化学推进剂的能量特性

〔美〕 I.格拉斯曼 R.F.索耶 著

李洪耀 译

李学同 校

国防工业出版社

化学推进剂的能量特性

〔美〕 I.格拉斯曼 著
R.F.索耶

李洪耀 译

李学同 校

国防工业出版社

内容简介

本书系关于推进剂能量特性的专论性书籍。其中阐明了推进剂的能量参数及其表达式，在给出基本热力学原理、化学平衡、喷管流动特性的基础上，介绍了火焰温度、燃烧产物和比冲的计算程序，分析了非平衡燃烧对能量的影响。关于如何选择推进剂及对现有推进剂的评价，以及推进剂和发动机的有关参数对能量的影响等方面也做了简要的说明。

本书可作为推进剂专业的教学参考资料，也可供从事推进剂研制及使用的科技人员和工人参考。

The Performance of Chemical Propellants
IRVING GLASSMAN and ROBERT F. SAWYER
A Division of Engelhard Hanovia International Ltd.
1970

*

化学推进剂的能量特性
李洪耀 译
李学同 校

*

国防工业出版社 出版
北京市书刊出版业营业許可証出字 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

*

850×1168 1/32　印张 4 3/4　118 千字
1979年5月第一版　1979年5月第一次印刷　印数：0,001— 7,800册
统一书号：15034·1782　定价：0.61元

译校说明

在译校过程中，对已发现的原书中的技术错误做了改正，并对参考价值不大的内容进行了删节。

由于译校者的水平所限，错误和缺点在所难免，请读者提出批评和指正。

参加本书译校工作的还有李中坤。此外，尚有很多同志对本书的译校工作给了很大帮助，对此，谨致以衷心地感谢。

前言（摘译）

为对化学推进剂的能量特性作出评价而进行大量的计算与发展性试验工作的事，实属多见。然而，若能对制约推进剂能量特性的基本因素做合理的分析，将可使这种评价所需要的工作简化，并能深入了解所提出的推进剂系统的预期结果。这一主题，曾是格拉斯曼（Glassman）在普林西顿大学所教授研究生的两门课程“化学火箭发动机”和“喷气推进中的燃烧过程”中的部分教材的基础。为了使主题材料更加全面，特地增加了在火箭燃烧室中的非平衡影响的补充材料。

第二章的第一部分实际上是导言，它为后面几章的讨论和分析提供了基础。在这一章和第三章“关于非平衡影响”的材料，也许更集中地表达了本书的主题。在最后两章，分析了化学推进剂的能量。特别是，希望读者将发现本书的“结语”那一部分是有用的，在这部分中，集中了全书的要点。

I.格拉斯曼

R.F.索耶

目　录

符号说明

A	面积
A	任意反应物
A	分子乘数
a	任意反应物A或任意元素Z的化学计量系数
B	任意反应物
b	任意反应物B或任意元素Y的化学计量系数
c_s	凝缩相颗粒的比热
c	任意元素X的化学计量系数
c	有效排气速度
c^*	特征速度
c_p	定压比热，卡/克°K
c_v	定容比热，卡/克°K
c_F	推力系数
C_s	凝缩相颗粒的热容，卡/°K
C_p	定压热容，卡/°K
E	克分子内能
EC	平衡燃烧
F	推力
F	克分子自由能
f	逸度
g	重力加速度
g_0	换算常数32.2 磅质/磅力·秒^2
$g_{e,i}$	在成分i的一个分子中所含元素e的原子数
H	克分子焓
h	比焓
h	传热系数
I_{sp}	比冲
K	平衡常数
k	反应速率常数
k	导热系数
k	以任意假定分压表示的平衡反应方程中的误差
L	潜热
L^*	V_c/A_t
M	马赫数
$\mathcal{M}$	分子量
m	质量
$\dot{m}$	质量流量
n	克分子数
Nu	努赛尔特准数
P	总压
p	压力

p	分压
Q	热量
Q	任意函数
q	任意变量
q	电荷
$\overline{R}$	通用气体常数
R	气体常数
R	任意产物
Re	雷诺准数
r	浓度改变速率
r	半径
r	任意变量
r	任意产物R的化学计量系数
S	克分子熵
S	任意产物
s	比熵
s	任意产物S的化学计量系数
T	温度
t	时间
u	速度
V	体积
V	伏特
v	飞行器速度
W	每单位参考面积的质量流量
w	重量
$\dot{w}$	重量流量
w	生成速度
X	任意元素
X	混合物质量克分子百分数
x	重合分数
x	座标
Y	质量分数
Y	任意元素
y	座标
y	原子浓度的平方与分子浓度之比
Z	任意元素
z	座标
z	压缩因子
γ	比热比
δ	在喷管中可以随气体流动而变化的反应方程中的所有的项
η	冻结流动效率
μ	总克分子数
μ	化学势
ν	逸度系数
ν	普通化学计量系数
ρ	密度
ρ_{sg}	每单位体积的气体中的固体质量
ϕ	当量比

下　标

a	环境条件	m	克分子
B	逆反应	m	质量
b	逆反应	max	最大
c	燃烧室	O	绝对温度，0°K
crit	临界	o	空的
e	喷管出口	opt	最佳
eq	平衡流动	p	定压
F	正反应	P	推进剂
f	力	R	反应
f	生成	S	恒熵
fr.	具有有限速度的反应所控制的流动	s	颗粒
		t	喉部
froz	冻结流动	th	喷喉[一]
g	气体	T	恒温
i	入口	ult	极限值
i	反应物	V	容积，体积
j	反应产物	vac	真空[二]
k	在排气喷管出口处的气体产物	v.p.	蒸汽压力

上　标

o	标准状态	′	反应的反应物一边
″	反应的产物一边	–	平均

[一]，[二] 原书漏掉。——译者注

第一章 绪 论

本专论书籍不打算评述所有推进剂及其能量。恰恰相反，整个着眼点是：运用基础热化学、动力学和流体力学方面的基本思想，可以很容易地表征一个特殊推进方式的特殊推进剂，而对所有推进剂及其能量的评述，认为这是不必要的[1]。

遗憾的是，火箭推进领域中的一些方面，几乎是作为一门经验科学而发展起来的。除了这种严苛的评论外，其它的评价这门科学的说法是不多的。关于滴燃烧[2,3]、燃烧不稳定性[4]、喷管缺点[5~8]等方面的问题所进行的许多卓越的基本研究工作，似乎是已超出了推进发展工程师的工作范围。在许多情况下，这方面的工程师是凭借着计算机和广泛的研制试验而进行工作的。当发展工程师认为，或别人向他建议，某个推进剂配方可能有希望时，他就简单地把适当数据编入计算机程序，而等待得出答案。如果算出的比冲是足够引人注目时，他就开始研制和试验。已意识到，在火箭中所进行的过程是太复杂了，以致不能全靠分析设计，而在推进领域中总是需要进行研制和试验的。但是，已从基础科学知识和推进系统的要求得出许多基本原理，以便大大缩短从初步设想到付诸实现来鉴定推进剂所需要的时间。

那些从事推进系统发展工作的人，曾常常打算从新的分析获得更深入的了解，但所得的基本概念总是被不可理解的细节弄得含糊了。因此，已出版过很多书刊，报道和分析过化学推进剂的能量[9~13]。但是，还很少企图进行解释所分析的能量结果为什么是那样的。本书企图清楚地阐述评价推进剂的重要原理，而作解答“为什么”的重要问题。诸如为什么这种推进剂优于另一种？为什么当燃烧室压力增加时最高比冲点向化学计量混合比移动？

为什么对于某些单元推进剂得不到平衡燃烧室产物浓度等？

当然，作者应提供自己所相信可以清楚地阐明重要原理和回答“为什么”的基础。这样做可能导致作者曾用过的关于“不可理解的细节”同样的评语。希望把细节交待清楚，但为避免可能的批评，作者对所有关键性的概念和论点采取了下面画线的办法[一]，并把它们从课文中抽出来，总括在“结束语”中。实际上，作者所要达到的目的，和斯波尔定(Spalding)在燃烧领域中当提出他关于燃烧的10个“半真理”(half-truths)时所要达到的目的是一样的[14]。

必须指出，在课文中或自课文中抽出来的某些原理，仅作为粗略通则。确实，将给出一些通则，但它并不像字面所说的那样粗劣。对于所给出的许多经验法则，将有一些例外，课文中的详细叙述会指出什么时候会出现例外。……

就本书的结构，可以发现，第二章的第一节[二]的目的是通过理想火箭理论去提出和讨论火箭能量参数，特别是这些参数的意义。第二章的第二节[三]是综述有关的化学热力学。热化学符号、平衡常数和凝缩相处理的讨论，确定燃烧室产物成分的方法，计算绝热燃烧（或火焰）温度的方法，等等，都是重要的。第二章[四]的最后一节是最重要的，讨论了化学反应混合物的喷管过程以及如何确定能量参数的确切的数值。重点是关于冻结、平衡和动力学速度控制的流动情况的差别。详细讨论了动力学速度的近似计算法。

最后几章讨论的主题如本绪论开头所说的。前面几章给出了后面几章解释问题的基础。

[一] 为保持版面清晰，防止烦琐，译文将黑线删减了。——译者注

[二] 原书误为第二章。——译者注

[三] 原书误为第三章。——译者注

[四] 原书误为第三章。——译者注

关于能量方面，虽然也给出了一些数据，但不打算给出全部详细的数据来。仅在证实一个特殊点的可靠性时，才必须给出具体的能量数据。

系统评价化学推进剂能量的方法很多。此处所介绍的方法是作者曾有效地应用过，希望它对读者是有裨益的。

第二章 理论计算

首先把评价火箭发动机能量最通用的参数提出来。从这些参数，导出决定推进剂能量的重要参数。类似在资料〔15〕中所用的方法，将根据推进剂的热力学和其他性质，在理论上导出简化方程式，以便深入了解各个能量参数的基本意义。这些简化的方程式是由所谓理想火箭发动机导出的。更精确的推导，将推迟在下面几节中进行，在那里，会提到需要的化学热力学的一些原理。

A. 能量参数

火箭发动机的能量分析包括计算：

F——推力；

c——有效排气速度；

c_F——推力系数；

c^*——特征速度；

以及从 c 导出的其他参数：

I_{sp}——比冲。

在表达一给定推进剂配方时，许多人好列出绝热燃烧温度T_c，从燃烧室排出的气体的平均分子量$\mathscr{M}$以及这些气体的比热比 γ。

借认为是“理想火箭发动机”，可利用简单的一维等熵流动关系的优点，以 T_c、$\mathscr{M}$、γ 和相应的压力及喷管面积来表达能量参数。除了冻结流动情况（即在整个喷管中成分保持不变）以外，在精确理论计算中，$\mathscr{M}$和 γ 失去它们的重要性。但是，在决定进入喷管的气体的热力学性质当中，T_c 仍保持其重要性。而且，T_c 在很大程度上决定热传给喷管壁的程度。传热在喷管设计中是很重要的。在很多情况下，要把 T_c 和 c 、c_F、c^* 及 I_{sp} 列在一起，作

为能量参数。

（1）推力

在任何这样的发动机能量分析中，推力方程是根本的出发点。一般来说，作用在任意形状的喷气发动机上的推力，可从相当于一维问题、用积分形式表示的动量方程来算出。根据图2-A-1●，可得：

$$(\text{气流推力})_i=(\dot{m}_i u_i+p_i A_i)=p_i A_i(1+\gamma_i M_i^2)$$

$$(\text{气流推力})_e=(\dot{m}_e u_e+p_e A_e)=p_e A_e(1+\gamma_e M_e^2)$$

作用喷气发动机外表面上的合力$=F+p_a(A_e-A_i)$

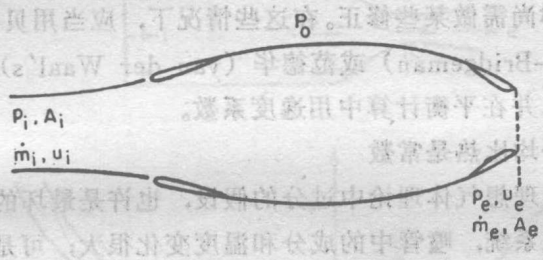

图2-A-1　任意形状并标有适当符号的喷气发动机

令合力等于气流推力的变化：

$$F+p_a(A_e-A_i)=(\dot{m}_e u_e+p_e A_e)-(\dot{m}_i u_i+p_i A_i)$$

假设以外表面上的压力所表示的作用在喷气发动机上的外力与外界大气压力是相等的，但在实际飞行中的情况并非如此。因此，对于飞行中的喷气发动机，在推力F和气动阻力D之间，本方程包含某些假定的偏差。因为推进系统地面实验所测定的推力与这样算出的推力F近于相等，因此，为方便起见，在这种情况下的偏差被认为是合理的。

在火箭的特殊情况下，令$\dot{m}_i$和A_i为零，则：

$$F+p_a(A_e-A_i)=(\dot{m}_e u_e+p_e A_e)-(\dot{m}_i u_i+p_i A_i)$$

$$F+p_a A_e=\dot{m}_e u_e+p_e A_e$$

● 图2-A-1中的p_0等于正文公式中的p_a。——译者注

$$F = \dot{m}_e u_e + (p_e - p_a) A_e$$

因为 $\dot{m}$ 是常数，则：

$$F = \dot{m} u_e + (p_e - p_a) A_e \qquad (2.A.1)$$

理想火箭发动机分析根据以下简化条件进行：

1）燃气遵守理想气体定律

本假设在500～800磅/英寸^{2}压力范围内是适合的，但是，所推荐的工作压力为2000～3000磅/英寸^{2}时，即使在通常温度下，对理想气体定律尚需做某些修正。在这些情况下，应当用贝蒂-布雷格曼(Beattie-Bridgeman）或范德华（van der Waal′s）方程作为状态方程，并在平衡计算中用逸度系数。

2）平均比热是常数

这是在理想气体理论中过分的假设，也许是最坏的假设。对大部分高温系统，喷管中的成分和温度变化很大；可是，单元推进剂的低温分解可以作为理想状态来处理。

3）具有一维流动

即使在精确的理论计算中，本假设是需要的。它不是一个太过分的假设。

4）无摩擦或另外的消耗损失

为了符合等熵流动的条件，这个假设是需要的。对于大部分实际火箭发动机，损失一般是小的。

5）无热传导损失

因为火箭发动机采用对流传热冷却，所以这种损失是感觉不到的。在固体推进剂火箭中，损失大些，但即使如此，对现代的贮壁浇铸推进剂，损失几乎完全局限在喷管附近（除在燃烧最后之外），因而热传导损失是无关紧要的。

6）在喷管入口的流速为零

在理想的和精确的理论计算过程中，首先计算温度，然后处