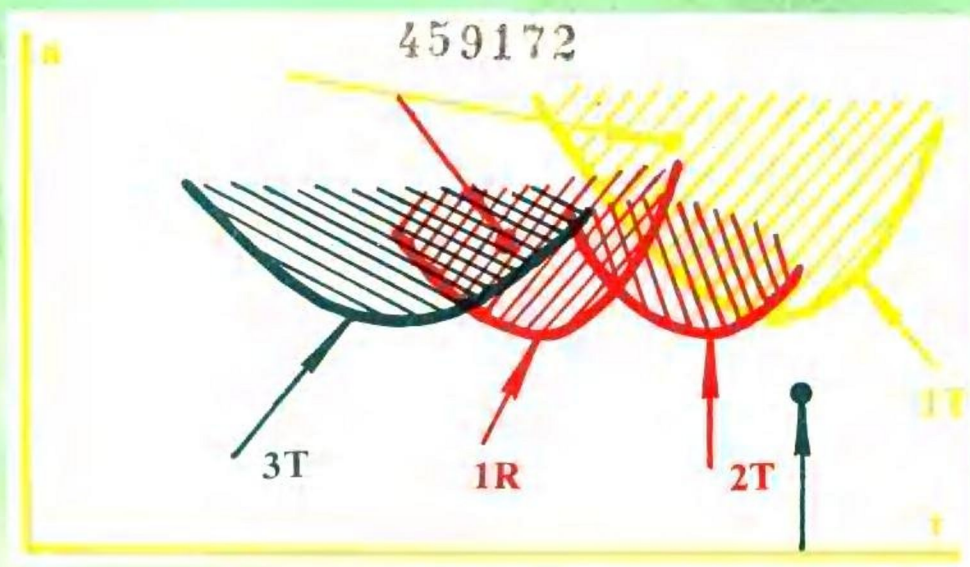


液体推进剂火箭发动机 不稳定燃烧



国防工业出版社

第一章 绪 论

本书主要是论述液体推进剂火箭发动机的燃烧不稳定性问题。但是，在详细讨论不稳定燃烧之前，读者应具备液体火箭发动机各系统、各有关性能参数以及燃烧不稳定性现象本身等方面的知识。对这方面过去的成就和现状有所了解也是有益的。编写这章绪论的目的就是为了满足这些要求。

在随后的几章中，将详细地阐述绪论中的一些内容，即不稳定性机理的探讨，特定问题求解的数学方法，把解应用于实际发动机，试验测量以及稳定性评定技术等。但本章的其余部分，诸如发动机系统和性能参数，则仅作引证而不再进行讨论。后面所讨论的内容，每个作者强调各自认为最重要的方面，前后各章之间所强调的也可能有所不同。因此，读者应该正确地理解本书提供的材料。

1.1 液体火箭发动机系统

1.1.1 常规发动机[●]

液体火箭发动机系统可分为两大范畴：挤压式和泵压式。通常，这两种系统不能在同样的应用中互换。挤压式设计多用于反作用控制及空间推进系统，这种系统的推力和室压均较低，易于实现多次再起动。而泵压式发动机则用于大推力和高室压，其典型应用是工作持续时间长的运载器的助推级和上面级。推进剂贮箱虽然很大，但能做得很轻，因为其强度仅需保证结构刚性，而贮箱压力足以给泵提供适当的净正抽吸压头（NPSH）。由于发动机再起动的需要是有限的，因而较复杂的起动瞬变过程是可以容许的。

尽管可能有很多的推进剂组合^[483]，但是当今常规发动机主要采用三类：地球可贮存的，冷冻的以及冷冻-可贮存的。在标准温度和压力下呈液态的推进剂称为地球可贮存的。在标准状态下呈气态，但可通过冷冻液化的，则是冷冻推进剂，其贮存需要绝热容器，而且除非提供冷却，否则沸腾损失是不可避免的。冷冻-可贮存组合是由一种冷冻推进剂和一种可贮存推进剂所组成。

通常的可贮存组合是以四氧化二氮作为氧化剂，而以50%肼和50%偏二甲肼(UDMH)的混合物（或称混肼-50，以A-50表示）作为燃料。一甲基肼（MMH）有时用来替换A-50。这些可贮存组合是自燃的（即两种推进剂组元相接触时，由自发反应而产生燃烧），因而在需要再起动的空间推进系统中得到广泛的应用。“阿波罗”飞船上用的几个挤压式发动机就是使用这种推进剂组合。鉴于其“准备迅速”，不像冷冻推进剂那样因有沸腾损失而需最后瞬间加注，故军用的泵压式系统均采用可贮存推进剂。

目前应用最广的冷冻推进剂组合是以液氧作为氧化剂，以液氢作为燃料。这种组合需要火花塞那样的装置作为点火源。这种推进剂组合的性能是所讨论中最高的。用这些推进

● 作者是 R. J. Richmond.

剂的典型发动机是“土星”V系统上的泵压式J-2发动机。由于液氢的温度很低(-423.3°F), 长期贮存需要特殊的绝热及精心设计。

广泛使用的冷冻-可贮存组合是液氧和RP-1(一种精馏煤油)。此组合用在一些助推级发动机上-典型的是“土星”V运载器上的泵压式F-1发动机。这种推进剂组合性能良好而价格低廉。点火是用点火工质来完成的, 这些工质与氧是自燃的, 诸如三乙基铝(TEA或TEAL), 三乙基硼(TEB), 或其混合物(TEA/TEB)。

在未来的空间发动机中, 另一类推进剂显得更为突出, 即所谓空间可贮存的, 这类推进剂是冷冻的, 但在空间环境内可长期贮存, 而且比目前地球可贮存推进剂可能有更高的性能潜力。其典型例子是采用轻烃类燃料(如甲烷)和含氟氧化剂(FLOX或 OF_2)。

图1.1.1a所示的推力室(TCA)是目前常规发动机所通常采用的。其典型组件包括: 喷注器(推进剂通过燃料喷孔和氧化剂喷孔进入室内), 推进剂集流腔, 燃烧室(推进剂在其中进行反应, 燃烧室的长度一直延伸到拉瓦尔喷管进口, 燃烧不稳定性发生在燃烧室内), 燃烧不稳定性阻尼装置(如隔板和声衬)以及拉瓦尔喷管(把高温燃烧产物的热能转化为排出气流的动能)。

1.1.1.1 挤压式发动机 目前使用的挤压式发动机推力范围为5~22000磅。其推进剂流动

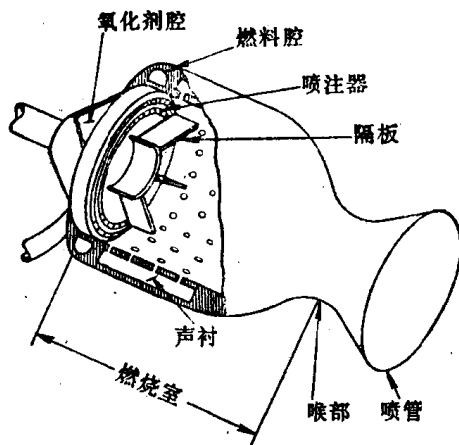


图1.1.1a 推力室的典型组件

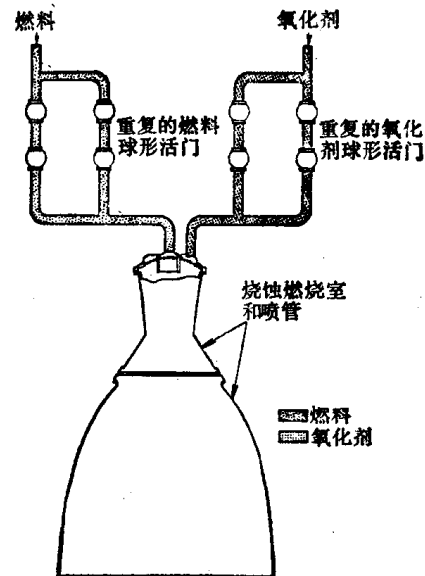


图1.1.1b 服务舱推进系统推进剂流路简图

系统是非常简单的。基本组件有推进剂活门、喷注器、燃烧室和喷管。推进剂由活门经喷注器进入燃烧室。喷注器使推进剂在反应前进行雾化和混合。燃烧室的形状通常为正圆柱形, 后与收敛-扩散喷管(拉瓦尔型)相连。典型的挤压式发动机简图示于图1.1.1b。这是“阿波罗”服务舱推进系统(SPS), 它把指挥舱和登月舱送入月球轨道, 并把指挥舱送回地球。

发动机的推进剂供应系统包括: 推进剂贮箱, 供应管道及其前活门(活门通常位于贮箱底部, 以使在发动机起动之前有推进剂)。通常把推进剂的主活门进口作为供应系统和发动机的分界。靠贮箱内液体推进剂表面上气垫的压力, 把推进剂从贮箱压入燃烧室内。提供增压气体的方法有几种, 最常用的是用高压气瓶中的氮气。增压气体经过包含若干压力调节器和活门的管道而至推进剂贮箱的气垫空间。由于推力大小是与挤压系统的气垫压力成正比的, 因而要获得和保持预定的推力需要精确地控制压力。与此相反, 泵压式系统的

推力对贮箱内压力的额定偏差是不敏感的（挤压式系统的详细讨论见参考文献〔593〕，173~263页）。

由于推进剂贮箱内的压力必须等于室压、流动系统内总的压力损失以及与推进剂喷射速度有关的动压头的总和，所有这些都使挤压式系统贮箱的重量重于泵压式系统的贮箱。因此，挤压式系统在低的室压情况下使用是有吸引力的。目前这种典型的室压范围为100~120磅/英寸²（绝对）。从重量方面来考虑，当室压高于此范围时，泵压式系统就显得更有吸引力了。为使贮箱重量减到最小，特别强调要尽量降低流经供应管道、推进剂活门和喷注器的压降。用烧蚀燃烧室和喷管来代替再生冷却组件可进一步降低贮箱压力，因为消除了与再生冷却通道有关的压降。

与任何其它火箭发动机系统一样，挤压系统对低频、中频或高频燃烧不稳定性是敏感的。各种类型的不稳定性于1.2节中讨论。这里应指出：假如通过降低压降，尤其是通过降低喷注器压降的方法使挤压系统贮箱的重量减小，则低频不稳定性就会成为一个突出的问题，此时供应系统与发动机内燃烧过程之间就会发生耦合。有关这个问题将在以后几章中作进一步阐述。

1.1.1.2 泵压式发动机 在大推力、高室压情况下，适合采用泵压式发动机。目前推力的使用范围约从16000~1500000磅，而室压从300~1000磅/英寸²（绝对）。系统中除具有挤压式系统中那些组件以外，还包括把推进剂抽送到燃烧室的涡轮泵及燃气发生器。典型的泵压式系统是在高压比、低流量的并联●涡轮循环条件下工作的。发动机与供应系统的交界是在涡轮泵的进口法兰盘处。

在设计供应系统部分时，很重要的考虑之一就在于使贮箱重量尽量减到最小。贮箱的强度仅需要保证结构刚性，而贮箱内压力要足以维持所需的净正抽吸压头即可；后者在泵的设计中是很重要的，在发动机研制中应竭力使净正抽吸压头减到最小。在某些情况下按这种考虑工作做得如此成功，以致于决定贮箱重量的不是压力，而是出于结构上的考虑。

涡轮泵分系统（作为发动机的一个重要部分）是由两个泵（通常为离心泵）及一涡轮组成，有时还配有齿轮箱，但现已认为是较老式了。驱动涡轮的能量是由燃气发生器分系统提供的，它是由推进剂活门、喷注器及燃烧室组成的。推进剂从涡轮泵输出管道接出经燃气发生器喷注器喷入燃烧室，进行化学反应并转化成燃气。燃气通过涡轮而膨胀，由涡轮来驱动泵。由于目前涡轮材料的工作温度极限约在1500°F左右，为避免超过这个极限，燃气发生器在富燃料条件下工作。典型的泵压式系统F-1发动机简图示于图1.1.1c。

由于燃气发生器也是一种燃烧装置，在某些方面与主燃烧室相似，同样具有许多固有的燃烧问题，在这里作简要的讨论。控制向燃烧室流动的活门通常安装在喷注器上，而喷注器则安装在燃烧室本体上。燃气发生器组合件通过一根短导管直接装在涡轮集气管上。由于燃气发生器必须提供适用于涡轮的低温气体，因而并不需要冷却燃烧室本体。燃气发生器是没有喉部的；但是，气体喷入涡轮时所通过的涡轮喷嘴则通常在壅塞条件下工作。因此，燃气发生器、涡轮集气管和喷嘴组合件，可按与主燃烧室同样的分析方法进行处理。

理想情况，燃气发生器应向涡轮供应温度均匀、反应完全的气体。燃烧必须是稳定的，以免发生振动和压力振荡。为了防止产生局部热点（可能成为燃烧室本体或涡轮集气管的

● “并联”指的是在这循环中，涡轮与主燃烧室相并联。

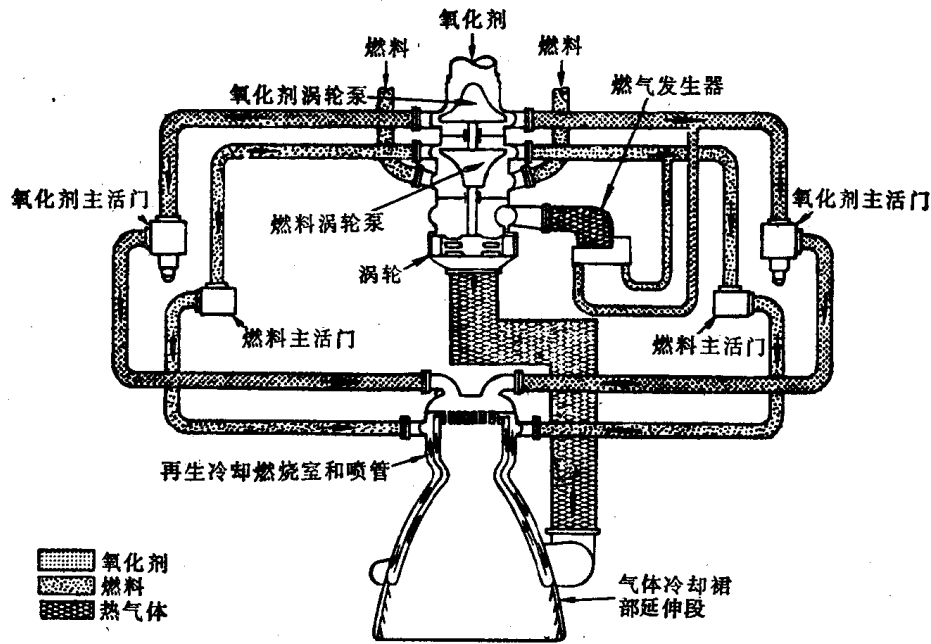


图1.1.1c F-1 发动机系统简图

过热区), 温度均匀是必需的。而要使涡轮有效地工作, 在涡轮集气管进口处气体必需是反应完全的。如果气体在该处反应不完全, 在气体流经集气管时, 则反应继续进行, 就会使温度升高, 这就是所谓的燃气发生器的“复燃”。在进入喷嘴之前流得最远的那部分气体是最热的, 而几乎立即进入喷嘴的另一部分气体则是最冷的, 这将导致涡轮在低于需要的平均温度下工作。喷注器对均匀性及所达到的反应完全程度影响最大, 但燃烧室本体的结构形状也是有影响的。燃烧室本体的容积必须足够大, 以提供为达到完全反应所需的停留时间。为了尽量减小停留时间及燃烧室尺寸, 用 L 形燃烧室本体加上挡环或挡栅, 以机械方法来加强混合。复燃问题最初在采用液氧/RP-1 推进剂组合时曾发生过 (对泵压式系统较详细的讨论见参考文献 [593], 273~304 页)。

主燃烧室和燃气发生器易感受的燃烧不稳定性, 其类型是与挤压式系统中所提及的相同。当燃烧动力过程与发动机供应系统动力过程发生共振时, 可能发生低频不稳定性。通常在分析低频不稳定性时, 是不考虑泵上游的供应系统的 (由于泵的隔离作用)。然而, 近来情况表明未必如此。因此, 泵压式发动机与挤压式发动机一样, 必须连同其全部供应系统作为一个整体去考虑, 才能够评定其低频不稳定性。燃烧过程也可能会与涡轮泵叶片的尾流频率相耦合。然而, 这种情况是很少发生的, 因为叶片尾流频率通常与低频或高频的燃烧动力过程不相匹配。叶片尾流频率属于由涡轮泵叶轮所引起的发动机供应管道内存在的压力脉动, 其大小决定于泵转速与叶片数的乘积。高频或声学不稳定性也可能发生。

1.1.2 先进发动机

上节讨论了两种基本的常规发动机系统。本节介绍两种为未来应用的先进系统: 气动塞式系统和分级燃烧系统[●]。这些系统与常规泵压式系统一样, 是按所用涡轮来分类的两

● “分级燃烧系统”或称为“补燃系统”。——译者

种基本动力循环，即高压比、小流量的并联涡轮循环与低压比、大流量的串联●涡轮循环。还有这两种循环的某些改型⁽³⁹⁶⁾。前面讨论的常规泵压式系统是高压比、小流量的并联涡轮循环的一例。其改型即所谓的抽气循环，是用从主燃烧室中抽出的气体来驱动涡轮的，因而可取消燃气发生器。

1.1.2.1 气动塞式发动机 正在研究的一种先进发动机概念是环形空气动力塞式发动机或简称为气动塞式发动机⁽³⁾。选定在 1500 磅/英寸²(绝对)的室压下工作的系统简图示于图 1.1.2 a。利用从主燃烧室中抽出的气体来驱动高压比、小流量的并联涡轮，这与常规发动机的循环相同。气动塞式发动机与常规发动机的差别在于喷管与燃烧室的结构形状有所不同。燃烧室是环形的，而不是圆柱形的，不采用常规的钟形喷管，燃烧室内的气体排入再生冷却的截短塞式喷管。驱动涡轮的气体，在经涡轮膨胀后，通过塞的底部排出，以提高底部压力及喷管性能。

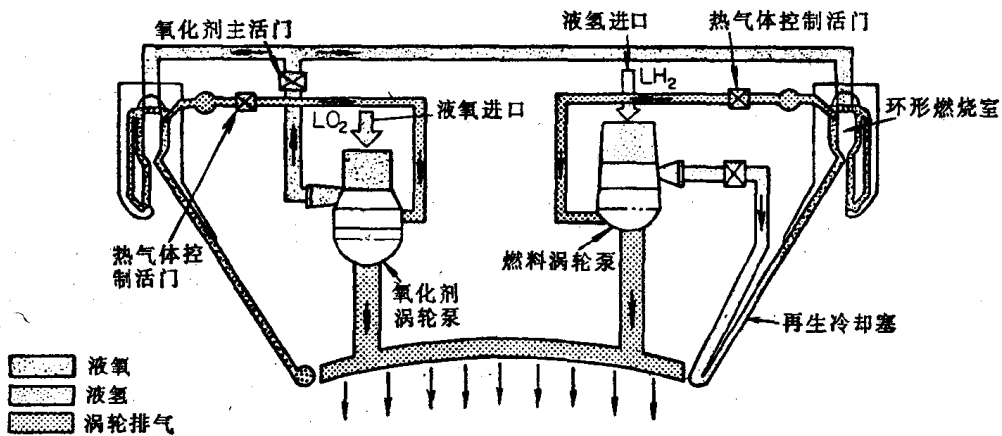


图 1.1.2 a 气动塞式发动机系统简图

气动塞式发动机的优越性在于：在整个弹道中，喷管具有连续最佳地膨胀至当地环境压力的能力。排气射流的外边界是一自由膨胀射流，它膨胀到周围压力场，从而导致在整个火箭飞行弹道中获得较高的总冲量。此外，环形燃烧室与气动塞式喷管结合在一起，能使发动机结构紧凑而缩短长度。对气动塞式发动机的进一步讨论见参考文献(368)，10~15页。

气动塞式发动机与前面讨论过的发动机一样，也易感受某些类型的燃烧不稳定性。除了在常规系统中见到的那种低频和高频不稳定性之外，气动塞式发动机，由于环形燃烧室的周界较长而会发生声学不稳定性，其频率低到足以同供应系统发生耦合。这有时称为“环形”(race-track)●振型。它与大型常规发动机中声振型与供应系统的耦合相类似。实际上，这种耦合不会引起严重的问题，因为结构上的要求会把燃烧室沿周向分隔开。所以，每一隔开部分犹如一个单独工作的燃烧室，其尺寸就不会使其声振频率低到与供应系统相耦合的程度。

1.1.2.2 分级燃烧发动机 为未来应用而正在研究的另一种先进发动机的概念是分级燃烧系统^(68,69)，它采用带有可延伸裙部的常规钟形喷管。其裙部在高空中可以伸出以改善

● 串联涡轮循环所用的涡轮与主燃烧室串联。

● race-track 直译为跑道(体育比赛用)。——译者

其喷管性能。这种发动机的工作循环是采用低压比、大流量的串联涡轮。它有时称为分级燃烧补燃系统,其系统简图示于图 1.1.2 b。这系统在循环和结构形式两方面均与常规系统不同。发动机是由第一燃烧室●、涡轮泵组合件、第二燃烧室●以及带有裙部的钟形喷管所组成。发动机所用全部燃料●和一小部分氧化剂喷入第一燃烧室中,产生低温的(1500° F)富燃料气体。然后,这气体经一低压比、大流量的涡轮而膨胀,并驱动涡轮泵。气体从涡轮排出后进入第二燃烧室,并与其余的氧化剂以最佳混合比相化合,随后经钟形喷管而膨胀。

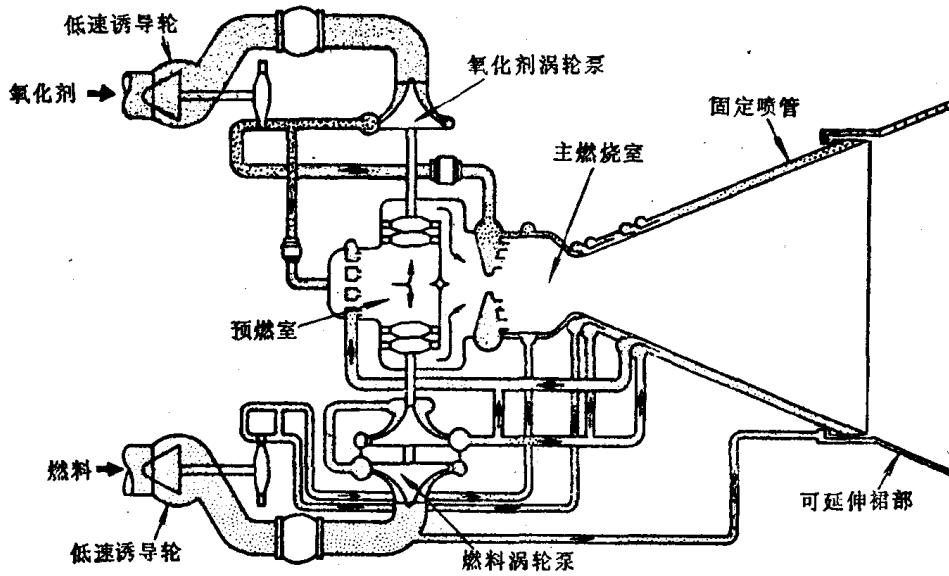


图1.1.2 b 分级燃烧发动机系统简图

目前正在研究中的分级燃烧系统,其第一燃烧室的压力可高达 6000 磅/英寸²,而第二燃烧室的压力可在 3000 磅/英寸²以上。由于这样高的压力,第二燃烧室和喉部的再生冷却需要专门考虑。为此,燃烧室所用材料,其导热率应比目前所使用的要高得多。另一种冷却方法是发汗冷却,这种冷却技术是使少量的燃料通过燃烧室壁。但是发汗冷却不如再生冷却,原因是用于冷却的燃料在进入燃烧室后燃烧不良,因而引起性能损失。所以,发汗冷却只能用在喉部和燃烧室的关键区域。喉部下游的喷管主要部分,因热流较低,可用目前实用的再生冷却。

分级燃烧系统的优越性在于:其循环要比高压比、小流量的并联涡轮循环更为有效,因为用于驱动涡轮的全部推进剂最后均在最佳的混合比下燃烧,并通过喷管而膨胀。由于室压较高,可在不增加喷管出口尺寸的情况下选用较大的喷管膨胀比,因而使比冲提高。可延伸裙部在高空中能提高膨胀比,这就进一步改善了性能。

在分级燃烧系统中,也可能发生燃烧不稳定性。第一和第二燃烧室均可能遇到高频和低频燃烧不稳定性。此外,在第一与第二燃烧室之间,在第一燃烧室与供应系统之间,以及在第二燃烧室与氧化剂供应系统之间,均可能发生复杂的相互作用。

- 或称为预燃室。——译者
- 或称为主燃烧室。——译者
- 这里指的是流量。——译者

1.1.3 性能参数●

下列符号适用于 1.1.3 节:

F	推力
g_c	重力常数
r	喷管半径 (与轴线垂直)
α	从轴线测得的流线角
δ^*	边界层位移厚度
η_{ER}	能量释放效率, $\frac{I_{sp} \text{ 实际能量释放}}{I_{sp} \text{ 100% 能量释放}}$
θ^*	边界层动量厚度

下标:

a	周围环境
e	喷管出口
o	滞止
vac	真空
1, 2, i	流管标记

上标:

$()'$	位流喷管型面
--------	--------

1.1.3.1 外部性能参数 火箭发动机的特性在很大程度上是用所消耗的推进剂流量及其产生的推力来表征的, 而尺寸、形状、喷管的面积比以及燃烧室压力则是次要的。

火箭发动机的基本性能参数是真空比冲 ($I_{sp, vac}$), 即每秒每磅推进剂流量在真空环境下产生的推力磅数。真空比冲完全确定了用于空间飞行的火箭性能。而且, 在给定的推进剂和喷管形状的情况下, 真空比冲对于燃烧室压力、火箭发动机尺寸、推进剂流量以及推力的微小变化都不是很敏感的。

火箭发动机推力室的第二个参数是特征速度 (c^*), 它与推进剂流量有关。对特征速度的试验估算和建立关系式, 需要应用燃烧室内的滞止压力; 特征速度这个量是一个不能直接测量的量, 而在很多情况下这个量不是单纯的唯一数值。因此特征速度不可能象真空比冲那样可以精确地确定或测量。然而, 特征速度 (即使有百分之几的误差) 仍然是评定推进剂系统组件的有用的参数。为获得所需推力, 可用简单的机械方法在很大的范围内单独地调整推进剂流量, 而特征速度或真空比冲没有任何改变。

火箭发动机的外部特性及性能参数的确定示于图 1.1.3 a, 并给出各值的精度。真空比冲和特征速度的典型数值见表 1.1.3 a。

1.1.3.2 火箭发动机推力室中的内部过程
假如对实际火箭发动机的性能进行分析和估计, 则首先需要详细列出影响性能的各个过程和参数。其次是对这些过程需要有一个切实可行的分析模型以及所需的用作输入的物理数据。最后, 必须综合分析各个单独过程, 以便考虑全过程及其相互作用。计算理想化参考模型的性能, 然后从中扣除相应于各损失源的性能线性独立增量, 这种计算是不够完善的, 因为在实际火箭发动机中发生的各过程之间还存在很重要的相互作用。

火箭发动机产生推力时所形成的内部过程, 并不象外部特性那样明显, 而且迄今对它

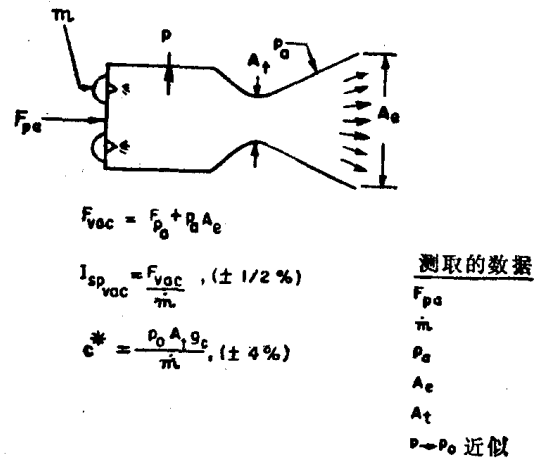


图 1.1.3 a 火箭发动机的外部性能特性 (其中 F_{vac} 是真空推力)

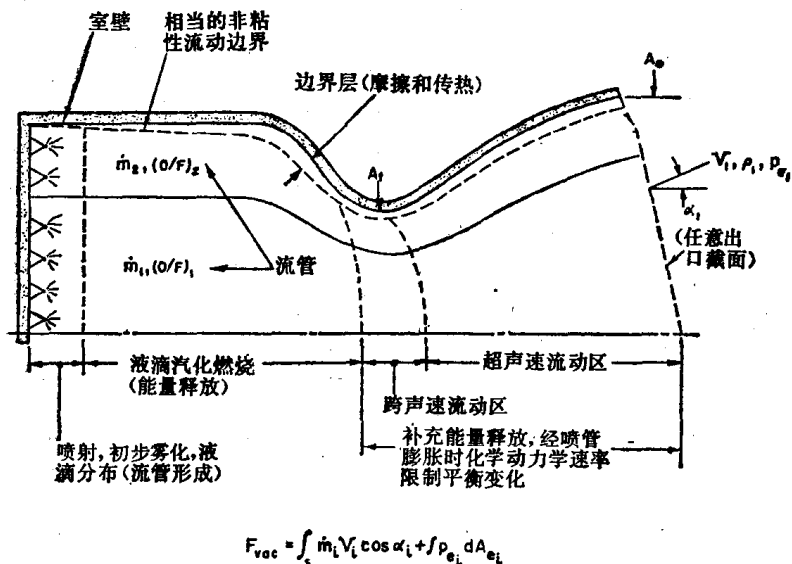
● 作者是 W. B. Powell.

表1.1.3 a 性能参数实例

系 统	低 面 积 比			高 面 积 比			O/F	c* 英尺/秒	
	e	I _{spvac} (磅力·秒)/磅质量		η _{ER}	e	I _{spvac} (磅力·秒)/磅质量			
		试 验 值				试验值			预 计 值
F ₂ /H ₂ p _o = 50磅/英寸 ² (绝对) F = 1200磅力	1.9●	343		1.00	60●	417	428.7	12.0	7850
N ₂ O ₄ /A-50 p _o = 100磅/英寸 ² (绝对) F = 1000磅力	1.0	209.6		0.98	60●	307	311.6	1.8	5550
N ₂ O ₄ /A-50 p _o = 105磅/英寸 ² (绝对) F = 8000磅力	1.0	211.1		0.99	40●	313.2	316.1	2.0	5310
N ₂ O ₄ /A-50 p _o = 97磅/英寸 ² (绝对) F = 20000磅力	1.5	231.3		0.97	62.5●	313.5	318.4	1.6	5490

- 15°锥形喷管;
- 特型喷管 (或钟形喷管)。

尚未完全了解。常规火箭发动机的主要内部过程示于图 1.1.3 b 及表 1.1.3 b。其中每个过程都相应地有一个性能上的损失 (与理想的一维等熵平衡性能相比); 相应各过程的比冲损失的近似百分比值也示于表 1.1.3 b。这些过程在分析火箭发动机稳态性能时是很重要的, 其中有的对分析和估计燃烧不稳定性也是重要的。



$$F_{vac} = \int \dot{m}_i V_i \cos \alpha_i + \int p_{e_i} dA_{e_i}$$

图1.1.3 b 实际火箭发动机中的内部过程

表1.1.3 b 实际火箭发动机过程及损失

过 程	典型损失 百分数
混合比不均匀分布 (流管)	0~5
能量不完全释放	1~5
多相流动 (固体颗粒)	这里未考虑
二维流动 (曲率和扩散)	0.1~3
最终的反应速率 (动力学)	0.1~10
边界层 (摩擦和传热)	0.5~5

下面简述液体推进剂火箭发动机的内部过程, 并讨论各过程的主要相互作用。

混合比的不均匀分布 推进剂从燃烧室的上端喷入。为了改善推力室所处环境的恶劣条件, 通常在推力室壁附近组织一低混合比区。此外, 喷注器的推进剂集流腔和喷孔可这样安排: 使沿喷注器面的局部混合比和局部喷射流强都有所变化, 以叠加成所要求的分布 (见 2.3 节)。

对推进剂的质量分布和混合比分布进行鉴定的一种最好的方法，是采用不起反应的模拟介质的流动试验方法，试验时在喷注器面下游的喷雾进行取样[●]。另一种方法是以喷注器的推进剂通道和喷孔的水力学特性为基础进行仔细分析。

已经发现，可测定的质量和混合比分布的区域，其尺寸大于典型的分子混合距离（约1/2英寸），当进行反应并通过推力室和喷管时，仍趋于保持其各自的数值。

这样，火箭发动机可理想化地看作一组独立的、不相混合的火箭发动机（即流管），它平行地工作，并共处于整个燃烧室和喷管型面内。

作为一次近似，流管火箭发动机的性能是各个流管平均质量的性能，并认为在整个喷管的形状和出口面积比的情况下进行膨胀。如各流管之混合比有差别，其性能与均匀的平均混合比下应获得的相比有所降低。

二维喷管流动 拉瓦尔喷管的二维形状影响流动有两个方面：在喉部附近，流动的弯曲使压力分布发生畸变，出现弯曲的等压面。这种情况与通过喉部几何截面的一维声速流动相比，使流经喷管的流量有所降低；而出口流动的扩散将导致轴向动量的损失，因而引起了比冲损失。

确定喉部曲率对跨声速流场的压力分布及对流过喉部流量的影响的各种方法可见之于文献。当两个或两个以上的流管共处于一给定的喷管流动中时，除了静压处处是连续的这一基本假设以外，还需要加一个限制条件，这就是确定声速面以及确定在喷管喉部区流管所占的相对流动面积。

Kliegel 和 Quan⁽⁴⁰⁰⁾提出了有关火箭发动机喷管内两个同心流管的分析。但推进剂喷射条件并未给定。他们得出的结论是：流管的声速面必须位于共同的等压面上，因为这个条件能使通过喉部的总流量最大。

Norton^(610b)研究了通过喷管的多流管流动，这些流管的喷射条件（质量、动量、能量）是给定的，研究结果发现声速面通常是不连续的。

不论哪种情况，如果两流管内的气体性质不同，则两流管的滞止压力也就不同。如上所述，这会在确定和估算特征速度时遇到困难。

用二维喷管喉部下游的形状，可以确定超声速流场的发展及出口的流动扩散。以上述的跨声速解作起点，非粘性流体的超声速流动可用特征线法计算求得。这样一种计算可以给出起始线下游喷管表面上的压力或通过任意选定的喷管出口截面而给出流动的压力、密度、速度和方向。喷管的总推力是由起始线压力和轴向动量通量加上喷管超声速区表面压力的轴向分量求得的，或是由出口截面压力以及轴向动量通量确定的，结果都是一样的，它反映了由于出口流动扩散而引起的轴向动量损失。

有限的反应速率 火箭发动机燃烧室中气体的温度通常相当高，足以使某些成分分子发生离解。当热气体通过喷管膨胀时，压力和温度都降低。在较低的压力和温度下，离解的成分容易进行复合，并释放能量。但是，这些复合反应的速率是有限的，因而在通过典型火箭发动机喷管的瞬间，复合反应只能部分地完成。根据各具体反应速率常数以及给定的喷管尺寸或发生的时间，可以把动力学效应同喷管流动和性能计算一块考虑。这个效应总是要使获得的性能降低。

● 但是，化学反应可能改变不起反应介质喷雾的分布。

多相流动 在燃烧室内有些推进剂的燃烧产物含有固体颗粒，或者当燃气通过喷管膨胀时而形成凝聚成分。固体颗粒流动对火箭发动机性能的影响大小，取决于颗粒的状态和数目及其阻力系数和传热系数。两相流动过程对性能的影响是复杂的，分析该过程所需的基本数据是很难获得的。现有的一些计算机程序，均与一维喷管中的两相流动效应相近似，但目前尚无二维的处理方法可供使用。因此，在表 1.1.3 b 中并未给出两相流动损失的估算值。

不完全的能量释放 在火箭发动机中，喷入的推进剂，其雾化、混合、汽化和反应并非瞬时地或完全地发生。通常，在燃烧产物进入喷管收敛段以前，绝大部分燃烧已在燃烧室内完成。在通过喷管的瞬间，有些液滴可能汽化，并有可能发生某些反应[●]。然而，有些推进剂液滴可能在推力室内并未汽化，而有些已经汽化了的分子则可能找不到能与之反应的“对象”。不论哪种情况结果都会导致能量损失，并使燃烧产物的成分和性质发生微小变化，从而使实际性能降低。

应该明确流管过程和不完全的能量释放过程之间的区别。流管是一种均匀混合比的宏观区，它不同于具有另一种均匀混合比的其它宏观区。能量释放效率是流管内反应是否完全的一种量度；能量释放效率不但与各喷注器单元所产生的液滴混合程度和汽化程度有关，而且也与分子混合和反应的微观过程有关。

尽管有些分析和试验研究正在进行，而且提出了另一些研究，但对实际分布的能量释放过程迄今尚未作出完整的描述并提出完整的模型。

当无法用分析方法描述能量释放过程和估算它对性能的影响时，寻求一种过渡性的经验模型和方法⁽²³⁾还是有用的。通过降低滞止焓来减小系统总能量的办法，从分析上来模拟能量的不完全释放。在膨胀以前，假定有 100% 的推进剂是在降低焓值的情况下处于热力学平衡状态。然后用常用的方法进行化学和流体动力学的计算。由于用于膨胀过程的能量较低，故算得的性能下降了。同时，降低焓值也提供了一个不同的基准条件，根据这一条件来估算动力学损失。这种单一参数经验模型由于其简单明瞭而选作临时应用。

虽然这种简化了的能量释放模型不能精确地反映实际分布的能量释放过程之效应，但当采用一些常用的推进剂系统时，仍能得到有用的总的性能关系式和外推关系，这已为经验所证实。

边界层的摩擦和传热 燃气对壁的表面摩擦和传热效应，仅限于贴壁的一层相当薄的气体。气流的中心部分可以认为是与粘性或传热效应关系不大。

用一等效的完全非粘性的等熵势流模型代替实际流动，即可给出边界层对火箭发动机性能的影响。估算了位移厚度 δ^* ，以确定相对于实际喷管的势流喷管尺寸和形状。因此，通过势流喷管的质量流量是和实际喷管的相同。这种情况如图 1.1.3 c 所示。等效的势流喷管比实际喷管多出的那部分动量通量是由势流的动量厚度 θ 确定的，即厚度为 θ 的势流环形层具有的动量值。然后，正如图 1.1.3 c 所表明的那样，等效的势流发动机由于剩余动量和作用于位移厚度上的出口压力而必须对其推力作相应修正，才能得到实际发动机的推力。由算得的实际发动机推力除以由等效的势流发动机喉部计算得到之流量，即可求得比冲。由传热、摩擦和液体流动的基本关系出发，推导出了位移和动量厚度的公式，这一

● Mitchell⁽⁴⁹⁾ 的研究已指出：在喷管超声速段中的燃烧，即使在高面积比下，仍能影响性能。

工作是由 Elliott, Bartz 和 Silver^[241] 以及 Alber^[60] 完成的。

Elliott, Bartz 和 Silver 处理方法的特点是对薄边界层的动量和能量积分方程同时求解。这样, 由于对壁的传热而引起的损失, 作为边界层总损失的一部分是间接表示出来的, 而不象以前对

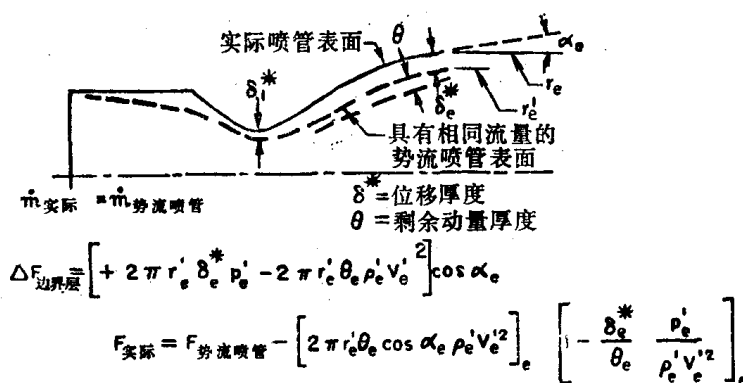


图 1.1.3c 边界层模型和性能修正

边界层处理那样分开来表示。因此, 在边界层模型中, 考虑了气体的摩擦阻力和热损失之间的所有相互作用。Alber^[60] 全面考察了这种用来估算边界层损失的方法, 并处理位移厚度和动量厚度的方法与正确考虑作用于喷管内部的轴向压力分量的方法是完全一致的。

诸过程之间的相互作用 原则上, 在实际推力室中发生的每个过程均与其它各过程相互作用。这些相互作用必须在有效的性能计算方法中加以考虑。其中有些更为重要的相互作用讨论如下:

(1) 能量不完全释放对化学动力损失及喷管膨胀过程的影响。不完全的汽化、混合和反应, 将导致能量损失并改变燃烧产物的成分 (与完全反应相比)。进入膨胀喷管中的气体温度降低了, 而离解的成分则相应减少。虽然直接由化学动力过程引起的那部分总损失可以减小, 但能量不完全释放和化学动力过程的净效应却使真空比冲下降了。而且, 由于喷管膨胀过程的热力性质, 在给定的能量亏损[●]的情况下, 性能损失的百分比将随喷管面积比而增加; 而这种影响将随能量损失的增加而增加。

(2) 二维流动对化学动力损失及其它损失的影响。二维流动将影响膨胀气体性质变化的大小和速率。对于小的喷管以及具有小的喉部曲率半径或喉部正下游膨胀角较大的喷管, 燃气膨胀得如此之快, 以致没有足够的时间使有限速率的平衡发生相应的变化。“钟形”喷管出口附近的喷管型面曲率, 可能引起压力、密度、速度和方向的局部变化, 这些量均包括在边界层损失和扩散损失的计算中。

(3) 质量和混合比的不均匀分布对化学动力损失的影响。具有不同混合比的流管, 将产生具有不同性质和温度的燃气, 因此, 各流管内的动力损失将是不相同的。

(4) 能量不完全释放、化学动力过程、流管流动和二维流动对边界层损失的影响。在计算边界层修正时所用的一些性质, 就是最靠近壁的那些流管的性质。这些流管中的气体性质取决于局部混合比, 也取决于能量释放、化学动力过程和二维相互作用效应。

1.1.3.3 实际的火箭发动机性能计算 实际的火箭发动机性能计算, 必须根据完整的物理模型, 这种物理模型是描述实际火箭发动机中发生的各种物理过程或效应的许多模型的综合。单独的输入应确定每个效应, 而算得的性能则应反映所有相互作用的结果。

如果对实际火箭发动机的所有过程都能鉴别, 并适当地加以模型化, 与此同时, 假如输入数据对精确规定每个过程或损失是可用的话, 则算得的性能将与试验台上测得的实际

● 这里的“能量亏损”即是“能量的不完全释放”。——译者

火箭发动机性能相符合（保证试验数据精度）。

实际上，尚未达到这样的完善程度。有些过程还无法加以适当地模拟，有些所需的物理数据迄今尚无足够的精度，加之目前的计算方法也受到了限制。

由于存在这些限制，在通常情况下，现在还没有能力来预计实际火箭发动机的性能。然而，化学火箭推进合作局（ICRPG）的性能标准化工作组[●]，提出了分析和估算实际火箭发动机性能的实用方法^[23, 55b]。它的应用局限于具有以下几种特点的火箭发动机：

- a. 采用这样的推进剂，其燃烧产物完全是气相的，而没有固体颗粒（通常仅能处理化学元素C、H、O、Cl、F以及N）；
- b. 火箭发动机足够大，以致流动不受粘性效应支配（即推力约在100磅以上）；
- c. 具有常用的拉瓦尔喷管；
- d. 推进剂从上游端喷入，在超声速区无质量加入；
- e. 发动机处在稳态工作状态下。

所有这些限制都是与目前的计算机程序以及了解得比较好的那些过程相适应。尽管有这些限制，但提出来的性能计算方法仍有可能得到广泛和重要的应用，即大多数用于空间推进的火箭发动机，都使用含有上述六种元素组成的推进剂，产生100磅以上的推力，并具有拉瓦尔喷管。

由性能标准化工作组发展起来的火箭发动机性能计算方法，基于两种计算机程序，并采用能量不完全释放过程的经验模型（见1.1.3.2节中讨论）。工作组于1967年6月从所有可用的计算机程序中选定了两种程序。这两种程序是根据技术上的合理性、计算时间、文件编制及其它因素来选择的^[60]。为了满足标准化性能计算和预示方法的需要并使彼此协调已修正和改进了这些计算机程序。这两种计算机程序作为参考程序供使用^[17, 22, 23, 44, 45]。这些和其它有关计算机程序可通过CPIA（化学推进情报局）获得。

1.2 燃烧不稳定性[●]

燃烧不稳定性问题几乎在每个火箭发动机研制过程中都经历过。由于这些问题严重地损害发动机和火箭系统的工作，促使人们对这种不合乎需要的现象进行探索。燃烧不稳定性是由于燃烧和系统的流体动态过程之间相耦合而引起的。通过这一耦合，由燃烧所提供的振荡能量来维持振荡。只有当系统中出现的阻尼过程足够强，以致振荡能量的耗散要比其供应的快，振荡才会衰减。因此，依靠增加阻尼或减小与激励力的耦合，均可能防止燃烧不稳定性。

已经观测到几种不同类型的不稳定性，它们的物理现象使每一个类型有不同的生动的名称。其共同特征是：所有类型的燃烧不稳定性都是以室压振荡来表征的，尽管这些振荡的频率和振幅及其外部现象随其不稳定性类型的不同而有所变化。

不希望火箭发动机出现振荡工况的理由很多。其中最重要的效应之一是剧烈的振动。振动量级实际可达1000g以上。这样的振动量级会损害敏感的制导元件的工作，并对有效

● 化学火箭推进合作局的性能标准化工作组于1965年成立，并通过其三个委员会（总概念、理论方法和试验测量）来行使其职能。ICRPG的液体推进剂火箭发动机性能估算手册是总概念和理论方法委员会共同努力的成果。

● 1.2.1~1.2.3节的作者是 T. A. Coultas。

载荷甚至较重的结构件也都会有严重影响。另一严重效应是由于振荡而使传热大大增加。传热的增加往往使火箭发动机系统部件熔化和毁坏。其它不太严重的效应包括：降低性能，无控制的冲量，推力矢量的变化以及推进剂流量振荡的效应等。

1.2.1 物理现象

燃烧不稳定性以许多方式表现出来。探测及研究燃烧不稳定性的最满意方法是测量室压（见9.3节）。在推进剂供应系统中进行的压力测量显示出类似的振荡，而且在某些情况下，在那里测得的振幅会比燃烧室内的大些。在燃烧室内曾测到振荡频率从100赫兹以下到15000赫兹以上，而振幅则为稳态室压的10~1000%。除压力测量外，不稳定性常用振动测量来表示。由于经常测得很高的振动量级，就出现所谓“粗暴燃烧”的术语，在这种情况下也就意味着是不稳定燃烧。振动测量往往与相应的室压测量不太一致。然而，在频率和严重性或振幅方面又经常是相似的（见9.5节）。

温度和传热的监测成功地显示出燃烧不稳定性的发生。埋在室壁内的热电偶可以感受到壁温的迅速升高。测量传感器的冷却剂或局部再生冷却剂的温度变化，可得到更快的响应（见9.6.5节）。

燃烧不稳定性也使排气羽流中的马赫菱形区的轴向位置发生振荡，这可由高速摄影来测得。马赫菱形区的振荡通常与室压振荡频率相一致。有时采用一种光学技术来监视排气羽流的光度变化。光度的这些变化可能是非常弱的。例如，曾对一种情况进行估计，羽流中光度振荡的相应的振幅仅为室压相应的振荡的0.1%（光学测量在9.4节中讨论）。测量结果表明，流量变化和推力变化也是燃烧不稳定性的一个标志。

1.2.1.1 破坏 振荡系统除了引起破坏性的振动、推力大小和方向的变化以及无控制的冲量外，燃烧不稳定性还可能导致推力室和喷注器的严重破坏。高频不稳定性使室壁对流传热系数大大增加。当产生以切向振型为主的不稳定性时，传热系数在燃烧室内的所有轴向位置上都要增加。因为传热率通常在喷管喉部附近最高，这里是一个非常敏感的部位。在一种火箭发动机的研制过程中，曾发现燃烧不稳定性使喷管在喉部处匀整地切断，而落入排气火焰的导流槽中。在另一种发动机研制过程中，在喷注器附近存在大量未反应的氧化剂，在切向振型的最大振幅作用下，传热率增加，导致推力室在这一部位产生烧蚀。这可能成为一个链锁反应，烧坏的不仅有推力室和喷注器，而且还可能有推进剂管道和发动机试验台结构等。

燃烧不稳定性并非总是引起如此严重的破坏。较低频率的不稳定性振型可能根本不会引起破坏。倘若喷注器和推力室冷却良好而且足够坚固，那么甚至有些高频不稳定性也是非破坏性的。事实上，对高频的研究往往需要一套十分精密的测试设备来测定是否发生燃烧不稳定。在很高的频率下，振幅可能是很低的，在通常用于获得性能数据的较短时间内（3~4秒），所引起的损坏是微不足道的。

1.2.1.2 对燃烧效率的影响 当某一特定火箭发动机系统发生燃烧不稳定性时，其实测性能可能提高或降低。在高频下，高的横向压力和速度梯度，使控制火箭发动机稳态性能的两个因素都得到增强。这两个因素是推进剂的混合（分布）和汽化。当这些因素对于发动机稳态工作并非最佳时，可以预期在发生不稳定性的情况下性能会提高。相反，对于最

佳设计的喷注器结构，推进剂的位移实际上会引起性能的损失。大量的设计工作通常力求保证，喷注器面上各点的推进剂混合比尽可能均匀些。然而，实际上燃烧仍可能在局部混合比偏离设计值或最佳值的情况下发生，对于汽化速率差别很大的两种推进剂组元尤其如此。试验证明，假如在喷注器下游约 1 英寸范围内推进剂分布得尚未适当，则混合比的横向变化不会再继续下去，因为气相混合是非常缓慢的。然而，在一很强的声场内，气相混合则大大增强，从而减小了效率低的根源。

也曾作过努力，要确保推进剂雾化成足够小的液滴，使之通过喷管膨胀以前在室内完全汽化。推进剂的汽化受推进剂液滴与炽热气体之间的热交换和质量交换所控制。由声场或振荡压力场所产生的附加对流效应，加速了推进剂的汽化，因而提高了燃烧效率。尽管这些因素有时能提高燃烧效率，但燃烧不稳定性其它效应可能起更大的相反作用，从而降低了实测的或总的燃烧效率。

低频或纵向高频振荡的存在，会导致轴向混合比变化显著增大。对双组元推进剂系统具有不同喷注压降的喷注器尤其如此。在这个系统中，室压的瞬时降低使得在压力脉动周期的低压部分喷射进去的一种推进剂量比另一种推进剂量大得多。因此，在高、低两种混合比相互交替喷射的情况下，其喷射率将会导致混合比沿室的长度变化很大，从而使性能恶化。此外，在压力脉动周期的低压部分喷射率显著增加，这会使一部分尚未燃烧的两种推进剂从室中排出去。因此，尽管在压力脉动周期的某一部分中（高室压和低喷射率），混合和汽化可能是很完全的，但在低室压部分中却会发生推进剂从室内排出。当发生燃烧不稳定时还有其它次要损失，包括传热和摩擦的增加。

作为经验法则可以认为，如果燃烧室性能最初就不高，则高频不稳定性有助于提高燃烧效率，而低频振荡却使性能降低。

1.2.2 分类

对几种不同类型的不稳定性曾予以鉴别并进行了试验研究。通常，各种不稳定性的激励机理是不相同的，因此，需要采用不同的方法来控制或消除不稳定性。历史上，不稳定性是按其频率范围来分类的，但是在所谓低频、中频和高频之间并没有一个明确的分界线。对燃烧不稳定性仅按频率来分类会引起许多混乱。显然，较好的方法是：把不稳定性的种类与其效应、最重要的耦合机理及其消除装置联系起来。

1.2.2.1 低频不稳定性 在各种不同类型的燃烧不稳定性中，从理论分析和试验或者研制的观点考虑，低频不稳定（或称啪啪声、哼声或汽艇声）也许是最容易处理的（见第五、六章）。通常认为，低频不稳定性的频率范围是在几百赫兹以下。在这频率范围内，波长通常要比燃烧室或供应系统的特征尺寸大得多。但是在某些情况下，也可能在推进剂供应管道中出现波动。这种不稳定性往往开始时具有一低振幅的正弦波形，然后线性地发展成较高振幅。

从理论分析的观点看，燃烧室可用一集中体积元来模拟，而燃烧由一简单的不变时滞来表示，推进剂供应系统的阻力忽略不计，尽管供应系统的惯性和容量在分析中可能是重要的。燃烧时滞定义为：进入室内的液体推进剂以喷射速度运行至撞击点，然后完全汽化和燃烧所需的时间。对于每种推进剂常可求得一经验平均值。通常采用的一个时滞值系指

推进剂中挥发性最差的那个组元从喷注器面到撞击点的液体飞行时间，因为它占了总时滞的主要部分。消除低频不稳定性的方法包括：增加喷注器内压降，增加流体惯性（即在喷注器或供应系统中有较大的 L/D ），以及减小室的容积等等。改变时滞的各种试图有成功的，也有有问题的，这些改变虽能成功地消除低频不稳定性，但可能降低系统性能或引起高频不稳定性。

燃烧过程和喷注器结构的耦合，也会引起一种低频不稳定性。喷注器可能象一膜片那样动作，并产生“油壶”型振荡。这可以引起推进剂的不均匀喷射和雾化，并导致低频不稳定性。还有其它情况能使燃烧（或室压）与结构系统之间相耦合。例如，室压扰动使冷却套结构挠曲，引起冷却套内所含推进剂的压力振荡，其耦合结果导致低频不稳定性。另一种火箭发动机系统不稳定性，其频率非常低（几赫兹），是由推进剂流量振荡引起的，这流量振荡是泵进口压力的脉动经泵的放大作用而产生（泵进口压力的脉动是由于贮箱液柱的重力载荷而引起的）。虽然这种 pogo 低频不稳定性是由传到结构上的推力变换所激励的，但是燃烧扰动是如此缓慢，以致基本上仍是稳态的，因此通常并不认为是一种燃烧不稳定性。

1.2.2.2 高频不稳定性 破坏性最大的不稳定性类型是高频不稳定性、共振燃烧或声学不稳定性。后者是一普通的术语，因为试验测定的室压振荡和室声学共振的计算值之间频率和相位都是相符的（见第四、六章）。在这术语中包括轴向（纵向）与横向（径向和切向）振型。高频不稳定性也称作“尖叫声”，“振鸣声”，“风琴声”，“惊喊声”等或简称为“粗暴燃烧”。通常认为，在研究高频不稳定性时，推进剂供应系统的影响是不重要的。频率往往很高，排除了与较迟缓的供应系统相耦合的可能性。但是应该指出，在大的燃烧室中基谐声振频率可能很低，容易与供应系统耦合。也曾观测到共振燃烧和低频不稳定性的结合。在有些情况下，通过改变供应系统来消除低频不稳定性，同时也消除了共振燃烧。在另外的情况下，则正好相反。

为维持不稳定性需要一个振荡能源。对于高频不稳定性，这能量必须来自推进剂燃烧，而通常较少依靠供应系统。此外，振荡能量的加入相对于振荡压力必须在适当的时间相位下进行。在大多数高频不稳定性中，这耦合似乎是直接的。每个波对推进剂燃烧的影响都很强烈，足能使振荡能量直接加入波内（即在不大于二分之一周期的时间内）。较次要的影响来自推进剂喷射率与推进剂撞击和雾化特性的瞬时变化，以及由一循环的剩余效应影响到下一循环的放大。但是，通常这仅影响不稳定性的平衡振幅。

维持振荡机理 对于高频不稳定性提出的机理包括：点火时滞，敏感的化学准备时间，物理时滞，爆震过程，压力或温度波动引起的化学反应速率的变化，液滴加热至其临界温度和压力以上时的“爆炸”，以及由于气体质点运动而引起的射流、液扇或液滴的破碎和混合。这些只是目前用来解释维持燃烧不稳定性中的几种，在以后几章中将作详细讨论。

消除方法 业已采用的消除高频燃烧不稳定性的基本方法有以下两种：（1）改变推进剂喷雾燃烧场或压力波特性和[●]，以使燃烧影响波动所释放的能量小于维持振荡所需的振荡能量；（2）改变动态能量损失或阻尼，使其超过从燃烧响应所获得的能量（见第七、八章）。通常在研制中设法改变喷注器孔的型式、孔径和压降等以获得稳定性的方法，都属于第一

● 频率或波形的变化可通过改变室的几何形状来实现。

类范畴。

在为获得燃烧稳定性而制订的上千个设计准则或规定中，下述的喷注器设计法则就是很好的一例。几乎在每一种情况下，“倘若两相（即液滴与燃气）以相差很大的轴向速度运动，则火箭发动机的稳定性将会得到改善”。这个经验法则指出，如果挥发性较大的推进剂以较高速度喷入，则发动机将变得更加稳定。同样，假如挥发性较小的推进剂以较低速度喷入，稳定性将进一步提高。这个“相对速度”准则可能是造成气氢燃料发动机通常所观测到的稳定性良好的原因。象在燃烧不稳定性研究中的所有通则一样，这法则也有某些例外和限制。由于性能、相容性或其它系统方面的原因，增加相对喷射速度往往是不实际的（见7.4节）。

根据燃烧室隔板的主要效应，将隔板归入第一种范畴比较妥当，因为其稳定作用主要通过同时增加共振频率（即改变到较高振型）及减小隔板腔内燃气的声位移来达到的。其某些效果是由于抑制了波的传播和液滴破碎。此外，隔板还因涡流脱落作用而具有某些能量耗散效应，但隔板在这方面所起的作用究竟有多少目前还不清楚。

虽然已知在喷注器面上采用隔板可使发动机工作稳定，但还缺乏明确的准则来确定需要几块隔板，即需要多大的隔板间距，以及隔板长度有多长才能达到发动机的动态稳定性（见3.5.3.3, 8.2节）。即使有些经验法则，在较狭窄的喷注器变化范围内似乎可用于某些推进剂组合，但是这些法则都只是根据经验确定的。当这些法则在实际中失效时，则必须总结失效原因，并由其它法则来替换。通常认为，如果隔板做得足够长，可以“挡开”室内发生大部分燃烧的区域，以及如果隔板间距能使隔板腔的频率约在5000赫兹以上，则发动机将是稳定的。很遗憾，有很多证据与这法则相矛盾。在有一种情况下发现，隔板做得愈长，发动机却更加不稳定。然而，在大多数情况下证明，如果隔板做得足够长，而且其间隔足够小，发动机将是稳定的。

一般不应把隔板看作是提高燃烧稳定性的灵丹妙药，即使有足够的和合适的隔板保证了稳定性，但仍希望尽量减少所用隔板的长度和数目。在喷注器面上隔板的存在，意味着在最重要的燃烧区内存在不连续性。应当指出，隔板可能对燃烧效率和喷管推力矢量控制喷射的效果[●]起着很有害的影响。而且，当隔板长度增加时，燃气的热损失可能变大，以致引起燃烧效率的降低，而且对隔板造成的热负荷可能非常高。因此，从成本、复杂性、性能、热相容性以及推力矢量控制等方面考虑，希望尽量减少燃烧室中所用的隔板数目和长度，而获得燃烧的动态稳定性。

各种不同类型的阻尼装置属于第二类范畴。当金属壁燃烧室为烧蚀燃烧室代替（8.5.1节），或在壁上衬入赫姆霍兹型或其它类型的声学吸收器时（8.2节），已经证明这些措施是有效的。声学吸收器也常被当作一种补救办法。倘若有“足够”有效的吸收共振器嵌入室内，则燃烧室将是稳定的。与隔板的情况相类似，问题仍在于缺乏正确的设计准则，并要与其它工作因素一起考虑，希望能尽量减少声学吸收器的应用。发现燃气内含有粒状物质，也可起到一个吸收装置的作用，通过与质点阻力相关的摩擦过程，使振荡能量耗散。在解决固体推进剂发动机中高频不稳定时（见8.5.2节），这种阻尼方法是很受欢迎的。

1.2.2.3 中频不稳定性 在两种极端类型的燃烧不稳定性之间的是中频不稳定性。很

● 由于与隔板有关的混合比效应在喷管内继续存在，因而影响其效果。