装药直径(外径), mm
D	流场畸变指数; 装药外径, mm ; 唇口直径, mm
e	肉厚, mm
f	函数符号; 频率; 气体动力学函数; 火药力(f_0)
F	推力, N
$F_v; F_w; F_s$	流速函数; 推重比; 单位推力
G	密流(流量), $\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$; 吉布斯自由能, J/kg
$G_{m,T}; G_{m,T}^0$	摩尔吉布斯自由能; 标准摩尔吉布斯自由能. J/mol
$h; h_0$	静焓, 比焓; 总焓. J/kg
H	大气高度, km
$H_{m,T}^0$	标准摩尔焓, J/mol 或 kJ/mol

续表

英文符号	意 义
$H_{i,T}^0; H_{i,298}^0$	生成焓;标准生成焓。J/mol 或 J/kg
$I; I_{sp}$	总冲, $N \cdot s$; 比冲(比推力), $N \cdot s/kg$
J	喉通比;气流冲量
k	龙格-库塔系数
K_N	面喉比
l	星孔装药的特征长度, mm
$L; L_{st}$	长度, 距离, m; 理论空气量
L^*	燃烧室的特征长度, m
m	质量, kg
$\dot{m}$	质量流率(流量), kg/s
M	摩尔质量, kg/kmol
Ma	马赫数
n	物质的量; 燃速压强指数; 转速, r/min; 次数; 星孔装药的星角数; 谐波阶数
n_s	凝聚相微粒浓度, mol/0.1kg
$N; N_s; N_e$	气相组分总数; 凝聚相组分总数; 元素个数
N_r	推进剂的组元数
Nu	努塞尔数
p	压强, Pa 或 MPa
p_{al}	喷管出口出现正激波时的临界压强, Pa 或 MPa
p_{cr}	推进剂稳定燃烧的临界压强, Pa 或 MPa
p_{eq}	平衡压强, Pa 或 MPa
p_i	组分 i 的分压, Pa 或 MPa;
P	功率, kW
P_m	功重比, kW/kg
Pr	普朗特数
q	气体动力学函数; 动压; 热量(比热量), J/kg 或 J/mol
r	半径; 空燃比, 氧燃比, 混合比; 气体动力学函数
r_p	侵蚀峰值比
$\dot{r}; \dot{r}_m$	推进剂的燃烧速度(线性燃速), m/s 或 mm/s; 推进剂的质量燃速, kg/(m ² ·s)
R	气体常数, J/(kg·K); 合外力, N
R_0	通用气体常数, J/(mol·K)

续表

英文符号	意 义
Re	雷诺数
$RT_0(f_0)$	火药力, J/kg
s	比熵, J/(kg · K); 周长, mm
sfc	耗油率, kg/(daN · h), 或 kg/(kW · h)
$S_{m,T}^0$	标准摩尔熵, J/(mol · K)
t	时间, s
t_{BF}	平均故障间隔时间, h
t_b, t_k	发动机的燃烧时间、工作时间, s
T	温度, 静温, K 或 °C; 振荡周期, s
T_0	总温, K
T_a, T_c, T_g	多阶段燃烧模型的分界温度: 最活泼组元的分解温度, 混合相区末端温度, 暗区末端温度, K
$T_f; T_i; T_\infty$	绝热火焰温度或绝热燃烧温度; 初温(初始温度); 环境温度, K
u, v, w	三维空间的速度分量, m/s
v	速度, m/s; 比体积, $v=1/\rho$, m ³ /kg
$V; V_g$	容积(体积); 自由容积, m ³
x, y, z	笛卡儿三维空间的三个方向
Y	质量分数
z	气体动力学函数(气流冲量比)
希腊符号	意 义
α	喷管扩张半角; 余气系数; 增长(增益)常数或衰减(阻尼)常数; 非等通道倾角
$\alpha_T; \alpha_p$	燃速的初温敏感系数; 压强的初温敏感系数, K ⁻¹ 或 °C ⁻¹
β	喷管收敛半角; 星孔半角; 无因次半径 $\beta=\tau\omega$; 流量比
γ	比热比; 喷嘴夹角
Γ	比热比函数
δ	微元, 变化量; 流动偏转角
$\Delta; \Delta p$	增量, 间隔量, 差值; 压差
ϵ	面积比; 侵蚀函数; 收敛精度; 气体动力学函数(密度比); 激波波角
θ	加热比
$\theta_s; \theta_l$	中心锥锥半角; 唇口半角
$\theta/2$	星孔装药的星根半角
λ	速度系数; 长细比; 拉格朗日乘子

续表

希腊符号	意 义
$\mu; \nu$	(动力)黏性系数, $\text{Pa} \cdot \text{s}$; 运动黏性系数, m^2/s
σ	总压恢复系数
τ	气体动力学函数(温度比); 切应力, Pa ; 停留时间, 松弛时间, μs
$\pi; \pi$	气体动力学函数(压强比), 冲压比; 圆周率, 3.14159265
Π	湿周长, mm
$\rho; \rho_i$	密度, kg/m^3 ; 组分 i 的质量浓度(组分密度), kg/m^3
ρ_{ms}	凝聚相的材料密度, kg/m^3
φ	修正系数; 平均侵蚀函数; 流量修正系数
$\zeta; \zeta_e$	喷管直径比; 喷管扩张比
ω	振荡的角频率(圆频率), $\omega = 2\pi f$
$\xi_T; \xi_p$	温度修正因子; 压强修正因子
η	效率
特殊符号	意 义
∞	通气参量燃通比
上标符号	意 义
'	修正值
*	临界状态; 特征值
0	最佳膨胀状态; 标准压强条件(0.1MPa); 初值
n	当前时间层
$n+1$	待求时间层
上划线	意 义
-	平均; 无量纲值; 稳态量
•	时间变化量
下标符号	意 义
0	滞止状态; 进口截面; 无侵蚀状态
1, 2, 3, 4	截面编号
a	空气, 环境, 外界
b	燃烧; 螺旋桨
B	底部
c	燃烧; 燃烧室

续表

下标符号	意 义
cr	临界状态
d	突扩台阶,突扩截面
e	出口截面;有效值;元素
eq	等效值;平衡状态
fu;ox	燃料;氧化剂
g;s;l(L)	气体;固体;液体
i	初始状态;内部,内表面;入口;进气道;加质流
i,j,k	顺序数
m	单位摩尔条件
m	混合物,两相混合物
max;min	最大值,最大等熵膨胀状态;最小值
n	喷管
o	外部,外表面
opt	最优,最佳
ox	氧化剂,氧化物
p	等压状态
p	推进剂
r	实际状态;径向
s	等熵状态
s	凝聚相,微粒;再附着点
st	标准状态,理论状态
t	时间
t	喷管喉部(喷喉)
th;tp	侵蚀临界状态;两相流
T	等温状态
T	T形发动机或T形燃烧器
v,V	等容(等比体积)
vac,v	真空
x,y,z	笛卡尔三维空间的三个方向,或三个方向上的导数
$z;\tau$	纵向;切向
∞	环境状态;主流状态;自由流

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 现代飞行器	1
1.1.1 航空器	1
1.1.2 航天器	5
1.1.3 火箭导弹	7
1.1.4 常规弹药	11
1.2 现代推进装置的分类、结构和原理	11
1.2.1 火箭发动机	12
1.2.2 吸气式发动机	14
1.2.3 复合推进装置	16
1.3 现代推进装置的发展历史	17
1.3.1 火箭发动机的发展历史	17
1.3.2 航空发动机的发展历史	19
参考文献	28
第 2 章 喷管和进气道	30
2.1 现代推进装置的喷管类型	30
2.1.1 喷管按喷出气体是否达到超声速分类	30
2.1.2 喷管按超声速喷管内型面分类	31
2.1.3 喷管按在飞行器上的应用分类	32
2.1.4 喷管按推力偏心特性分类	32
2.2 变截面流动理论	33
2.2.1 变截面一维定常等熵流动的控制方程	33
2.2.2 截面积变化对流动参数的影响	34
2.2.3 先收敛后扩张的管道——拉瓦尔喷管	36
2.3 喷管流动特性	36
2.3.1 喷管流动的极限状态——壅塞	37
2.3.2 外界反压对拉瓦尔喷管流动的影响——力学条件	38
2.3.3 拉瓦尔喷管中的流动损失	40
2.4 推进性能	42
2.4.1 速度系数与喷管扩张比的关系	42
2.4.2 膨胀比和喷管出口压强	43
2.4.3 流速和排气速度	44
2.4.4 质量流率	45

2.4.5 正激波在喷管内的位置	46
2.5 现代推进装置的进气道	48
2.5.1 进气道的作用与性能	48
2.5.2 进气道分类	49
2.5.3 亚声速进气道	50
2.5.4 超声速进气道	51
2.5.5 可调进气道	53
参考文献	54
第3章 发动机的主要性能	55
3.1 推力	55
3.1.1 推力的基本公式	55
3.1.2 推力的节流特性、速度特性和高度特性	58
3.1.3 真空推力和最佳推力	59
3.2 推重比、总冲、比冲、单位推力和推力系数	60
3.2.1 推重比	60
3.2.2 单位迎面推力	61
3.2.3 总冲与比冲	61
3.2.4 单位推力	61
3.2.5 推力系数	61
3.3 功重比、耗油率、可靠性和寿命	62
3.3.1 功率与功重比	62
3.3.2 效率	62
3.3.3 耗油率	65
3.3.4 增压比和涡轮前温度	66
3.3.5 可靠性和寿命	67
3.4 喷气发动机燃烧室的流动性能	67
3.4.1 一维定常加质加热流动控制方程	68
3.4.2 一维定常加质加热流动参数的变化	69
3.4.3 平均温度和平均压强	71
3.4.4 一维定常两相流动的通用控制方程	72
参考文献	74
第4章 航空发动机	75
4.1 活塞式航空发动机	75
4.1.1 活塞式航空发动机的构造与作用	75
4.1.2 活塞式航空发动机的发展历史与性能	77
4.1.3 活塞式航空发动机的应用特点	78
4.2 涡轮喷气发动机	79
4.2.1 涡轮喷气发动机的构造与作用	79

4.2.2	涡轮喷气发动机的发展历史与性能	84
4.2.3	涡轮喷气发动机的应用特点	85
4.3	涡轮螺旋桨发动机	85
4.3.1	涡轮螺旋桨发动机的构造与作用	86
4.3.2	涡轮螺旋桨发动机的发展历史与性能	86
4.3.3	涡轮螺旋桨发动机的应用特点	87
4.4	涡轮风扇发动机	87
4.4.1	涡轮风扇发动机的构造与作用	87
4.4.2	涡轮风扇发动机的发展历史与性能	89
4.4.3	涡轮风扇发动机的应用特点	90
4.5	涡轮桨扇发动机	90
4.5.1	涡轮桨扇发动机的构造与作用	90
4.5.2	涡轮桨扇发动机的发展历史与性能	91
4.5.3	涡轮桨扇发动机的应用特点	91
4.6	涡轮轴发动机	92
4.6.1	涡轮轴发动机的构造与作用	92
4.6.2	涡轮轴发动机的发展历史与性能	93
4.6.3	涡轮轴发动机的应用特点	93
4.7	垂直/短距起降发动机	94
4.7.1	垂直/短距起降发动机的构造与作用	94
4.7.2	垂直/短距起降发动机的发展历史与性能	95
4.7.3	垂直/短距起降发动机的应用特点	97
	参考文献	98
第5章	固体火箭发动机	99
5.1	固体火箭发动机概述	99
5.1.1	固体火箭发动机的类型与优缺点	99
5.1.2	固体火箭发动机的构造与作用	100
5.1.3	固体火箭发动机的工作过程	102
5.2	固体推进剂及其燃烧	103
5.2.1	固体推进剂和装药	103
5.2.2	固体推进剂的燃烧	105
5.2.3	固体推进剂的燃烧速度	111
5.3	固体火箭发动机燃烧室内的燃气流动	116
5.3.1	一维定常绝热加质流动的控制方程	116
5.3.2	固体火箭发动机燃烧室内流动参数的变化规律	117
5.3.3	固体火箭发动机燃烧室内的平均温度和平均压强	120
5.4	固体火箭发动机的内弹道性能	121
5.4.1	固体火箭发动机内弹道曲线的一般特征	121

5.4.2	固体推进剂装药的燃烧过程	123
5.4.3	特殊发动机的内弹道特征	128
5.4.4	固体火箭发动机的内弹道参数	130
5.4.5	固体火箭发动机两相内弹道和一维内弹道特征	131
5.5	固体火箭发动机的热力性能	132
5.5.1	固体火箭发动机热力性能的预估公式	132
5.5.2	固体火箭发动机的热力性能	132
5.6	固体火箭发动机的反常燃烧	136
5.6.1	反常燃烧的基本知识	136
5.6.2	固体火箭发动机中的声振阻尼因素	138
5.6.3	抑制声不稳定燃烧的经验措施	139
5.6.4	固体火箭发动机的不完全燃烧	141
5.6.5	固体火箭发动机不稳定燃烧的辨识	142
	参考文献	145
第 6 章	液体火箭发动机	148
6.1	液体火箭发动机概述	148
6.1.1	液体火箭发动机的类型与优缺点	148
6.1.2	液体推进剂	149
6.2	液体火箭发动机的结构原理	151
6.2.1	液体火箭发动机的推进剂输送系统	151
6.2.2	液体火箭发动机的贮箱	153
6.2.3	液体火箭发动机的推力室	154
6.2.4	液体火箭发动机的喷注系统	157
6.2.5	液体火箭发动机的燃烧过程	158
6.3	液体火箭发动机的工作性能	159
6.3.1	液体火箭发动机的推力	159
6.3.2	液体火箭发动机的喷嘴尺寸	159
6.3.3	液体火箭发动机的喷射速度和喷嘴夹角	161
6.3.4	液体火箭发动机的混合比	161
6.4	液体火箭发动机燃烧室内的燃气流动与内弹道性能	163
6.4.1	液体火箭发动机燃烧室内的燃气流动参数变化	163
6.4.2	液体火箭发动机燃烧室内的平均温度和平均压强	164
6.4.3	液体火箭发动机的内弹道特征	165
6.5	液体火箭发动机的热力性能	167
	参考文献	169
第 7 章	固液混合火箭发动机	171
7.1	固液混合火箭发动机的结构原理	171

7.1.1 推进剂	171
7.1.2 固液混合火箭发动机的结构原理	172
7.2 固液混合火箭发动机的工作性能	173
7.2.1 固液混合火箭发动机中固体燃料的燃烧速度	173
7.2.2 固液混合火箭发动机的推力设计	174
7.2.3 固液混合火箭发动机中氧化剂与燃料流量的匹配	174
7.2.4 混合发动机的燃烧不稳定性	175
7.3 固液混合火箭发动机的燃烧室流动与内弹道性能	177
7.3.1 固液混合火箭发动机燃烧室内的燃气流动参数变化	177
7.3.2 固液混合火箭发动机燃烧室内的平均温度和平均压强	178
7.3.3 固液混合火箭发动机的内弹道特征	178
7.4 固液混合火箭发动机的热力性能	180
参考文献	182
第 8 章 凝胶/膏体火箭发动机	183
8.1 凝胶/膏体推进剂	183
8.1.1 凝胶/膏体推进剂的分类与组成	183
8.1.2 凝胶/膏体推进剂的优缺点	184
8.1.3 凝胶/膏体推进剂的发展历史	185
8.1.4 不同凝胶/膏体推进剂的特点	186
8.1.5 凝胶/膏体推进剂的燃烧机理	188
8.2 凝胶/膏体火箭发动机的应用与结构原理	189
8.2.1 凝胶/膏体火箭发动机的应用领域	189
8.2.2 凝胶/膏体火箭发动机的结构原理	190
8.3 凝胶/膏体火箭发动机的热力性能	193
参考文献	195
第 9 章 冲压发动机	197
9.1 冲压发动机概述	197
9.1.1 冲压发动机的发展历史	197
9.1.2 冲压发动机的性能特点	199
9.2 固体火箭冲压发动机	199
9.2.1 固体火箭冲压发动机的流动性能	200
9.2.2 固体火箭冲压发动机燃烧室内的平均温度和平均压强	201
9.2.3 固体火箭冲压发动机的内弹道特征	202
9.3 固体燃料冲压发动机	202
9.3.1 固体燃料冲压发动机的流动性能	203
9.3.2 固体燃料冲压发动机燃烧室内的平均温度和平均压强	206
9.3.3 固体燃料冲压发动机的内弹道特征	206

9.4 冲压发动机进气道设计理论	206
9.4.1 单锥超声速进气道设计理论	207
9.4.2 双锥超声速进气道设计理论	208
9.5 冲压发动机的热力性能	210
参考文献	212
第10章 发动机内弹道理论	214
10.1 零维内弹道理论基础	214
10.1.1 零维内弹道方程	214
10.1.2 燃烧压强的平衡状态	215
10.1.3 内弹道计算	217
10.1.4 零维两相内弹道	219
10.2 喷气发动机的内弹道	221
10.2.1 固体火箭发动机内弹道	221
10.2.2 液体火箭发动机内弹道	223
10.2.3 固液混合火箭发动机内弹道	225
10.2.4 火箭冲压发动机内弹道	227
10.2.5 固体燃料冲压发动机内弹道	229
10.3 一维内弹道理论	229
10.3.1 纯气相一维内弹道	229
10.3.2 一维两相内弹道	231
参考文献	232
第11章 发动机的热力性能预估	233
11.1 最小自由能热力计算模型	233
11.1.1 质量守恒方程	233
11.1.2 吉布斯自由能判据方程	233
11.1.3 热力计算方程组	234
11.2 平衡流动的热力参数计算	236
11.3 热力参数计算的数值方法	239
11.4 发动机的热力计算过程	246
11.4.1 反应物系统的假定化学式	246
11.4.2 反应物系统的化学能	247
11.4.3 最小自由能热力计算举例	248
参考文献	252
附录	253

第1章 绪 论

推进装置又称发动机或引擎(engine, motor),应用于现代飞行器上的发动机主要指喷气发动机(jet engine),即高速喷出燃气获得推力或以燃气驱动涡轮输出做功的动力装置。

1.1 现代飞行器

地球表面被一层厚厚的大气层包围,目前人类的飞行包括在地球大气层内(称为空气空间)的航空飞行和在大气层外(称为外层空间,宇宙空间,或太空)的航天飞行。飞行器(aerospace vehicle, flying machine)是指能离开地球表面在大气层内、外飞行的机器。

地球表面的大气可分为5层:对流层(海平面至11km)、平流层(11~32km)、中间层(32~80km)、电离层(80~400km)和外大气层(400km以上),如图1-1所示(中纬度地区)。地球大气约有75%在对流层内,97%在平流层以下,平流层的外缘是航空器依靠空气支持而飞行的最高限度。从严格的科学观点来说,空气空间和外层空间没有明确的界限,而是逐渐融合的。联合国和平利用外层空间委员会(COPUOS)科学和技术小组委员会指出,目前还不可能提出确切和持久的科学标准来划分外层空间和空气空间的界限。近年来,趋向于认同国际航空联合会(FAI)定义的高度100km为外层空间和空气空间的界线,该界线常称为卡门线(Kármán line),以冯·卡门(Theodore von Kármán)的名字命名,该界线也是人造卫星离地面的最低高度。

飞行器种类繁多,按照飞行环境和工作原理的不同可以分为:①航空器;②航天器;③火箭导弹;④常规弹药等。其中应用于火箭导弹和常规弹药中的飞行器按任务的不同既可以在大气层内飞行,也可以在大气层外飞行。现代推进装置在上述各种飞行器领域均得到普遍的应用,与人们的工作和生活有着极为密切的关系。

1.1.1 航空器

航空器(aircraft)是在大气层内飞行的飞行器,依靠空气的静浮力或与空气进行相对运动时产生的空气动力升空飞行。航空器通常可分为轻于空气的航空器和重于空气的航空器两类,也可分为无动力航空器和有动力航空器两类,或分为有人驾驶航空器和无人驾驶航空器(无人机)两类。

轻于空气的航空器(又称浮空器, lighter-than-air aircraft)

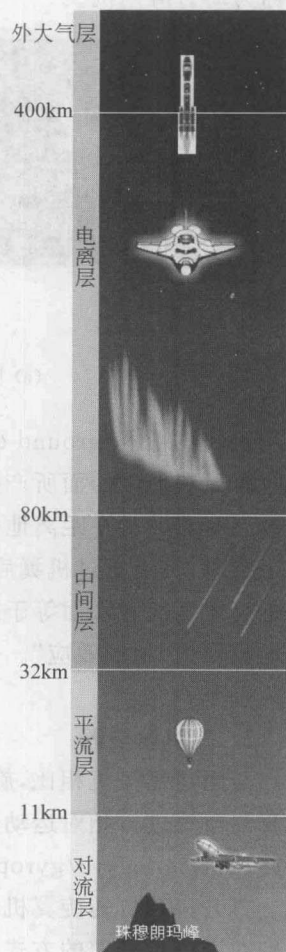


图1-1 地球大气

是指整体密度比空气低的航空器,靠充入密度小于空气的气体产生静浮力升空,主要包括气球和飞艇两类。气球是指无发动机驱动、靠气体浮力或由机载加热器产生的热空气浮力维持飞行的轻于空气的航空器,有充气气球(gas balloon)和热气球(hot air balloon)等类型。飞艇(airship)是指能够动力驱动和操纵的轻于空气的航空器。

重于空气的航空器(heavier-than-air aircraft)是整体密度比空气高的航空器,其升空飞行的升力通常通过机翼面与空气的相对运动而产生,常分为固定翼航空器、旋翼航空器、扑翼机和倾转旋翼机等类型。

1. 固定翼航空器

固定翼航空器,或称定翼机(fixed-wing aeroplane),机翼相对机身固定不动,主要有固定翼飞机(常简称为飞机)、地效飞行器和滑翔机等类型,如图 1-2 所示,其飞行升力主要由给定飞行条件下保持不变的机翼面上的空气动力反作用取得,因此在起飞时需要一定的滑行速度。飞机(aeroplane, airplane)是由固定翼产生升力,由推进装置产生推(拉)力的航空器。具有垂直起降功能的飞机其飞行升力也可以是发动机提供的。滑翔机(glider)通常无自身动力驱动,或者虽然有动力,但在自由飞行阶段不使用自身动力。自身带有动力的滑翔机称为动力滑翔机。

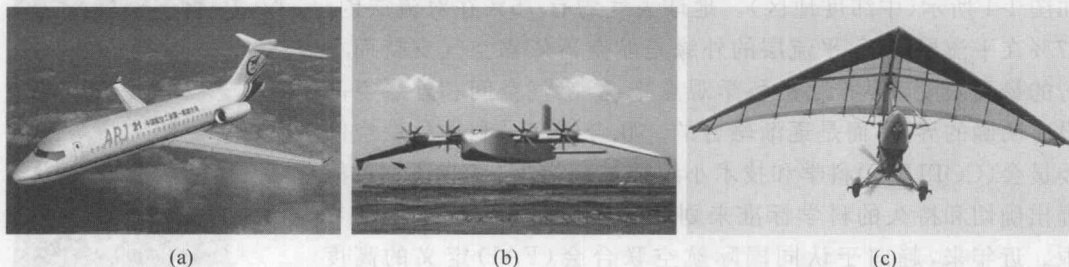


图 1-2 固定翼航空器

(a) 固定翼飞机; (b) 地效飞行器(美国“鹈鹕”); (c) 滑翔机

地效飞行器(ground effect vehicle)是装有固定翼面和发动机,利用贴近地面或水面飞行时翼面和地(水)面所产生的地面效应而贴近地(水)面飞行的飞行器,也称作翼地效应机。地效飞行器通常在距离地(水)面高度 $1\sim 6\text{m}$ 上飞行。当飞行器贴近地面或水面以一定速度飞行时,气流流过机翼后会向后下方流动,这时地面或者水面将产生一股反作用力,当它在距离地面或者水面等于或小于 $1/2$ 翼展的高度上飞行时,升力会陡然增加,阻力减小,这种现象称为“地面效应”。一般在 15% 翼展高度上飞行时地面效应最明显,升阻比可以提高 30% 以上。

2. 旋翼航空器

与固定翼飞机相比,旋翼航空器(rotary-wing aircraft)在空中飞行的动力由一个或多个旋翼与空气进行相对运动的反作用获得,通常包括直升机(helicopter)和自转旋翼机(或称自旋翼机/autogyro/gyroplane,简称旋翼机/rotorcraft)两种类型,如图 1-3 所示。

直升机和自转旋翼机在外形上很相似,它们头顶都有一副大直径的旋翼。二者最大的区别在于产生升力的方式不同。直升机的旋翼与发动机传动系统相连,既能产生升力,又能提供飞行的动力,可以实现垂直上升和悬停。自转旋翼机的旋翼不与发动机传动系统相连,