

文章编号:1000-8055(2011)06-1405-10

固体火箭发动机不稳定燃烧研究进展

王宁飞, 张 峤, 李军伟, 苏万兴
(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 对固体火箭发动机不稳定燃烧的国内外研究现状和进展进行了详细综述, 分别从物理概念、理论预估模型、实验研究、数值模拟等方面出发, 论述了不稳定燃烧研究过程中的难点和一些经验教训, 提出了应加强流场与声场能量交换、铝粉综合作用等机理的理论研究; 开展分布燃烧、脉冲触发不稳定燃烧的实验研究; 进一步开发稳定性预估软件等观点, 为国内固体火箭发动机在该领域的研究提供参考。

关 键 词: 固体火箭发动机; 不稳定燃烧; 稳定性预估; 涡/声耦合; 数值模拟

中图分类号: V435

文献标志码: A

Progress of investigation on combustion instability of solid rocket motors

WANG Ning-fei, ZHANG Qiao, LI Jun-wei, SU Wan-xing

(School of Aerospace Engineering,
Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: The present situation and progress of investigation on combustion instability of solid rocket motors were introduced both at home and abroad in details. This paper attempts to organize these theories and lessons by detail physical concepts, prediction models, experimental methods and numerical simulations. The following viewpoints are proposed: (1) theoretical studies on energy transport mechanism between flow field and acoustic field, as well as the complex effect of aluminum, shall be emphasized; (2) experimental faculties for distributed combustion and pulsing triggering instability shall be established; (3) stability prediction program shall be developed. The analysis could provide a reference for research on combustion instability of solid rocket motors.

Key words: solid rocket motor; combustion instability; stability prediction; vortex-acoustic coupling; numerical simulation

固体火箭发动机不稳定燃烧也称为燃烧不稳定性或振荡燃烧, 是发动机研制过程中经常遇到的棘手问题之一。其基本特征是燃烧室压力、推进剂燃速等参数以发动机内声腔固有频率作周期或近似周期性的变化^[1]。早期有 50% 以上的固体火箭发动机存在不同程度的不稳定燃烧现象, 轻则引起内弹道曲线异常, 重则引起发动机爆炸, 导致灾难性后果^[2]。

不稳定燃烧的研究工作始于二战后期, 大量专家学者对其物理机制进行了探索。经过几十年的努力, 人们逐渐弄清了一些机理, 找到了一些抑制方法, 研制了各种比较实用的实验技术, 编制了稳定性预估程序, 对固体发动机与推进剂配方设计起到一定的指导作用。在上世纪 70 年代, 为了提高能量, 研究人员在固体推进剂中加入铝粉等金属燃料, 其燃烧产物中的难熔氧化物对不稳定

收稿日期: 2010-06-20; 修订日期: 2010-11-14

基金项目: 国家自然科学基金(51076015)

作者简介: 王宁飞(1963—), 男, 陕西佳县人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空宇航推进领域的研究。

燃烧有很强的抑制作用,基本清除了不稳定燃烧现象^[3],研究工作趋于停滞.但近十几年来随着航天事业的发展,国外的大型运载器相继使用固体火箭发动机作为助推器,在其工作过程中发现一系列的分段式固体火箭发动机仍然存在不稳定燃烧现象^[4-5].因此继续深入地开展该传统课题的研究,是十分必要的.

本文主要从不稳定燃烧研究的各个主要方面分别回顾国内外研究成果,总结一些经验教训,为国内下一步开展相关研究提出建议.

1 理论分析

对不稳定燃烧现象进行研究的基础是一维线性理论,经过50多年的发展,已拓展到多维、非线性范畴.线性不稳定性是指压力振幅线性变化,振荡信号可被线性地分解成独立的正弦波.非线性不稳定性包括多种声振型,通常是由于某种脉冲触发引起的,其振荡信号可表征为非正弦前沿陡峭波,并伴随着平均压力漂移(DC shift)、极限振幅(limit cycle amplitude)现象.

1.1 线性稳定性理论

线性稳定性以燃烧室内的一维波动方程为基础,研究小扰动振幅随时间的变化规律.燃烧室内压力 p 可表示为

$$p = \bar{p} + p' = \bar{p} + p_0 e^{\alpha t} e^{j(\omega t + h x)} \quad (1)$$

若 $\alpha > 0$,小扰动有增长趋势,表现为燃烧不稳定性;若 $\alpha < 0$,则具有稳定性.增长常数 α 可表示为

各种增益、阻尼效果之和,如式(2)所示.

$$\alpha = \alpha_{pc} + \alpha_{vc} + \alpha_{dc} + \alpha_n + \alpha_p + \alpha_{mf} + \alpha_g + \alpha_w + \alpha_{st} \quad (2)$$

式中系数依次为压力耦合响应系数、速度耦合响应系数、分布燃烧增益系数、喷管阻尼系数、惰性微粒阻尼系数、平均流作用系数、气相阻尼系数、壁面耗散阻尼系数与结构阻尼系数.分别确定各个常数,就可预估发动机的稳定性.发动机内常见的增益与阻尼如图1所示.

1.1.1 压力耦合响应与速度耦合响应

压力耦合响应是推进剂燃烧过程和声压之间的耦合,压力耦合响应函数 R_{lp} 是表征固体推进剂燃烧稳定性的一个重要参数.总的来说, R_{lp} 随着振荡频率或工作压力的增加,呈先增大后减小的趋势,峰值的大小取决于推进剂的种类,避开其峰值区间可确定发动机合理的压力工作范围.通过QSHOD(quasi-steady, homogeneous, one-dimensional)模型推导出的两参数表达式较粗糙^[6].近年来国外有文献采用半详细化学反应动力学对压力耦合响应函数进行研究^[7-8],但仍不足以完全表征其规律性,长期以来仍主要依靠实验测试.

速度耦合响应是推进剂燃速与声振速度之间的耦合,学术界对该概念的争议一直很大.过去有学者认为,速度耦合响应是瞬态侵蚀燃烧,对大多数发动机而言效果很小,但是在一些特殊工况下,却有着显著的增益效果.较新的研究将速度耦合

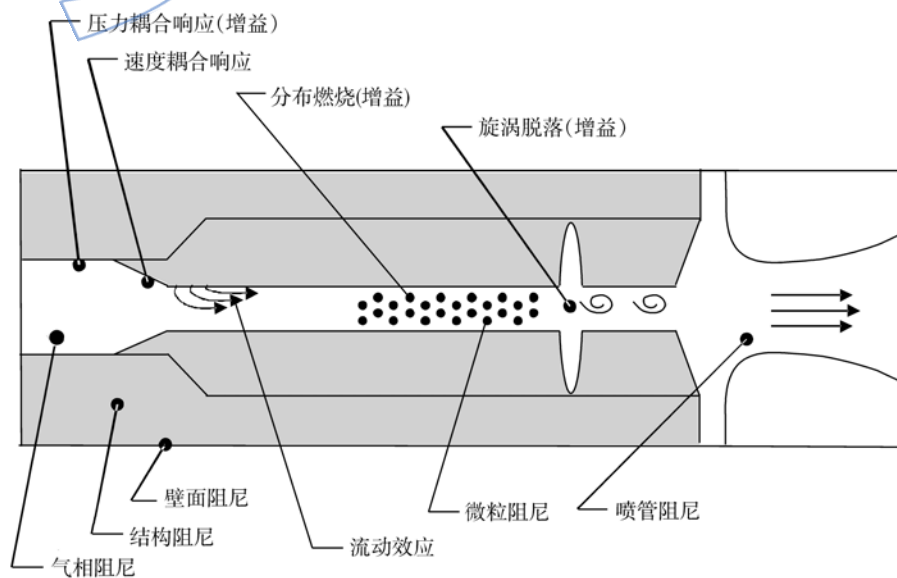


图1 固体火箭发动机中常见的增益与阻尼

Fig.1 Energy gains and losses in solid rocket motors

响应归为非线性现象^[9-10], Flandro^[11]认为过去提出这个概念是为了迎合实验数据, 如果考虑非线性现象, 在表达式中自然会出现振荡声速相关项。

1.1.2 分布燃烧响应

分布燃烧响应是指声场和燃烧的金属微粒之间的相互作用, 金属含量较高的推进剂须考虑此项增益。Dupays 和 Vuillot^[12]研究证明, 铝滴“云团”蒸发所释放的质量能引起声波。Raun, Beckstead^[13]针对 Rijke 燃烧器中铝分布燃烧进行了研究, 认为分布燃烧对不稳定性的放大作用很大程度上是由燃气沿轴向的温度分布变化造成的, 温度变化会引起速度波腹相对 Rijke 火焰发生偏移, 从而导致火焰响应的增加。Gallier 等^[14]建立了在层流中铝分布燃烧的增益项表达式, 研究表明燃烧不稳定程度的决定因素是铝微粒燃烧区域的厚度以及燃烧释放的热量。事实上, 国内外对该增益项的研究都不足, 尤其是在复杂流场中的分布燃烧效应, 是急需开展的课题之一。

1.1.3 喷管阻尼

喷管阻尼占发动机总阻尼的很大一部分, 可用喷管声导纳函数表征其大小。在纵向振型以及横向/纵向混合振型中, 声能在喷喉处会被吸收或者辐射掉一部分。对该项阻尼的理论研究是较为透彻与成熟的。

1.1.4 惰性微粒效应

微粒阻尼理论被广泛应用于含有金属微粒及稳定剂的推进剂中。单独研究该效应时, 不考虑分布燃烧机理。根据弛豫效应, 悬浮在高温燃气中的惰性难熔金属氧化物微粒对声能起阻尼作用。微粒的种类、含量以及其粒径大小对阻尼的影响较大。根据最佳粒径理论, 大微粒抑制低频率振荡, 小微粒抑制高频率振荡。在微粒质量分数相同的情况下, 高频振荡比低频振荡更容易衰减。Culick, Yang 等^[15], Cai 等^[16]研究认为, 微粒的动力弛豫时间、热弛豫时间和声场的特征时间之间的关系对发动机燃烧稳定性起着至关重要的作用, 当惰性微粒的动力弛豫时间与声振荡的特征时间相等时, 惰性微粒的阻尼效应最大。

近年来法国国家火炸药集团公司(SNPE)中多名学者^[17]对传统理论提出了质疑。通过对 P230 的实验发动机 LP6 进行数值模拟, 发现推进剂装药表面的旋涡脱落(PVS)与铝微粒耦合, 使得微粒阻尼特性大大减弱, 对发动机不稳定燃烧反而起增益作用, 这种解释是对涡/声耦合理论的拓展。耦合的大小程度是粒径、微粒密度与振荡

频率的函数, 当斯托克斯数 $St=1$ 时, 压力振幅最大。

1.1.5 流场对声场的作用

学术界对此概念的分歧大致可分为两类。第一种观点是“流动转弯损失(flow turning)”^[18-19]。该理论认为, 燃气沿燃烧面法向进入声场时必然受到声场的作用而获得轴向动量, 这个过程要消耗声能。由于无法将此概念引入到三维理论, 引起了众多学者的争议。

Flandro 提出了第二种观点, 认为仅以声能的增长与衰减作为判别发动机内部不稳定燃烧的模型是不够的, 传统的线性理论过分地强调声场的作用, 强行加入“无旋”的假设不准确, 装药声边界层与加质流作用产生的“旋涡”是诱发压力振荡的重要原因。从本质上讲, 这些“旋流项”是非线性过程, 但为了完善线性理论, Flandro 等^[20-21]一直致力于线性理论的非线性修正工作。2004 年, Flandro 等^[22]对三维线性理论作出了较大的修正, 以平衡能量法为基础展开了完整的旋流方程后发现: flow turning 正好是展开后的无旋部分, 可完全被另一项抵消。经 Flandro 修正的线性理论不再使用等熵假设, 更加严格地考虑了流场的黏性与传热过程。

1.1.6 其他阻尼

包括结构阻尼、气相阻尼、壁面阻尼以及装药弹性阻尼等。结构阻尼是由声压振荡引起的发动机机构变形而产生的, 该项损失只是占总的声能损失中很小的一部分, 需要实验确定。气相阻尼、壁面阻尼已有合适的理论基础, 还需进一步的实验验证。

1.2 线性稳定性规律

在一维线性理论的指导下, 美国海军与空军于 1973 年共同开发了标准稳定性预估软件 SSP (standard stability prediction)^[23], 用于预估燃烧稳定性。迄今为止, 软件和工程协会(SEA)已按照 Flandro 提出的修正方案对 SSP 进行了改进, 并将其作为模块集成到固体发动机性能分析软件 SPP (solid performance program)^[24]中, 使 SPP 成为集装药实体造型、自动划分网格、燃面退移、内弹道预估、振型分析与稳定性预估为一体的综合软件。SSP 对某少烟推进剂装药的发动机进行线性预估如图 2、图 3 所示。可以看出, 随着工作压力的提高, $|\alpha|$ 不断减小, 发动机趋于燃烧不稳定。在同一工作压力下, 随着时间的增加, 发动机亦趋于不稳定。

这是因为除了惰性微粒阻尼之外,多项增益、阻尼项 α_i 都可以表达为式(3)^[25]

$$\alpha_i = \frac{\oint_{bs} (p', v', u) dS}{\oint_{iv} (p', v', u) dV} \quad (3)$$

式中积分项是振荡压强 p' 、振荡速度 v' 以及平均速度 u 的函数. 下标 bs 为 burning surface; iv 为 internal volume.

一般情况下装药恒面燃烧,式(3)中分子变化很小,分母随内腔体积增大而不断增大,故 $|\alpha_i| \rightarrow 0$. 惰性微粒阻尼 α_p 随燃烧过程的变化较小,因此对于金属含量较多的推进剂,最终 $\alpha \approx \alpha_p$.

总的来说,如果少烟推进剂出现不稳定燃烧,应该是在燃烧的末期, α 的变化趋势如图 4(a) 所示;如果金属含量较高的推进剂出现了不稳定燃烧,其时间点应靠前, α 变化趋势如图 4(b) 所示.

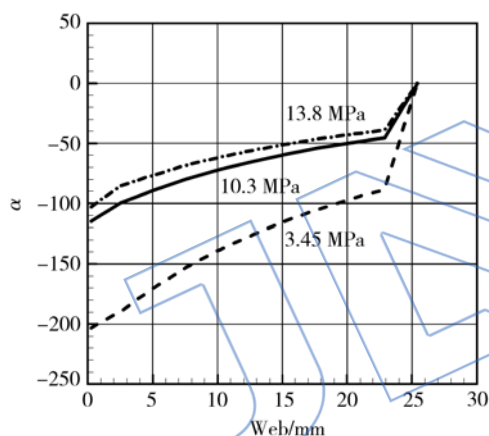


图2 工作压力对不稳定性影响

Fig. 2 Total stability α at different pressures

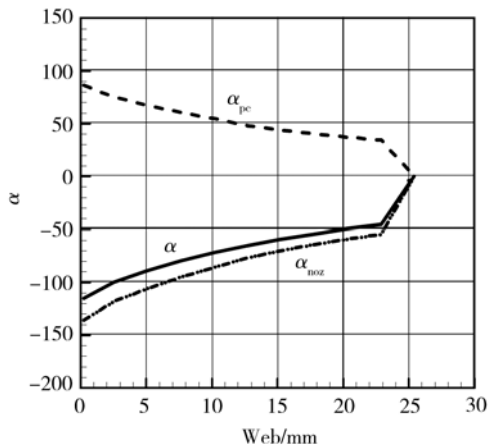
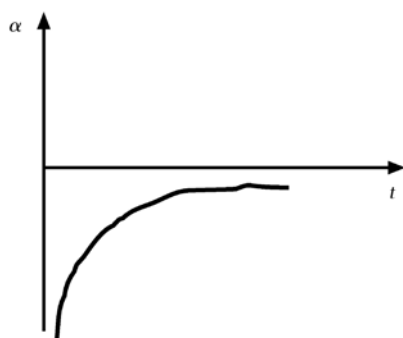
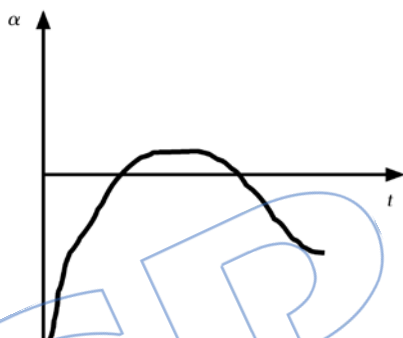


图3 增益、阻尼项变化趋势

Fig. 3 Detailed motor stability map



(a) 少烟推进剂



(b) 含金属推进剂

图4 少烟推进剂与含金属推进剂燃烧稳定性比较

Fig. 4 Total stability α versus time for propellant with and without particle damping

1.3 非线性稳定性理论

固体火箭发动机不稳定燃烧中的许多现象是非线性的,例如振荡压力的生成、生长、保持、消失机理以及脉冲触发对一个稳定体系的影响机理. 与线性稳定性理论不同,非线性理论的研究范畴不在于挖掘更多的增益、激励机理,而是对声场能量交换机理进行探索,对压力振幅、平均压力漂移量等参数进行定量化研究. 迄今已有大量文献对非线性现象进行了研究,根据其表征可归纳概括为三种典型的非线性现象:脉冲触发、极限振幅以及平均压力漂移,如图 5 所示.

1.3.1 三种典型非线性现象

装药燃烧过程中,如果受到了某一脉冲激励,则有可能使系统能量急剧增高从而导致压力振幅突增,进而迅速发展为极限振幅状态. 但研究表明:激励脉冲所需能量较大,难以解析预估,并且脉冲触发与推进剂配方有关,因此对此现象主要依靠实验研究.

当发动机内压力振荡振幅不再增大,而是稳定在某一极限状态时,这种非线性现象叫做极限振幅. Flandro 等^[26]从能量守恒角度出发,认为燃烧室内行激波(traveling shock wave)之间碰撞带

来的能量损失致使压力振幅稳定在一定范围之内。

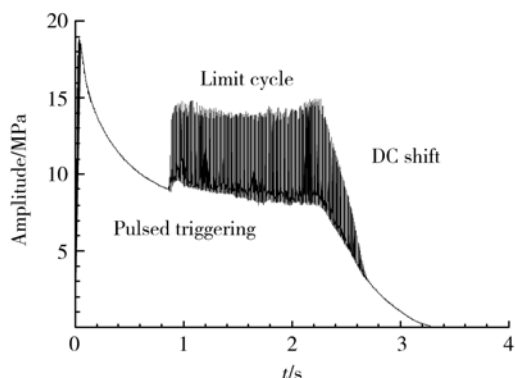


图 5 非线性不稳定现象

Fig. 5 Nonlinear instability phenomena

一般情况下,平均压力漂移会与极限振幅同时出现,推进剂宏观燃速增加造成了平均压力高于预估平衡压力.此时传统准稳态假设(即假设平均物理量与扰动物理量相互独立)不再适用,因为极限振幅与平均压力相互作用,故须耦合求解.王宁飞等^[27]提出了“声湍流”概念,指出“声湍流”引起的能量输运会降低经受适当振幅的推进剂的平均燃速,较好地解释了燃烧室平均压力下降的原因。

1.3.2 涡/声耦合机理

涡/声耦合现象是困扰 Space Shuttle RSRM, Titan IV SRMU 以及 Ariane 5 助推器多年的问题.这些助推器多采用大型分段式固体发动机,装药复杂且存在许多突变截面,段与段之间还装配绝热环,极易产生流动分离进而发展为旋涡脱落,与发动机内声场耦合,给大型助推器带来推力隐患^[28]。

上世纪 90 年代, Dotson 与 Koshigoe 等^[29]研究了 Titan IV RSRM 的推力振荡特性,建立了旋涡在装药台阶处形成、脱落、碰撞、声反馈的四步模型,此模型是研究固体发动机内涡/声耦合的基础.2002 年,Anthoine 等^[30]以潜入式喷管处为例,在 Powell^[31]与 Howe^[32]的研究基础上对涡/声耦合机理展开了详细的数学推导,研究表明旋涡的输运速度与声流线出现夹角时声功率增大,进而增大压力振幅,因此旋涡激发声信号不是依靠与下游障碍物之的瞬间碰撞,而是一个连续的过程。

为了系统地解决 Ariane 5 P230 的推力振荡问题,从 90 年代开始,法国国家空间研究中心

(CNES)与法国国家宇航研究院(ONERA)开展了 ASSM(aerodynamics of segmented solid motors)与 POP(pressure oscillations program)研究计划^[33].前者主要从理论上研究分段式发动机内部的涡/声耦合机理,后者重点在于对 P230 进行缩比实验研究与数值模拟.根据旋涡脱落的来源,法国学者将其分为障碍物旋涡脱落(OVS)、转角旋涡脱落(AVS)与表面旋涡脱落(PVS)三类,每一类均有大量成熟的文献报道。

1.3.3 预估方法

线性预估理论只能根据增益系数的正负来判断发动机是否有发生不稳定燃烧的趋势,而不能准确估计压力振荡幅值,也不能解释平均压力漂移等非线性现象.国外对非线性稳定性一般采用两种预估方法,分别是 Culick 和 Yang 等^[15]提出的气体动力学法与 Flandro 等^[26]提出的平衡能量法。

气体动力学法是在线性理论的基础上扩展成为一种非线性的预估方法,认为极限振幅是由多种声模态叠加以及声压振幅随时间变化综合作用的结果,能量从低阶声模态向高阶声模态传递,直至达到极限振幅状态. Culick 利用数学解析的方式比较准确地描述了前沿陡峭波的形成过程,但没有深入分析压力振荡达到极限振幅以后燃气的运动状态,尤其是对平均压力漂移的处理;其次,该方法的求解会引入大量偏微分方程组,计算效率低;此外,该方法仅适用于某一时刻工况的计算,不太适合对燃烧的动态过程进行求解。

在气体动力学法的基础上, Flandro 从能量守恒的角度出发,提出了平衡能量法.该方法的基本假设是振荡达到极限振幅状态后,振荡波是一种前沿陡峭的行激波.激波间相互碰撞带来熵增,系统的能量被额外地耗散,从而使振幅稳定在极限状态.前沿陡峭波是多个声振型叠加的表现,在计算中可直接采用不同频率余弦波叠加形成的陡峭锯齿波代替,同时假设各模态声波的相对振幅固定不变,可直接由基频振幅求得.计算过程不会有大量偏微分方程组出现,并可方便地耦合极限振幅与平均压力以求解平均压力漂移,计算效率极大提高。

采用上述两种方法进行非线性稳定性预估,如图 6 所示.对于简单管型装药,这两种方法得到的结果是基本一致的,但对于比较复杂的药型,气体动力学方法与实验符合得更好,平衡能量法则需要改进.这是由于平衡能量法假定各模态声波

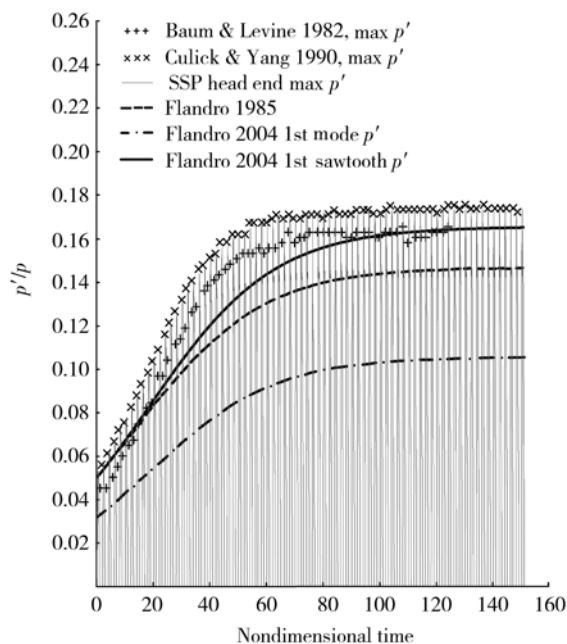


图6 各种非线性预估方法之间的比较

Fig. 6 Comparison of different nonlinear methods

的相对振幅是固定不变的,而在复杂药型的工况下,各模态相对声振幅随时间会有较大的变化.需要指出的是,无论是气体动力学法抑或平衡能量法,都没有包含声场与非稳态流场的相互耦合作用,对涡/声耦合现象的研究仍主要依靠实验与数值模拟;其次,对脉冲触发的研究不够深入,虽然平衡能量法可以对脉冲触发机理进行数学描述,但难以预示触发时刻以及所需能量,因此对固体火箭发动机不稳定燃烧的预估工作仍需进一步开展.

1.4 推力振荡

对于大型发动机而言,推力振荡比压力振荡更严重.研究表明,推力振幅并不是压力振幅与喷喉面积的简单乘积,切向、径向声振型对推力振荡的影响不大,纵向振型所引发的推力振幅的估算

方法如下:

$$\frac{F'}{F} = \frac{n}{J C_t} \frac{p'}{p} \quad (4)$$

$$\begin{cases} n = 2 & (\text{奇数阶声振型}) \\ n = 0 & (\text{偶数阶声振型}) \\ n \in [1, 2] & (\text{旋涡脱落振频}) \end{cases}$$

式中 F 为平均推力, p 为燃烧室平均压力, p' 为燃烧室头部压力振幅, J 为喉通比, C_t 为真空推力系数.由式(4)可知,无量纲推力振幅对压力振幅放大机理的关键参数是喉通比,放大比例与喉通比成反比.奇数阶声振型对推力振幅的贡献最大,偶数阶声振型对推力振幅影响很小,旋涡脱落对推力振幅的作用小于奇数阶声振型,且随涡/声耦合程度的增大而增强.

2 实验研究

2.1 压力耦合响应

测量压力耦合响应函数有多种成熟的方法,表1列出了几种成熟测量方法之间的对比.北京理工大学研制的压力可控T型燃烧器法^[1]是比较完善的测试方法,配合使用倍燃面二次衰减法进行数据处理.近年来,南非学者^[34]根据非线性理论,设计了管药的发动机,在三个不同的工作时刻施加脉冲,一次实验能同时测量出不同振型下的响应函数.

王宁飞^[35]、赵崇信等人采用压力可控T型燃烧器法对双基、改双基推进剂进行了大量的实验,可总结为如下规律:

1) 大多数压力耦合响应函数的最大值在高频下出现在高压区,在低频下向低压方向移动,基本上压力指数 n 小, R_{bp} 就小;

2) 固体推进剂燃烧催化作用对压力耦合响应函数影响很大^[36-37],在适当的压力区间,燃烧催

表1 压力耦合响应函数测量方法比较

Table 1 Comparison of different experimental methods for pressure coupling response

	测量方法					
	变燃面 T 型燃烧器	旋转阀	阻抗管	微波燃烧室	磁流仪燃烧室	压力可控 T 型燃烧器
频率/kHz	0.2~10	0~0.8	0~2.4	0~1.0	0~20	0.2~10
最大压力/MPa	14	10.5	3.5	7	14	15
可测参数	R_{bp} 实部	R_{bp} 实部	R_{bp} 实部	R_{bp} 实、虚部	R_{bp} 实、虚部	R_{bp} 实部
测量方式	间接	间接	间接	直接	直接	间接
简评	常用	最接近实际	难测高压	投资大	可测频率	方便、误差小

化剂开始作用,加速凝聚相放热反应.这个反应在固相内进行,不受燃烧室气体振荡特性影响,使气相振荡反馈热与凝聚相放热比值减小,燃烧室内振荡特性对燃面反应所作的贡献变小,燃速的波动减弱,压力耦合响应函数减小.

美国海军空战中心(Naval Air Warfare Center)对多种复合推进剂进行了大量的实验^[38].研究表明,以扩散火焰控制的反应过程容易发生不稳定燃烧.在推进剂燃速一定的条件下,过于精细(小于 $1\text{ }\mu\text{m}$)和过于粗糙的 AP(ammonium perchlorate)微粒(大于 $200\text{ }\mu\text{m}$)均会产生较高的压力耦合响应,过于粗糙的 AP 微粒还会导致非线性声侵蚀.在 AP 微粒一定的情况下,增加燃速可减小压力耦合响应函数.

文献[39]认为,含 ADN(ammonium dinitramide),CL-20(hexanitrohexaazaisowurtzitane)与 HMX(cyclotetramethylenetetranitramine)成分的推进剂与 AP 相比燃烧更加稳定;推进剂对温度敏感度越高,越容易产生不稳定燃烧,但目前仍没有系统的实验论证.因此建议在实验的基础上,结合精细化学反应动力学来进行研究.

2.2 喷管阻尼效应

对喷管声导纳的测量也可采用旋转阀法、稳态波衰减法、稳态共振法以及阻抗管法.大量实验证明^[40],喷管的几何形状会对发动机的稳定性产生很大的影响,潜入式喷管形成的空腔会降低喷管阻尼,加大振荡幅值^[41].文献[42]提及,若多喷管发动机的喷管布局合理,则阻尼较大,工作更加稳定.

2.3 微粒效应

微粒弛豫效应对不稳定燃烧产生的抑制作用在很大程度上取决于微粒尺寸及质量比.国外多采用管形燃烧器等办法收集微粒,结合沉降法分析其尺寸分布,这样收集到的微粒与实际发动机中的尺寸出入较大,而采用激光散射法仅能测量平均粒径,且需要昂贵的仪器.王宁飞、陈龙、赵崇信等人^[43]设计了一种脉冲取样器.它在发动机工作的任一燃烧瞬间使燃气冲入冷却液以冷凝微粒,结合激光衍射法获得微粒尺寸分布.研究表明,含铝推进剂燃气微粒呈双模态分布,燃烧室压强越高,所用推进剂配方的能量越高,微粒越易聚集,微粒对振荡的抑制作用与各峰值粒子的质量比关系密切.

为了进一步研究含铝推进剂的燃烧过程对燃

烧稳定性的影响,Blomshield 等^[44]利用 China Lake 微粒收集器对多种含铝量相同但粒径不同的推进剂的微粒阻尼效应进行了实验研究.结果表明,在低频振荡下大尺寸粒子对振荡的阻尼效果好,精细微粒对振荡的衰减不明显.这与最佳粒径公式所得出的结论基本一致.

2.4 脉冲激励

美国海军空战中心^[45]对非线性不稳定燃烧进行过许多实验研究,大部分是通过施加脉冲激励后观察发动机的稳定性,以下结论可为研究人员提供参考:

1) 非线性不稳定燃烧取决于整个频率范围内的响应函数,高振频与低振频之间存在能量反馈.

2) 平均工作压力升高,发动机将趋于不稳定;工作压力越高,所能容忍的脉冲激励信号越低.如图 7 所示,低压下,脉冲不会触发不稳定燃烧;中压下,在燃烧后期会产生非线性纵向振荡燃烧,并伴随着平均压力漂移;高压下发动机经历了强烈的切向振荡,最后导致发动机爆炸.

3) 发动机经历非线性不稳定燃烧时,平均压力漂移幅值与振荡极限振幅基本呈线性关系,斜率与推进剂配方、燃烧室工作压力、喷管几何形状有关.

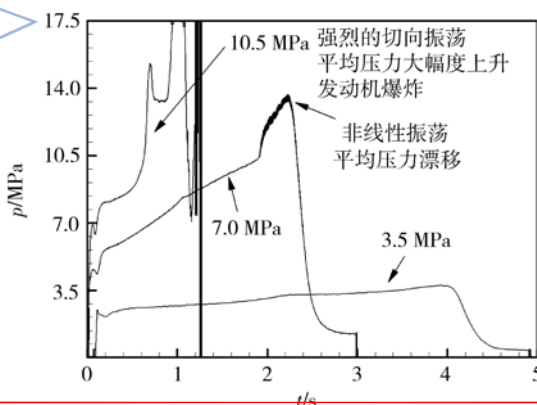


图7 工作压力对脉冲触发不稳定性的影响

Fig. 7 Pressure influence on pulse triggering instability

2.5 涡/声耦合实验研究

在 POP 计划中,法国学者对涡/声耦合现象进行了大量的实验研究.冷气实验发动机 VECLA 与 VALDO 用于探索 PVS 与 OVS. PVS 引发的不稳定性也称为水力不稳定(hydrodynamic instability),不能使用经典的涡/声耦合模型进行估算.Chedevergne 等^[46]以经典的 Culick-Taylor 流场为背景进行分析,计算结果与实验相符.表面

旋涡脱落频率可表示为

$$f_h = \frac{\omega V_{inj}}{2\pi R} \quad (5)$$

其中 V_{inj} 为侧壁加质流速, R 为发动机内腔半径. ω 为系统圆周频率, 是系统水力状态的特征值, 与声振圆周频率不同. French 与 Majdalani^[47] 对此进行了改进, 考虑了流场的黏性、加质旋流以及复杂内腔结构. Apte 等^[48-49] 以 Culick-Yang 发动机为背景, 也对表面旋涡脱落进行了研究. 研究表明, 表面旋涡脱落频率是流场的本质, 与声振频率没有必然联系.

热车实验主要依靠 P230 的 LP 系列缩比发动机^[50], 其中 LP6 多用于研究大长径比装药出现的 PVS, LP9 用于研究装药结构对压力振荡特性的影响以及 OVS 与 PVS 的耦合机理. 大量的实验发现, OVS 是涡/声耦合的主要因素, 两种旋涡脱落的耦合能明显地增强发动机不稳定性.

Anthoine 等^[51] 对冯卡门流体动力学研究所 (VKI) 的 6 种不同形状潜入式喷管的 VKI 冷气实验发动机进行了研究, 发现声压幅值随潜入式空腔体积线性增加, 喷管空腔对喷管头部流场与声场起调节作用. 可通过改变绝热环的形状来破坏旋涡的三维结构, 控制振荡幅值.

文献中对 AVS 进行的实验研究较少^[52], 由于其物理概念与 OVS 十分类似, 因此主要依靠数值模拟.

2.6 燃面位置对不稳定性的影响

研究燃面位置对声场激励的影响是很有意义的, 北京理工大学孙维申、王宁飞曾提出推进剂位置不同则燃烧响应函数不同的设想, 但未进行系统的实验研究. 国内外多种型号的点火实验均表明, 设计人员最好不要将燃烧室尾端作为主燃面区域, 尾端的复杂燃面容易引发强烈的振荡^[40,53]. 对药柱的制造工艺而言, 中部作为主燃面区域不合适, 因此推荐将装药主燃面区设计在发动机头部^[42].

3 国内正开展的工作

3.1 流场与声场能量交换机理的研究

涡/声耦合现象给予了不稳定燃烧新的启示, 可用于思考过去无法解释的问题. 近年来西北工业大学与北京理工大学相继着手该现象的探索工作, 并在数值模拟方面取得了一定的突破^[54-56]. 国内某单室双推力长尾管发动机, 装药结构复杂,

出现了推力低频振荡问题, 初步研究认为振荡来源于转角旋涡脱落, 低振频是与声振频关系不大的旋涡脱落频率. 通过对其内流场采用大涡模拟 (LES) 湍流模型进行数值计算可复现并总结其振荡特性, 并提出指导建议. 但国内缺乏装药表面旋涡脱落方面的研究, 缺乏对流场与声场能量交换机理的深入探索.

3.2 铝粉综合作用的研究

铝粉对发动机燃烧稳定性的影响主要包括两个方面: 惰性微粒阻尼与分布燃烧增益, 这两方面并不独立. 微粒阻尼是微粒尺寸与声振频率的函数, 在很大程度上取决于微粒分布和微粒质量比, 是由分布燃烧过程及流场特性所控制的. 微粒阻尼效应还与微粒燃烧时间、微粒滞留时间有关, 装药表面旋涡脱落与铝“集块”耦合, 会降低阻尼效应并提高铝的燃烧效率^[16]. 铝微粒对燃烧不稳定性的综合作用至今没有既定结论, 在复杂流场背景下建立分布燃烧模型和最佳微粒判据是国内外共同关心的问题.

3.3 精细化学反应动力学方面的研究

化学反应类型对燃烧相应过程影响很大, 随着高能推进剂的开发和使用, 传统模型不足以表征其规律. 以精细化学反应动力学对不同推进剂的微观振荡燃烧特性进行研究, 对压力耦合响应函数模型进行改进, 有望建立比较切合实际的理论模型, 最终达到测量一些简单的推进剂特性参数, 就可预估压力耦合响应函数, 而不必花费大量人力、物力、财力用 T 型发动机测量. 这种研究主要依靠数值模拟, 对计算机硬件要求很高, 在国内外也属于前沿课题.

4 建议与展望

从上述分析可以看到, 对不稳定燃烧的研究是一项系统工程, 国外已对不稳定燃烧的各个主要侧面都进行了大量深入、创新的研究, 取得了许多有益的结论, 但仍有许多问题没有解决, 离有效的工程运用还有一定的距离. 国内在此领域的研究停滞多年, 要重新开展全面的研究, 必须参考国外的研究思路, 借鉴国外的研究成果, 采取多方联合研究的策略, 充分调用高校、研究所、工厂各单位的优势, 以典型的型号为背景, 开展切实可行的可持续工作.

1) 目前国内多数采用 ANSYS®, NAS-TRAN®, SYSNOISE® 等商业软件对发动机三维

声场进行有限元或边界元计算来提取声振型,再通过早期的线性理论进行稳定性预估,这显然是远远不够的,必须加强对不稳定燃烧物理概念的理解,在国内开展非线性机理的模型研究,组织专业人员开发拥有自主知识产权的预估程序。

2) 数值模拟是了解燃烧、流动微观结构的最好途径。FLUENT[®], CFX[®], STAR-CD[®]等商用软件可以通过大涡模拟对涡/声耦合机理进行研究,但随着多相流、微粒分布燃烧等深层次物理概念的加入,现有的商业软件则显得捉襟见肘。国外许多研究机构都已针对各自的需求开发了相应的计算流体动力学(CFD)、计算燃烧动力学软件。开发自主的CFD软件比较困难,建议可以在相应的开源代码的基础上,开发相应模块。

3) 目前国内缺乏对分布燃烧、脉冲触发不稳定性、旋涡脱落等现象的实验研究方法 with 测试装置。建议以数值计算结果为指导,加强这方面的研究手段,并进一步改善高速采样、超长存贮、自动分析、自动数据处理的信号分析系统。

参考文献:

- [1] 孙维申. 固体火箭发动机不稳定燃烧[M]. 北京:北京工业学院出版社,1987.
- [2] Blomshield F S. Historical perspective of combustion instability in motors: case studies[R]. AIAA 2001-3875, 2001.
- [3] De Luca L, Price E W, Summerfield M. Nonsteady burning and combustion stability of solid propellants[M]. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [4] Dotson K W, Koshigoe S, Pace K K. Vortex driven pressure oscillations in Titan IV solid rocket motor upgrade[R]. AIAA 95-2732, 1995.
- [5] Ribereau D, Pevergene T. Thrust oscillations passive control on large solid rocket motors [R]. AIAA 2005-4168, 2005.
- [6] Cohen N S. Combustion response functions of homogeneous propellants[R]. AIAA 85-1114, 1985.
- [7] Roh T S. Numerical simulation of combustion instabilities of double-base homogeneous propellants in rocket motors [D]. University Park, Pennsylvania: The Pennsylvania State University, 1995.
- [8] Erikson W W. Modeling the unsteady combustion of solid propellants with detailed chemistry [D]. Provo: Brigham Young University, 1999.
- [9] Yang V, Tseng I S. Numerical simulation of velocity-coupled combustion response of solid rocket propellants[R]. PL-TR-91-3043, 1992.
- [10] Culick F E C. Unsteady motions in combustion chambers for propulsion systems[R]. RTO-AG-AVT-039, 2006.
- [11] Flandro G A. Energy balance analysis of nonlinear combustion instability[J]. Journal of Propulsion and Power, 1985, 1(3): 210-221.
- [12] Dupays J, Vuillot F. Propagation of acoustic waves in a two-phase vaporizing mixture[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(1): 222-224.
- [13] Raun R L, Beckstead M W. A numerical model for temperature gradient and particle effects on rich burner oscillations[J]. Combustion and Flame, 1993, 94(1): 1-24.
- [14] Gallier S, Godfroy F. Aluminum combustion driven instabilities in solid rocket motors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(2): 509-521.
- [15] Yang V, Brill T, Ren W Z. Solid-propellant chemistry, combustion, and motor interior ballistics[M]. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [16] CAI Weidong. Two-phase flow interactions and combustion of AP/HTPB composite propellant in rocket motors with acoustic oscillations[D]. University Park, Pennsylvania: The Pennsylvania State University, 2000.
- [17] Ballereau S, Godfroy F. Numerical simulations and searching methods of thrust oscillations for solid rocket motors [R]. AIAA 2006-4425, 2006.
- [18] Culick F E C. Remarks on entropy production in the one-dimensional approximation to unsteady flow in combustion chambers[J]. Combustion Science and Technology, 1977, 15(3): 93-97.
- [19] Hersch A S, Tso J. Flow turning losses in solid rocket motors[R]. AFAL-TR-87-095, 1988.
- [20] Flandro G A. Effects of vorticity on rocket combustion stability[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(4): 607-625.
- [21] Flandro G A, Majdalani J. Aeroacoustic instability in rockets[J]. AIAA Journal, 2003, 41(3): 485-496.
- [22] Flandro G A, French J, Majdalani J. Incorporation of nonlinear capabilities in the standard stability prediction program[R]. AIAA 2004-4182, 2004.
- [23] French J C. Non-linear combustion stability prediction of SRMs using SPP/SSP[R]. AIAA 2003-4668, 2003.
- [24] French J C, Flandro G, Majdalani J. Improvements to the linear Standard Stability Prediction program (SSP) [R]. AIAA 2004-4181, 2004.
- [25] Blomshield F S, Crump J E, Mathes H B, et al. Stability testing of full-scale tactical motors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 13(3): 349-355.
- [26] Flandro G A, Fischbach S R, Majdalani J. Nonlinear rocket motor stability prediction: limit amplitude, triggering, and mean pressure shift[R]. AIAA 2004-4054, 2004.
- [27] 王宁飞, 孙维申, 胡竟岩. 固体火箭发动机不稳定燃烧时平均压力下降的原因探索[J]. 推进技术, 1988, 9(4): 40-44.
- WANG Ningfei, SUN Weishen, HU Jingyan. Investigation on the decrease of average pressure under unstable combustion in solid propellant rocket engine[J]. Journal of

- Propulsion Technology, 1988, 9(4): 40-44. (in Chinese)
- [28] Guéry J F, Ballereau S, Godfroy F. Thrust oscillations in solid rocket motors[R]. AIAA 2008-4979, 2008.
- [29] Dotson K W, Koshigoe S, Pace K K. Vortex shedding in a large solid rocket motor without inhibitors at the segment interfaces[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 3(2): 197-206.
- [30] Anthoine J, Bunchlin J M, Guery J F. Effect of nozzle cavity on resonance in large SRM: theoretical modeling[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(2): 304-311.
- [31] Powell A. On the edge tone[J]. Journal of Acoustical Society of America, 1961, 33(4): 395-409.
- [32] Howe M S. Contributions to the theory of aerodynamic sound, with application to excess jet noise and the theory of the flute[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1975, 71(4): 625-673.
- [33] Fabignon Y, Dupays J. Instability and pressure oscillations in solid rocket motors[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(3): 191-200.
- [34] Rousseau C W, Knoetze J H. Calculating an admittance function from pulsed tubular grain motor tests[R]. AIAA 2008-4599, 2008.
- [35] 王宁飞. 固体推进剂燃烧不稳定性研究[J]. 兵工学报, 1995, 16(1): 47-50.
WANG Ningfei. A review of solid propellant combustion instabilities[J]. Acta Armamentarii, 1995, 16(1): 47-50. (in Chinese)
- [36] 王宁飞, 赵崇信, 张暹, 等. 双基推进剂压力响应函数的实验研究[J]. 推进技术, 1992, 13(6): 80-84.
WANG Ningfei, ZHAO Chongxin, ZHANG Xian, et al. Experimental research on the pressure-coupling response of double-base propellant[J]. Journal of Propulsion Technology, 1992, 13(6): 80-84. (in Chinese)
- [37] 王宁飞, 李上文, 赵崇信, 等. 三种无烟推进剂压力耦合响应函数的实验研究[J]. 推进技术, 1994, 15(5): 62-66.
WANG Ningfei, LI Shangwen, ZHAO Chongxin, et al. Experimental studies on the pressure coupling response of three smokeless solid propellants[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(5): 62-66. (in Chinese)
- [38] Crump J E. Combustion instability in minimum smoke propellants Part 1: experimental techniques and results[R]. NWC-TP-5936, 1977.
- [39] Beckstead M W. Potential combustion and combustion instability characteristics of CL-20 propellants[C] // Proceedings of 28th JANNAF Combustion Meeting. San Antonio: CPIA Publication, 1991: 369-377.
- [40] 胡大宁, 王占利, 胡峰, 等. 固体火箭发动机不稳定燃烧及实验研究[C] // 固体火箭推进专业委员会第二十六届年会论文集. 长沙: 中国宇航学会, 2009: 359-363.
- [41] Anthoine J, Bunchlin J M, Guery J F. Effect of nozzle cavity on resonance in large SRM numerical simulations[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(3): 374-384.
- [42] Blomshield F S. Lessons learned in solid rocket combustion instability[R]. AIAA 2007-5803, 2007.
- [43] 王宁飞, 陈龙, 赵崇信, 等. 固体火箭发动机燃烧室内微粒分布的实验研究[J]. 推进技术, 1995, 16(4): 24-27.
WANG Ningfei, CHEN Long, ZHAO Chongxin, et al. An experimental study on distribution of particulates in solid rocket motors[J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 16(4): 24-27. (in Chinese)
- [44] Blomshield F S, Nguyen S, Matheke H. Acoustic particle damping of propellants containing ultra-fine aluminum[R]. AIAA 2000-3560, 2000.
- [45] Blomshield F S, Stalnaker R A. Pulsed motor firings: pulse amplitude, formulation and enhanced instrumentation[R]. AIAA 98-3557, 1998.
- [46] Chedevergne F, Casalis G, Feraille T. Biglobal linear stability analysis of the flow induced by wall injection[J]. Physics of Fluids, 2006, 18(1): 1-14.
- [47] French J, Majdalani J. Hydrodynamic stability analysis of solid rocket motors with arbitrary grain design[R]. AIAA 2007-5808, 2007.
- [48] Apte S V, Yang V. Unsteady flow evolution in porous chamber with surface mass injection Part 1: free oscillation[J]. AIAA Journal, 2001, 39(8): 1577-1586.
- [49] Apte S V, Yang V. Unsteady flow evolution in porous chamber with surface mass injection Part 2: acoustic excitation[J]. AIAA Journal, 2002, 40(2): 244-253.
- [50] Prévost M, Godon J C, Innegraev O. Thrust oscillations in reduced scale solid rocket motors Part I: experimental investigations[R]. AIAA 2005-4003, 2005.
- [51] Anthoine J, Lema M R. Passive control of pressure oscillations in solid rocket motors cold-flow experiments[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(3): 792-800.
- [52] Shanbhogue S J, Sijth R I. Aeroacoustics of rocket motors with FINOCYL grain[R]. AIAA 2003-4632, 2003.
- [53] Prévost M, Quéllec A L, Godon J C. Thrust oscillations in reduced scale solid rocket motors, a new configuration for the MPS of Ariane 5[R]. AIAA 2006-4418, 2006.
- [54] 李强, 何国强, 刘佩进, 等. 模型固体火箭发动机内涡脱落过程的大涡模拟[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 481-484.
LI Qiang, HE Guoqiang, LIU Peijin, et al. Large eddy simulation on of vortex shedding for model SRM[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 481-484. (in Chinese)
- [55] 秦飞, 何国强, 刘佩进, 等. 同轴突扩燃烧室低频不稳定燃烧数值模拟[J]. 推进技术, 2008, 29(4): 396-400.
QIN Fei, HE Guoqiang, LIU Peijin, et al. Numerical study of low frequency combustion instability in dumpy combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 396-400. (in Chinese)
- [56] ZHANG Qiao, LI Junwei, WANG Weichen, et al. Large eddy simulation for low frequency oscillations in tail-pipe nozzle solid rocket motors[R]. AIAA 2010-7161, 2010.