

液体推进剂火箭发动机设计

〔美国〕D. K. 休泽耳等著

国防工业出版社

1973

出版者的话

本书是火箭技术的特种文献，是NASA（美国国家航空和宇航局）为刚参加设计和研制工作的大学毕业生和年青的设计人员编写的。

本书比较全面地论述了液体火箭发动机及其系统的设计和研制问题；比较深入地分析了发动机及其系统的质量和可靠性，并着重强调了质量及可靠性在设计、研制过程中的极端重要性；提供了比较完全的设计数据及图表；在每一个论题之后均附有典型计算实例。

遵循伟大领袖毛主席关于“洋为中用”和“批判地吸收外国文化”的教导，我们翻译出版了《液体推进剂火箭发动机设计》这本书，供有关方面的同志参考。

DESIGN OF LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINES

[美国] D. K. 休泽耳 等著

NASA

液体推进剂火箭发动机设计

赵元修、吴守生、金如山、曹如明、王普光等 译
刘哲明、张宝炯等 校

国防工业出版社出版

北京市书刊出版业营业许可出字第 074 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售
国防工业出版社印刷厂印装

787×1092¹/₁₆ 印张 30⁷/₈ 726 千字

1973年12月第一版 1973年12月第一次印刷、印数：0,001—3,800册

统一书号：15034·1310 定价：2.50元

目 录

第一章 液体火箭发动机简介	5
1.1 火箭发动机推力	5
1.2 燃烧室及喷管中的气体流动过程	8
1.3 液体火箭发动机的性能参数	16
1.4 液体火箭推进剂	24
1.5 液体火箭发动机系统的基本部分	28
第二章 火箭发动机的总体设计问题	36
2.1 火箭发动机的主要设计参数	36
2.2 设计质量的重要性	58
2.3 系统分析和设计配置	61
2.4 应力分析	63
2.5 材料选择	67
第三章 样机计算导论	70
3.1 概述	70
3.2 A-1 级发动机	71
3.3 A-2 级发动机	77
3.4 A-3 级发动机	82
3.5 A-4 级发动机	86
第四章 推力室和其他燃烧装置的设计	92
4.1 推力室的基本部分	92
4.2 推力室的性能参数	94
4.3 推力室的轮廓设计	97
4.4 推力室的冷却	109
4.5 喷注器设计	134
4.6 燃气发生器	143
4.7 点火装置	149
4.8 燃烧不稳定性	155
第五章 挤压式推进剂输送系统的设计	163
5.1 挤压物质(增压剂)需要量的确定	163
5.2 贮气系统	169
5.3 推进剂汽化系统	178
5.4 非推进剂汽化系统	181
5.5 应用化学反应产物的系统	181
5.6 挤压输送系统的选择	186
第六章 涡轮泵推进剂输送系统的设计	188
6.1 涡轮泵推进剂输送系统的基本部分	188
6.2 涡轮泵系统的性能和设计参数	198
6.3 离心泵的设计	218
6.4 轴流泵的设计	243
6.5 涡轮的设计	258

6.6	涡轮泵轴承、密封和齿轮的设计	280
6.7	涡轮泵组合件的设计图	284
第七章	控制器和活门设计	286
7.1	控制方法	286
7.2	液体推进剂火箭发动机的基本控制系统	288
7.3	发动机推力大小控制	290
7.4	推进剂混合比及推进剂利用控制	292
7.5	推力向量控制	297
7.6	流体流动控制部件的设计考虑	306
7.7	液流控制元件的动密封设计	316
7.8	推进剂活门设计	321
7.9	控制操纵活门的设计	329
7.10	固定面积式的调节装置设计	336
7.11	伺服活门的设计	340
7.12	气体压力调节器的设计	346
7.13	液体流量调节器和压力调节器的设计	353
7.14	压力保险活门的设计	354
7.15	其它活门的设计	358
第八章	推进剂贮箱设计	361
8.1	推进剂贮箱的基本结构形式	361
8.2	推进剂贮箱的一般设计考虑	364
8.3	推进剂贮箱的结构设计	369
8.4	可贮存液体推进剂贮箱的设计	378
8.5	冷冻液体推进剂贮箱设计及其隔热	379
8.6	玻璃纤维丝缠绕的液体推进剂贮箱设计	383
8.7	推进剂贮箱挤压气体扩散器设计	383
8.8	在失重状态下或振荡 G-过载条件下推进剂的排出	384
第九章	连接件和支架的设计	388
9.1	主要的连接件和支架	388
9.2	导管和导管连接件的设计	393
9.3	法兰盘接头的设计	396
9.4	火箭发动机钎焊接头的设计	408
9.5	火箭发动机导管的设计	409
9.6	常平座的设计	418
第十章	发动机系统综合设计	420
10.1	系统工程	420
10.2	按动态分析来进行发动机系统综合设计	421
10.3	发动机系统校准综合设计	428
10.4	发动机系统综合性能特性	433
10.5	发动机系统的机械组合	438
10.6	电气系统	442
10.7	发动机仪表设备	450
10.8	液体火箭发动机组合问题	455
10.9	发动机与飞行器之间连接(交界面)	458
第十一章	液体推进剂空间发动机的设计	469
11.1	空间发动机的主要用途	469
11.2	总体设计考虑	471
11.3	空间飞行器主推进系统的设计	476
11.4	反作用控制发动机系统的设计	484
附录	英制单位与公制单位换算	493

液体推进剂火箭发动机设计

〔美国〕D. K. 休泽耳等著

国防工业出版社

1973

出版者的话

本书是火箭技术的特种文献，是NASA（美国国家航空和宇航局）为刚参加设计和研制工作的大学毕业生和年青的设计人员编写的。

本书比较全面地论述了液体火箭发动机及其系统的设计和研制问题；比较深入地分析了发动机及其系统的质量和可靠性，并着重强调了质量及可靠性在设计、研制过程中的极端重要性；提供了比较完全的设计数据及图表；在每一个论题之后均附有典型计算实例。

遵循伟大领袖毛主席关于“洋为中用”和“批判地吸收外国文化”的教导，我们翻译出版了《液体推进剂火箭发动机设计》这本书，供有关方面的同志参考。

DESIGN OF LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINES

[美国] D. K. 休泽耳 著

NASA

液体推进剂火箭发动机设计

赵元修、吴守生、金如山、曹如明、王普光等 译

刘哲明、张宝炯等 校

国防工业出版社出版

北京市书刊出版业营业许可出字第 074 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

787×1092¹/₁₆ 印张 30⁷/₈ 726 千字

1973年12月第一版 1973年12月第一次印刷、印数 0,001—3,800册

统一书号：15034·1310 定价：2.40元

目 录

第一章	液体火箭发动机简介	5
1.1	火箭发动机推力	5
1.2	燃烧室及喷管中的气体流动过程	8
1.3	液体火箭发动机的性能参数	16
1.4	液体火箭推进剂	24
1.5	液体火箭发动机系统的基本部分	28
第二章	火箭发动机的总体设计问题	36
2.1	火箭发动机的主要设计参数	36
2.2	设计质量的重要性	58
2.3	系统分析和设计配置	61
2.4	应力分析	63
2.5	材料选择	67
第三章	样机计算导论	70
3.1	概述	70
3.2	A-1级发动机	71
3.3	A-2级发动机	77
3.4	A-3级发动机	82
3.5	A-4级发动机	86
第四章	推力室和其他燃烧装置的设计	92
4.1	推力室的基本部分	92
4.2	推力室的性能参数	94
4.3	推力室的轮廓设计	97
4.4	推力室的冷却	109
4.5	喷注器设计	134
4.6	燃气发生器	143
4.7	点火装置	149
4.8	燃烧不稳定性	155
第五章	挤压式推进剂输送系统的设计	163
5.1	挤压物质(增压剂)需要量的确定	163
5.2	贮气系统	169
5.3	推进剂汽化系统	178
5.4	非推进剂汽化系统	181
5.5	应用化学反应产物的系统	181
5.6	挤压输送系统的选择	186
第六章	涡轮泵推进剂输送系统的设计	188
6.1	涡轮泵推进剂输送系统的基本部分	188
6.2	涡轮泵系统的性能和设计参数	198
6.3	离心泵的设计	218
6.4	轴流泵的设计	243
6.5	涡轮的设计	258

6.6	涡轮泵轴承、密封和齿轮的设计	280
6.7	涡轮泵组合件的设计图	284
第七章	控制器和活门设计	286
7.1	控制方法	286
7.2	液体推进剂火箭发动机的基本控制系统	288
7.3	发动机推力大小控制	290
7.4	推进剂混合比及推进剂利用控制	292
7.5	推力向量控制	297
7.6	流体流动控制部件的设计考虑	306
7.7	液流控制元件的动密封设计	316
7.8	推进剂活门设计	321
7.9	控制操纵活门的设计	329
7.10	固定面积式的调节装置设计	336
7.11	伺服活门的设计	340
7.12	气体压力调节器的设计	346
7.13	液体流量调节器和压力调节器的设计	353
7.14	压力保险活门的设计	354
7.15	其它活门的设计	358
第八章	推进剂贮箱设计	361
8.1	推进剂贮箱的基本结构形式	361
8.2	推进剂贮箱的一般设计考虑	364
8.3	推进剂贮箱的结构设计	369
8.4	可贮存液体推进剂贮箱的设计	378
8.5	冷冻液体推进剂贮箱设计及其隔热	379
8.6	玻璃纤维丝缠绕的液体推进剂贮箱设计	383
8.7	推进剂贮箱挤压气体扩散器设计	383
8.8	在失重状态下或振荡G-过载条件下推进剂的排出	384
第九章	连接件和支架的设计	388
9.1	主要的连接件和支架	388
9.2	导管和导管连接件的设计	393
9.3	法兰盘接头的设计	396
9.4	火箭发动机钎焊接头的设计	408
9.5	火箭发动机导管的设计	409
9.6	常平座的设计	418
第十章	发动机系统综合设计	420
10.1	系统工程	420
10.2	按动态分析来进行发动机系统综合设计	421
10.3	发动机系统校准综合设计	428
10.4	发动机系统综合性能特性	433
10.5	发动机系统的机械组合	438
10.6	电气系统	442
10.7	发动机仪表设备	450
10.8	液体火箭发动机组合问题	455
10.9	发动机与飞行器之间连接(交界面)	458
第十一章	液体推进剂空间发动机的设计	469
11.1	空间发动机的主要用途	469
11.2	总体设计考虑	471
11.3	空间飞行器主推进系统的设计	476
11.4	反作用控制发动机系统的设计	484
附录	英制单位与公制单位换算	493

第一章 液体火箭发动机简介

考虑到读者可能对液体火箭发动机系统的工作及其基本规律已有较好了解，因而下面对基础知识只作粗略介绍。

1.1 火箭发动机推力

一个化学火箭发动机系统的功能在于通过燃烧，即将推进剂的化学能释放变为热能，而产生推力。由燃烧而产生的力（压力）给予燃烧产物一个动量，根据运动基本定律，在相反的方向上，也给飞行器一个动量。实际上，高温、高压的气体，是由固体或液体推进剂在燃烧室中的化学反应而生成的。这些气体经过喷管以高速喷出。除了外界大气压力对发动机性能有微弱的影响外，火箭发动机系统的工作与周围环境无关。火箭发动机，或者在更一般的含义上说，“反作用发动机”必然地成为能在宇宙空间中推进飞行器的唯一可行的装置。

让我们简略地考察一下推力产生的过程，并概括为设计火箭发动机的形状和预计其性能所最常用到的定理和必需的公式。这些定理只不过是基本的物理定理改变一下形式而已。我们知道：

$$F = ma \quad (1-1)$$

力等于质量乘以加速度。我们也熟知加速物体在受力作用的时间内，其速度的增加为：

$$v = at \quad (1-2)$$

将上述两个基本关系式联立，得出：

$$F = \frac{m}{t} v \quad (1-3)$$

此式即为熟知的动量原理，是火箭发动机基本推力方程式。当应用于火箭发动机时，质量 m 这一项以及速度 v 这一项，可以是对飞行器而言的，也可以是对喷射出的气体而言。 m 和 v 的乘积，正如作用和反作用定律所规定的，在相反方向上的 m 和 v 的乘积必须相等。这个条件甚至对与地面固定的静态点火的火箭也是适用的。然而，在这种情况下，“飞行器质量”（即地球）是如此之大，以致于觉察不出来其反作用效应。

飞行器设计者对于发动机的推力有多少用于加速飞行器，是最关心的。在飞行轨道上任何一点，这个关系式可表述如下：

$$F = W_m \frac{v}{t} = W_m a \quad (1-3 a)$$

飞行器设计者用这个方程进行飞行器设计和飞行轨道计算时，就要考虑到推力 F 和飞行器质量 W_m 在飞行中都是变的。

相反，发动机设计者和制造者首要关心的则是推力的产生。所以，他们着重注意推进剂的化学能有效地转化为热能，进而有效地转化为燃烧产物气体的动能的问题。特别注重于以最有效的途径使这个能量转化。对发动机设计者，基本方程 (1-3) 可以改写为：

$$\Sigma F = \frac{m}{t} v_e = \dot{m} v_e \quad (1-3b)$$

式中， \dot{m} 为气体质量流量， v_e 为喷管出口气体速度。甚至在这个简单的式子里也可以清楚地看出，对于给定的质量流量，推力随获得的气体速度的增大而增加。

要记住，飞行器，特别是发动机的推力室，都是处于有压力的环境中，而这压力则是高度的函数。方程 (1-3b) 说明，如果一物体从一容器飞出去，作用在该容器全部表面上所有内力和外力之和，等于从这容器表面离去的总动量。液体推进剂火箭推力室，包括其出口平面在内，就是这样的一个容器(图 1-1)。

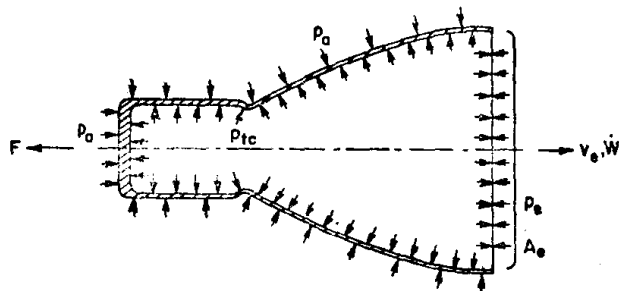


图 1-1

让我们首先假定，推力室是在外界大气压 $p_a=0$ (很高的高度的状况) 下工作的。于是，作用于推力室内气体上的净力，就等于由室壁而来的作用力加上在出口截面处气体绝对压力的作用力。这两个作用力方向相反(图 1-1)。根据动量原理，作用于气体上的净力应等于流出推力室的(气体)动量：

$$\int_{A_{tc}}^0 p_{tc} dA - A_e p_e = \frac{\dot{w}}{g} v_e$$

这积分表述作用于推力室也即作用于飞行器上的力 F (磅)。我们可以写成：

$$F - A_e p_e = \frac{\dot{w}}{g} v_e \quad (1-4)$$

或者

$$F = \frac{\dot{w}}{g} v_e + A_e p_e \quad (1-5)$$

式中， p_e (磅/吋²或磅/吋²(绝对))是在出口截面 A_e (吋²) 上气体的静压(绝对压力)。该方程假设：推进剂的喷射流速可以忽略不计；假设经过出口截面的气体流动是一元流，即所有的气体分子是以平行线运动的。表达式 $\frac{\dot{w}}{g} v_e$ 通常称为动量推力，而 $A_e p_e$ 通常称为压力推力。在火箭中，压力推力并不是人们所期望的推力产生方式，因为 $A_e p_e$ 这一项的存在，说明在推力室的喷管中，并没有使全部可利用的压力作用力都转化成气体的动能。换句话说，由化学能释放而产生的气体压力中有一部分并没有用来产生气体的动量。推力室喷管的特殊功用就在于以最大的效率把推力室中可利用的压力转化为气体的动量，因而对于一给定的推进剂流量来说，得到的推力亦最大。

现在我们假设火箭在一定的外界大气压 p_a (磅/吋²) > 0 (低高度) 状况下工作。作用在室壁外面的压力的合力对室内的气体没有影响。然而，室壁外面的压力的作用力抵销了一部分压力推力，其抵销量为 $A_e p_a$ 。因为在喷管出口截面 A_e 处，气体是以超音速流动的，故外界压力 p_a 不可能传到出口截面。于是，外界压力 p_a 就在推力室的投影面积上产生一个净不平衡力，其大小为 $A_e p_a$ (与推力方向相反)。在方程 (1-5) 中把这项包括进去，就得到一般的火箭推力公式：

$$F = \frac{\dot{w}}{g} v_e + A_e (p_e - p_a) \quad (1-6)$$

用以下的一个模型，可以帮助我们理解方程 (1-6) 中各项的意义。假设：有一个可动的圆筒（代表推力室和飞行器质量）、一个弹簧（代表气体压力）、一个活塞（代表气体质量）和一个固定的齿条（代表周围外界状况）(图 1-2)。

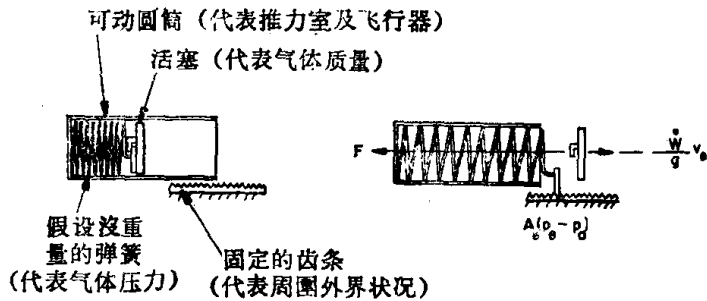


图 1-2

把弹簧做成这样的情况，即从其一端顺着傍侧一直滑到圆筒的端头，并与齿条啮合上为止。圆筒是以适当方式悬挂着的，可以自由地运动。

当弹簧力 (“ p_e ”) 释放时，“气体”被弹向后面。假如到达推力室出口时，还有些弹簧力保留着，弹簧与齿条啮合上，并继而施加作用于圆筒

上，而停止了对“气体”的作用。我们发现，模型可以在各种状况下工作：欠膨胀状况（如上述假设的，其中弹簧的自由长度大于圆筒的长度）；过膨胀状况（弹簧的自由长度小于圆筒的长度，当“气体”达到出口截面之前，弹簧力就释放完了，所以“气体”在圆筒内受到减速）以及理想膨胀状况（其中弹簧的自由长度等于圆筒的长度）。

该模型也可用来说明在气流没有分离时过度膨胀喷管的状况，这种状况将在下文作进一步阐明。这种状况相当于活塞（“气体”）和弹簧的惯性拉着弹簧超过了它的零点位置，与齿条（“外界环境”）相啮合的拉伸的弹簧，将拖着圆筒向后。

方程 (1-6) 常常可写成：

$$F = c \frac{\dot{w}}{g} \quad (1-7)$$

式中， c 被定义为等效排气速度（呎/秒），并由下式组成：

$$c = v_e + A_e (p_e - p_a) (g / \dot{w}) \quad (1-8)$$

只有当 $p_e = p_a$ 时上式中 c 才等于 v_e 之外，等效排气速度不是实际的气体速度。正如方程 (1-6) 的说明一样， $A_e (p_e - p_a) (g / \dot{w})$ 一项的存在，就表明并没得到最佳的 v_e 。

计算例(1-1)

设一液体推进剂火箭发动机，给定以下的数据：海平面推力， $F = 100000$ 磅；推进剂流量， $\dot{w} = 369.3$ 磅/秒；推力室出口截面积， $A_e = 760.8$ 吋²；出口截面气体静压力， $p_e = 10.7$ 磅/吋²（绝对）；外界压力， $p_a = 14.7$ 磅/吋²（绝对）（海平面）；重力加速度常数， $g = 32.2$ 呎/秒²。

用刚学过的知识，求出：(a) 气体的排气速度；(b) 在空间中的发动机推力；(c) 在海平面及在空间中的等效排气速度。

解：

(a) 由方程 (1-6)，气体排气速度：

$$\begin{aligned} v_e &= [F - A_e (p_e - p_a)] (g / \dot{w}) = [100000 - 760.8(10.7 - 14.7)] (32.2 / 369.3) \\ &= 9040 \text{ 呎/秒} \end{aligned}$$

我们作的计算所假设的喷管，相对于海平面状况来说，多少显得长了些，这一点由以下事

实表明, 即 p_e 小于 p_a , 出现了压力不够而排气速度过了头的状况。如果喷管气流没有发生分离, 即喷管一直到出口截面都保持“满流的”, 那么上述计算是正确的。喷管长度不恰当而造成的缺陷, 由推力项 $A_e(p_e - p_a)$ 成负值而明显可见了。如果气流确实在喷管之内发生分离, 或者如果同时还出现激波, 情况就复杂得多了, 因而需要精细的数学处理。然而, 在这一点上我们没有考虑它。

(b) 由方程 (1-6) 得知, 海平面推力和空间推力之间的差别在于 $A_e p_a$ 。由于喷管相对于海平面来说选得过长了, 当火箭上升期间, 这个推力的增加 $A_e p_a$, 是由两个不同的步骤中获得的。第一, 由负推力项 $A_e(p_e - p_a)$ 减到零。当 $p_e = p_a$, 在现在这种特定情况下, 即当上升的飞行器达到 $p_a = 10.7$ 磅/时²(绝对) 处的高度时, 就达到这种情况了。正如我们已说过的, 这代表理想膨胀情况。当飞行器继续进一步升高, 并最终达到 $p_a = 0$ 处的真空空间, 正推力项 $A_e(p_e - p_a)$ 的增大, 使推力值进一步增大。这两步结合起来的效应, 简单地说就是 $p_a A_e$ 消掉了 (假设在所有情况下, 喷管内气流是充满的)。

这样, 就得出在空间中的发动机推力:

$$F = 100000 + 760.8 \times 14.7 = 111183.8 \text{ 磅}$$

(c) 由方程 (1-8), 得出在海平面的等效排气速度:

$$\begin{aligned} c &= v_e + A_e(p_e - p_a)(g/\dot{w}) = 9040 + 760.8 \times (10.7 - 14.7) \times (32.2/369.3) \\ &= 8772 \text{ 呎/秒} \end{aligned}$$

在空间中的等效排气速度为:

$$c = v_e + A_e p_e (g/\dot{w}) = 9040 + 760.8 \times 10.7 \times (32.2/369.3) = 9750 \text{ 呎/秒}$$

1.2 燃烧室及喷管中的气体流动过程

因为可压缩流体通过圆管及喷管之流动的分析处理, 在一般的空气动力学和热力学教科书上都可找到, 所以这里不再推导气体流动的基本方程了。当然, 在实际火箭设计中用到的那些方程的重要应用是要提到的。

图 1-3 和表 1-1 中示出了适用于液体推进剂火箭推力室中气体流动的参数和符号。这些参数决定了推力室中不同点处气流的特性。火箭推力室气体流动计算, 常假设如下的理想条件:

- (1) 均相的气体组成;
- (2) 理想气体;
- (3) 经过发动机壁在任何方向上都没有热交换, 即为绝热过程, 如果没有发生熵增, 即考虑过程是可逆的, 又称为等熵过程;
- (4) 没有摩擦;
- (5) 稳定流动;
- (6) 一元流 (所有气体分子均以平行线运动);
- (7) 在与推力室轴线相垂直的任何横截面上, 速度是均布的;
- (8) 在燃烧室中建立了化学平衡, 而在喷管中没有改变。

在实际设计火箭和预计其性能时, 对由这些理想假设导出的结果, 再应用一些通常由经验得出的修正系数加以修正。

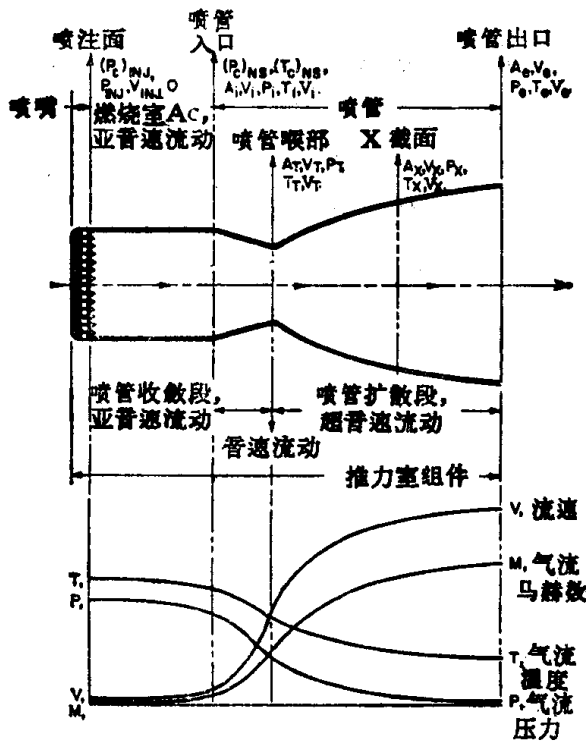


图1-3 液体推进剂火箭推力室中的气体流动 以及

$$T_i/T_x = (p_i/p_x)^{(\gamma-1)/\gamma} = (V_x/V_i)^{\gamma-1} \quad (1-13)$$

表1-1 气体流动计算中用到的符号

a_c, a_i	燃烧室中及喷管喉部处的当地音速 (呎/秒); $(a_i = \sqrt{\gamma RT_i})$ 。	p_i, p_t, p_e, p_x	喷管进口、喷管喉部、喷管出口以及任一垂直于轴线的 X 截面处气流的静压力 (磅/吋 ²)。
A_c	圆筒形燃烧室的横截面积 (吋 ²)。	R	气体常数 (1544/磅) (呎 ² /°R)。
A_i, A_t, A_e, A_x	喷管进口、喷管喉部、喷管出口以及任一与轴线相垂直的 X 截面处的流路面积 (吋 ²)。	$(T_c)_{ns}$	喷管滞止温度或燃烧室总温 (°R)。 $(T_c)_{ns} = T_i \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma-1)M_i^2 \right]$ ●
C_p, C_v	等压比热和等容比热 [英制热单位 / 磅·°F]。	T_i, T_t, T_e, T_x	喷管进口、喷管喉部、喷管出口以及任一垂直于轴线的 X 截面处气流的温度 (°R)。
g	重力加速度常数 (海平面处 32.2 呎/秒 ²)。	v_{inj}	喷嘴喷射流动速度 = 0 (假设)。
J	功-热当量 [778 呎·磅/英制热单位]	v_i, v_t, v_e, v_x	喷管进口、喷管喉部、喷管出口以及任一垂直于轴线的 X 截面处的流速 (呎/秒)。
M_c, M_i, M_t, M_e, M_x	燃烧室、喷管进口、喷管喉部、喷管出口以及垂直于轴线的任一 X 截面处的气流马赫数 (v/a)。	V_i, V_t, V_e, V_x	喷管进口、喷管喉部、喷管出口以及任一垂直于轴线的 X 截面处的气流比容 (呎 ³ /磅)。
M	燃烧产物分子量。	\dot{w}	稳态重量流量 (磅/秒)。
$(p_c)_{inj}$	喷嘴端燃烧室总压 (磅/吋 ²)。因为推进剂喷射流动速度 v_{inj} 相当小, 在这里测出的静压通常将其当作等于总压来处理。	ϵ	喷管膨胀面积比 (A_e/A_t)。
$(p_c)_{ns}$	喷管滞止压力或在喷管进口处室的总压 (磅/吋 ²)。 $(p_c)_{ns} = p_i \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma-1)M_i^2 \right]^{\gamma/(\gamma-1)}$ ●	ϵ_c	喷管收缩面积比 (A_c/A_t)。
		γ	比热比 (C_p/C_v)。

● 原文在 M_i 处, 遗漏平方号。——译者注

理想气体定理

对任何截面 X, 理想气体定理表述为:

$$144 p_x V_x = RT_x \quad (1-9)$$

能量守恒原理

在一绝热过程中, 流动气体在任何两点之间动能的增加, 等于焓的减少。用于喷管中, 对单位重量的气体流动, 由这个原理得出:

$$\frac{1}{2gJ} (v_x^2 - v_i^2) = C_p (T_i - T_x) \quad (1-10)$$

质量守恒原理

$$\dot{w} = \frac{A_i v_i}{144 V_i} = \frac{A_x v_x}{144 V_x} = \text{常数} \quad (1-11)$$

等熵流动过程

对任何等熵流动过程, 在任意两点之间, 以下的关系式成立:

$$p_i V_i^\gamma = p_x V_x^\gamma = \text{常数} \quad (1-12)$$

液体火箭燃烧室的气体流动

液体火箭燃烧室的功用，就是通过燃烧把推进剂转化成高温、高压的气体。燃烧把推进剂的化学能释放出来，造成气体内能的增加。燃烧室通常是圆管形的，如图 1-3 所示。在喷注面处（头部），液体推进剂以很小的轴向速度喷出，在气体流动计算中，假设其轴向速度为零。燃烧过程在燃烧室整个长度上进行，并假设到喷管进口处燃烧已经完成了。在喷注面至喷管进口之间，由于释放出热量，气体比容增大。为要符合定常质量流动的条件，气体在向喷管进口流去时，必然是加速的，随之压力有些下降。简单地说，发生以下一些情况：

在燃烧室中，也即是在喷管进口以上的容积内，气体流动过程不完全是等熵的，但多少是不可逆的绝热膨胀。虽然其滞止温度，或者说总温保持不变，但其滞止压力或者总压将降低。这就造成一定的能量损失。这能量损失是气体性质（由 γ 表达）及喷管面积收缩比 ϵ_c 或者 (A_c/A_t) 的函数。无论在那里，气体的加速多半是由于释热引起膨胀而造成的，而不是由于面积的变化（如在一喷管中）而引起的，那都发生上述损失。由喷管引起的加速作用所占的比重越大，气体加速效率也就越高。相反，如果没有喷管，则损失就最大。因此， ϵ_c 对推力室设计的极端重要性就是很明显的了。这将在第四章中进一步讨论。

图 1-4 表示，在两个典型的 γ 值时，总压损失与喷管收缩面积比 ϵ_c 的函数关系。这些数据根据瑞利（Rayleigh）流动过程计算得出，在火箭设计中是经常用到的。

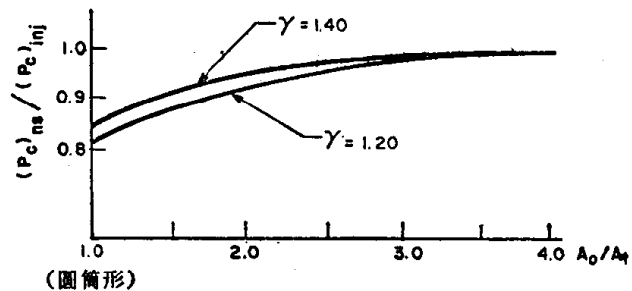


图 1-4

假设 $v_{inj}=0$ ，因而 $(p_c)_{inj}=p_{inj}$ ，即略去了在喷注面处的喷射流动速度，总压比 $(p_c)_{inj}/(p_c)_{ns}$ 也可以用喷管进口处的气流马赫数 M_i 以及比热比 γ 来表述：

$$(p_c)_{inj}/(p_c)_{ns} = (1 + \gamma M_i^2) / \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_i^2 \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (1-14)$$

基于上述的理由，希望喷管进口处的马赫数要小。喷管收缩面积比 $A_c/A_t = 2$ 的推力室，其典型值为 $M_i = 0.31$ ($\gamma = 1.2$)。对于静压比的表达式简化为：

$$p_{inj}/p_i = 1 + \gamma M_i^2 \quad (1-15)$$

火箭喷管的气体流动

火箭喷管的主要作用在于，将燃烧气体的焓有效地转换为动能，也即转换为高的排气速度。喷管是将气体加速到超音速的最有效的装置。如图 1-3 所示，火箭喷管通常是收敛-扩散型的拉伐尔喷管，横截面积至喉部处减到最小，然后又增大至出口面积。流过喷管的气流速度，至喉部处增大到音速，随后在扩散段进一步增大到超音速。

实用上，假设经过火箭喷管的气流是一等熵膨胀过程，因而经过整个喷管，总温与总压两者都保持为常数。喷管喉部与燃烧室之间的压力比 $p_t/(p_c)_{ns}$ ，称为临界压力比，它仅仅是比热比的函数：

$$p_t/(p_c)_{ns} = \left[\frac{2}{\gamma + 1} \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (1-16)$$

喷管喉部处(为音速流动)(此处单位面积的重量流量最大)的静压力 p_i 定义为临界压力。音速就等于一个压力波在介质中的传播速度。所以,一个压力扰动只要不使喷管喉部处的压力超过临界压力,那么在喷管喉部下游的压力扰动就不可能影响到喉部或喉部上游处的气体流动。

带有扩散段的或拉伐尔式的喷管的特性之一就是:甚至当喷管出口处反压(外界压力)大于喉部处达到音速所要求的那个压力时,喷管喉部处仍保持为音速。由此结果,在喉部和喷管出口(外界压力)之间,必须进行压力调整(压力恢复)。这种压力调整可能通过亚音速的减速滞止(等熵)来进行,或者可能通过不等熵的突跃(称之为激波)的方式进行,或者可能两者结合起来。图 1-5 a 表明在一过膨胀的喷管中可能发生几种状况。图上示明的情况,代表了前面提到的过膨胀喷管的各种状态。

我们看到,在一个超音速喷管内,压力比外界压力低是可能达到的。由于气体是以超音速流动,因而比较高的外界压力不可能在喷管中逆流而上。但由于摩擦作用,在喷管壁面处有一慢速运动气体组成的边界层存在,因而沿着喷管壁面是一例外情况。在这亚音速边界层中,外界压力可以向上传一段距离,迫使低压的中心气流离开壁面。可以预计到,气流分离点就是理想膨胀的点。实际上,由于室壁摩擦、喷管扩张角及其它因素的影响,常常在更下游处发生分离。事实上,所有的常用火箭喷管在它们设计范围内工作,很少发生气流分离,除非是有一极端的过膨胀的情况存在,或者除非是喷管扩张角选得太大了。这样,在许多情况下,把所有喷管计算基于不发生分离的假设上,即喷管在所有状况下都是满流的假设,是正确的(见图 1-5 b)。

以下是流经火箭喷管的理想气体流动的一些重要的、常用的关系式。

理论喷管出口速度:

$$v_e = \sqrt{\frac{2g\gamma}{\gamma-1}RT_i \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_i} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + v_i^2 \quad (1-17)$$

或

$$v_e = \sqrt{\frac{2g\gamma}{\gamma-1} R(T_c)_{ns} \left[1 - \left(\frac{p_e}{(p_c)_{ns}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (1-18)$$

理论气体重量流量:

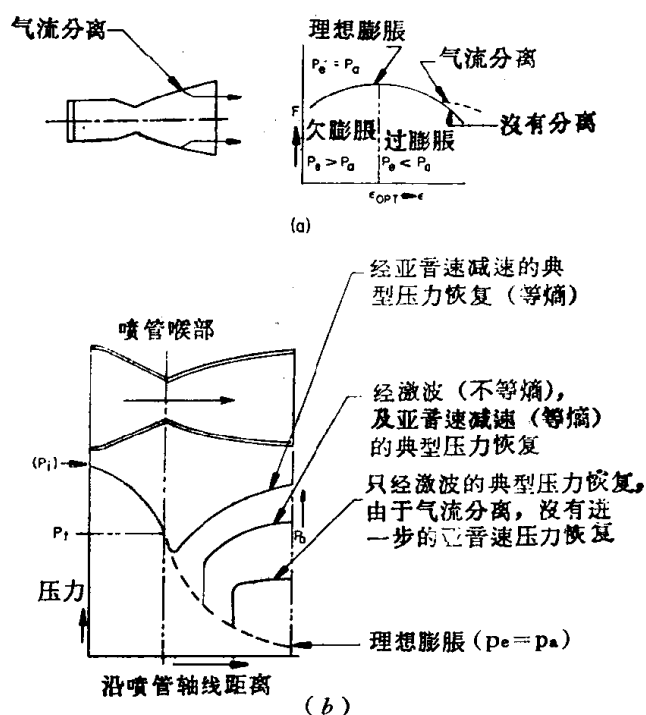


图 1-5

(a) 喷管长度不恰当以及气流分离对推力 F 的影响;
(b) 在过膨胀的拉伐尔喷管中的压力分布。

$$\dot{w} = A_t (p_c)_{ns} \sqrt{\frac{g\gamma \left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}{R(T_c)_{ns}}} \quad (1-19)$$

理论喷管膨胀比:

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left[\frac{(p_c)_{ns}}{p_e} \right]^{\frac{1}{\gamma}}}{\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{(p_c)_{ns}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}} \quad (1-20)$$

在喉部处:

$$p_t = (p_c)_{ns} \left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1-21)$$

$$v_t = \sqrt{\frac{2g\gamma}{\gamma+1} R(T_c)_{ns}} \quad (1-22)$$

在喷管进口和喷管出口之间任一 X 截面处:

$$\frac{A_x}{A_t} = \frac{1}{M_x} \sqrt{\left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_x^2}{\frac{\gamma+1}{2}} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (1-23)$$

在喷管进口和喷管喉部之间任一 X 截面处:

$$\frac{A_x}{A_t} = \frac{\left[\frac{2}{\gamma+1} \left(\frac{(p_c)_{ns}}{p_x} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{(p_c)_{ns}}{p_x} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}} \quad (1-24)$$

在喷管喉部和喷管出口之间任一 X 截面处:

$$\frac{A_x}{A_t} = \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{(p_c)_{ns}}{p_x} \right)^{\frac{1}{\gamma}}}{\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{(p_c)_{ns}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}} \quad (1-25)$$

$$v_x = \sqrt{\frac{2g\gamma}{\gamma-1} R(T_c)_{ns} \left[1 - \left(\frac{p_x}{(p_c)_{ns}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (1-26)$$

$$\frac{v_x}{v_t} = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{(p_c)_{ns}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (1-27)$$

图 1-6 表示, 在拉伐尔喷管的收敛段和扩散段, 等熵压力比和马赫数随面积比的变化。

表 1-2 中列出比热比 γ 的常用函数值。

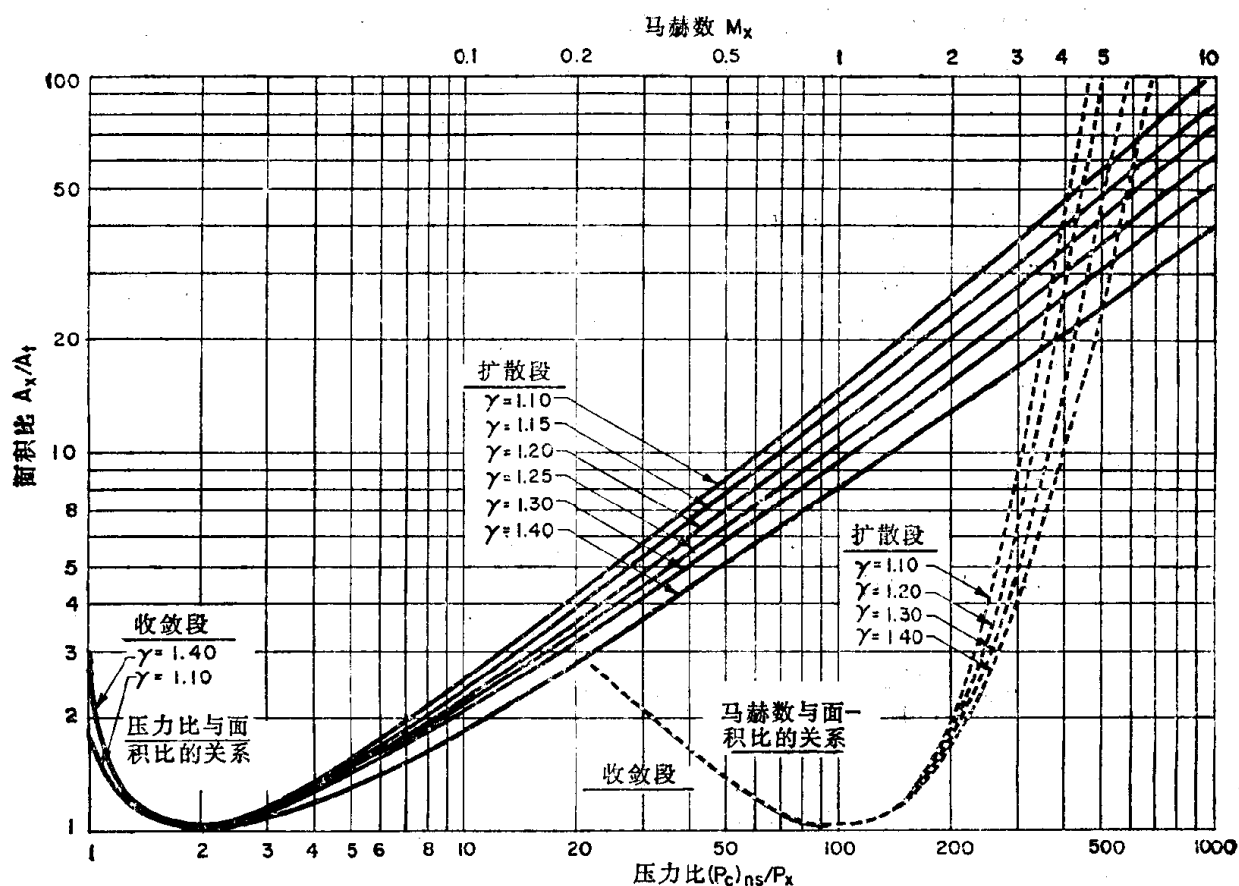


图1-6 在拉伐尔喷管的收敛段和扩散段，等熵压力比和马赫数随面积比的变化

表1-2 比热比 γ 的常用函数值

γ	$\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}$	$\frac{\gamma-1}{\gamma}$	$\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\gamma/(\gamma-1)}$	$\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}$
1.10	26.61	0.0909	0.5847	0.6590
1.15	22.21	0.1304	0.5744	0.6848
1.20	19.65	0.1667	0.5645	0.7104
1.21	19.26	0.1736	0.5626	0.7155
1.22	18.89	0.1803	0.5607	0.7205
1.23	18.55	0.1870	0.5588	0.7257
1.24	18.23	0.1936	0.5569	0.7307
1.25	17.94	0.2000	0.5549	0.7356
1.26	17.66	0.2064	0.5532	0.7408
1.27	17.40	0.2126	0.5513	0.7457
1.28	17.15	0.2188	0.5494	0.7508
1.29	16.92	0.2248	0.5475	0.7558
1.30	16.70	0.2308	0.5457	0.7608
1.33	16.10	0.2481	0.5405	0.7757
1.36	15.59	0.2647	0.5352	0.7906
1.40	15.01	0.2857	0.5283	0.8102
1.50	13.89	0.3333	0.5120	0.8586
1.60	13.10	0.3750	0.4968	0.9062

计算例 (1-2)

一个理想液体推进剂火箭发动机的推力室，给定以下的数据：推力室推进剂流量，