

关于吸气式高超声速推进技术研究的思考

姜宗林[†]

中国科学院高温气体动力学重点实验室, 中国科学院力学研究所, 北京 100190

摘 要 回顾了吸气式高超声速推进技术的研究进展, 分析了超燃冲压发动机研制面临的关键科学问题, 并从不同角度探讨了增大超燃冲压发动机推力的可能方法. 这些方法包括: 能够降低总压损失的高超声速来流压缩方法、生成三维涡流的超声速混合增强技术、碳氢燃料的预热喷射、可以控制燃烧过程的燃烧室设计优化方法、通过减小发动机流道湿面积来降低摩擦阻力和催化复合解离的燃气降低高温气体效应. 考虑到等压热力学循环的热效率, 还建议研究在高超声速推进系统中应用热效率高的爆轰过程, 并探讨了爆轰推进方法研究的进展与问题. 吸气式高超声速推进技术是高超声速飞行器发展的关键技术, 认真思考和探索其发展方向是非常必要的.

关键词 高超声速推进, 超燃冲压发动机, 超声速混合, 爆轰推进方法, 超声速燃烧

1 引言

1903 年 12 月 17 日, 莱特兄弟在美国西海岸试飞成功, 仅仅 12s 的短暂飞行开创了人类飞行的新纪元. 100 年来, 各式各样航空航天飞行器的发展日新月异, 人们从学步开始, 先后跨入了亚声速和超声速飞行时代, 目前正在向高超声速飞行时代迈进. 1946 年钱学森先生在他“Similarity law of hypersonic flows”的论文中首先使用了“hypersonic”(高超声速)一词, 后来被国际学术界广泛采用, 对定义高超声速学科和推动高超声速科技发展具有奠基性的意义. 在航空航天工程需求的推动下, 60 年来高超声速科技在重大关键技术及其相关基础学科研究方面都取得了重要进展. 但是要实现单级或两级入轨的高效空间进入、数小时内的环球飞行, 完成从超声速到高超声速时代的跨越还需要相当长的一段时间. 高超声速几十年的科研实践表明: 突破“高超声速屏障”(hypersonic barrier)远远比克服“声障”(sonic barrier)要艰巨得多、也困难得多^[1].

在钱学森和郭永怀先生的倡导下, 中国科学院力学研究所自 60 年代末就开始了高超声速流动的基础研究, 相关研究进展曾经为中国“两弹一星”和神州飞船的研制做出了重要贡献. 为了进一步深

入研究高超声速科技的关键技术和相关气动学科问题, 在郭永怀先生创立的研究队伍、科研积累和研究方向的基础上, 中国科学院于 1994 年整合、组建了中国科学院高温气体动力学重点实验室, 定位高超声速气体动力学、稀薄气体动力学和化学气体动力学等具有共性的高温气体动力学问题作为主要研究领域. 十几年来实验室在这些基础学科的研究方面取得了重要进展, 在不同程度上支撑了中国高超声速科技研究, 推动了高焓流动模拟实验、高超声速推进、气动热预测与防护、高超声速飞行器构型优化等关键技术研究的发展.

对于高超声速飞行器的研制而言, 吸气式高超声速推进技术是需要解决的首要关键技术问题之一. 发展吸气式高超声速飞行器的必要性可以从飞机和多级火箭起飞重量的构成比给予说明. 由表 1 可见, 火箭携带氧化剂的质量达到了起飞重量的 65%, 其有效负载量所占比例仅有 4%, 而飞机的有效负载量是火箭的 3 倍. 所以仅仅从经济性来看, 对于发展能够长时间飞行的高超声速飞行器, 采用吸气式高超声速推进技术是必然的. 几十年高超声速科技的研究表明应用冲压概念的发动机是吸气式高超声速推进技术发展的首选^[2]. 从 1913 年法国科学家 Rene Lorin 提出冲压发动机概念已经近百年了, 超燃冲压发动机的研究也有

收稿日期: 2009-04-09, 修回日期: 2009-04-20

[†] E-mail: zjiang@imech.ac.cn

50 多年的历史了, 尽管世界上各个国家对高超声速科技投入了大量人力和经费, 但是吸气式高超声速推进技术研究目前依然处于探索阶段. 尽管在 20 世纪 80 年代就有人预言高超声速推进技术的研究再有 10 年就足够了, 但是从目前的研究进展来看其工程化应用还相当遥远. 所以认真总结吸气式高超声速推进技术的研究进展, 探索其发展过程中存在的问题, 对于推动高超声速推进技术研究是有重要意义的.

表 1 飞机和多级火箭起飞重量的构成比例

| 起飞重量分类 | 飞机/% | 火箭/% |
|--------|------|------|
| 有效负载 | 15 | 4 |
| 结构载荷 | 55 | 7 |
| 燃料 | 30 | 24 |
| 氧化剂 | 0 | 65 |

2 相关研究进展

据 Heiser 和 Pratt 评述^[2], Rene Lorin 于 1913 年首先提出在高速飞行器推进系统中采用冲压装置, 可是考虑到来流冲压压力的强度, 他认为这种概念不太适合于低端的亚声速飞行. 1949 年 4 月 21 日, Languedoc 运输机搭载 Leduc 010 冲压发动机实现了首次飞行试验, 飞行马赫数 0.84, 飞行高度 7.9 km, 被认为是冲压发动机发展的一个重要里程碑. 法国 Nord-Aviation 公司在 1953 年启动一个研究计划, 以发展超过马赫数 2 的飞行器作为目标, 推动 Leduc 的研究工作, 最终产生了涡轮冲压发动机 Griffon II. 1959 年 2 月 24 日, 搭载 Griffon II 发动机的飞行器飞行了 100 km, 平均速度达到 1640 km/h, 约为马赫数 1.5, 创造了人类史上超声速飞行的最高速度记录. 1951~1960 年, 美国空军开展了可重复使用无人驾驶超声速飞机 X-7 的研究项目, 最终飞行试验的马赫数高达到 4.32. 飞行试验表明在飞行马赫数 3~6 时, 冲压喷气发动机是吸气式航空推进系统的首要选择. 应用冲压模式发动机的特点是通过冲压, 使来流气体速度降低至亚声速, 在发动机中与燃料混合、燃烧、产生推力. 但是当飞行马赫数超过 6 时, 由于冲压过程产生的动能损失和高静温带来的解离反应, 使得亚声速燃烧不再适应于高超声速推进系统, 实现发动机内的超声速燃烧是必然要求, 从而超燃冲压发动机 (scramjet) 成为高超声速推进系统的主要研究方向. 虽然国际上高超声速科技的研究儿起儿落, 但是超燃冲压发动机的研究始终是一个热点. 1964~1975 年期间, 在 X-15 火箭式高超声

速飞行器研究计划的推动下, 美国 NASA 制定了 HRE (hypersonic research engine) 计划, 并由 Garrett Corporation 负责实施. HRE 计划的总体目标是在 X-15A-2 上完成搭载一个完整的、可再生冷却的、具有实际飞行尺度的超燃冲压发动机试验. 1967 年 10 月 3 日, X-15A-2 实现了最高马赫数 6.72 的飞行试验, 而后由于气动热问题, X-15A-2 飞行器解体, 整个 X-15 计划于 1968 年终止^[3]. 虽然预定的搭载试验并没有实施, 但是 HRE 项目在高超声速推进技术研究方面取得的进展是非常重要的. 1986 年美国国防部和 NASA 联合启动了 NASP (national aero-space plane) 计划, 其主要研究目的包括了超燃冲压发动机、高强度和耐高温材料、飞行器空气动力学、高超声速飞行器气动构型与机体/推进系统一体化及其附属子系统等等 5 个方面的关键技术. 虽然 NASP 计划 10 年后被终止了, 但是相关的高超声速推进技术的研究成果为美国后续的高超声速飞行试验项目奠定了基础^[4]. 俄罗斯 CIAM (central institute of aviation motors) 曾经完成了一个亚尺度的组合模式发动机飞行实验, 最高飞行马赫数为 5.5, 飞行高度约为 26 km, 发动机实现了 Ramjet 与 Scramjet 燃烧模式之间的转换^[5]. 2004 年 NASA 应用 X-43A 先后进行了马赫数 6.8 和 9.6 的飞行实验, 验证了超燃冲压发动机应用的可行性、高超声速飞行器的可集成性与可控制性^[6]. X-43A 飞行试验取得的结果是突破性的, 但是飞行试验结果也表明超燃冲压发动机对于 X-43A 这样一个亚尺度飞行器产生的加速度是有限的, 发动机产生推力的富余度很小. 所以国际上关于超燃冲压发动机的研究进展是鼓舞人心的, 但是留给高超声速推进技术需要解决的学科问题也是值得深入思考的.

3 可能增加发动机推力的方法

在高超声速飞行条件下, 有许多因素影响发动机的推力, 例如来流总压损失、摩擦阻力、高超声速空气/燃料的混合效率、火焰稳定、燃烧过程控制、气体解离等等. 一般来讲较高的静压与较低的静温对于增加发动机推力是有益的, 但是上述因素相互作用、相互依存构成了高超声速推进技术研究的复杂性和困难性. 如在实际飞行过程中, 激波压缩可以提高来流空气的静压, 也导致来流动能的损失; 激波压缩提高了来流静温, 有利于组织燃烧, 但过高的静温可能导致燃气解离, 降低燃烧效率; 对于一定的飞行速度, 提高发动机入

口流速能够降低静温,但是高速流动降低了燃料和空气的混合效率,对于有限尺度的燃烧室明显缩短了燃料的驻留时间,提高了组织稳定燃烧的难度.因此高超声速推进技术的研究需要更多的统筹、更多的思考和更多的创新^[7].

3.1 高超声速来流压缩方法

降低压缩高超声速来流的动能损失能够有效降低飞行器对发动机的推力要求,还可以改善发动机的燃烧环境,是增加发动机推力的一个重要研究方向.对于高超声速飞行器,乘波体(wave rider)概念是一个基本的构型方法,而其前体表面的激波压缩过程是影响来流动能损失的重要因素.图1给出了3种乘波体飞行器前体的轮廓曲线,它对于压缩高超声速来流具有不同的气动效果.另外把飞行器前体和进气道的设计结合起来对于提高发动机的性能也是极为重要.基本思想是统筹考虑飞行器前体和进气道压缩面的设计,尽可能通过增加等熵压

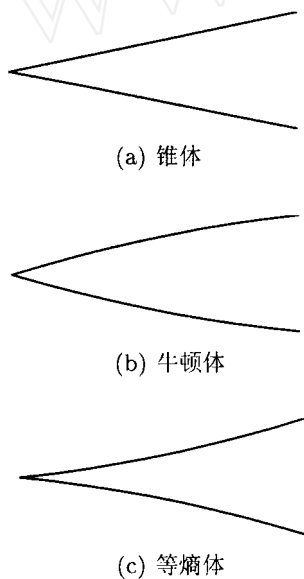


图1 高超声速飞行器前体设计概念:激波压缩与等熵压缩

缩的份额,减弱激波压缩的强度,来提高总压恢复系数,降低飞行器的推力需求;另外,通过降低来流动能转化造成的熵增或动能量消耗,能够降低发动机入口气流静温,提高入口静压,对于提高燃烧效率和增加发动机推力是非常有益的.

3.2 生成三维涡流的混合增强技术

对于超燃冲压发动机,由于燃烧室入口的气流速度可能高达2000m/s,燃料在燃烧室中的经留时间仅为1ms左右.在如此短暂的时间里要有效地组织燃烧,对于燃烧室内的火焰稳定、空气/燃

料的混合都提出了极高的要求,一直是超燃冲压发动机基础研究和工程应用的难点.二维凹槽是超燃冲压发动机常用的一种稳焰结构,兼有增强混合的作用,有过大量深入的研究.中国科学院高温气体动力学重点实验室提出了一种“燕尾”型壁面凹槽技术^[8],计算和试验研究表明“燕尾”型壁面凹槽能够使得气体自中心区吸入凹槽,呈螺旋式作横向运动,在尾端排出,在流场内产生显著的三维气流运动.图2表示了“燕尾”型壁面稳焰凹槽的三维涡旋流场的流线示意图,在不增加流动阻力的条件下,凹槽内压力分布差异诱导产生的涡环结构具有三维性,这对于提高混合效率是有益的.另外还可以通过增加凹槽内部流动与外部主流区的质量交换起到强化火焰稳定效果的作用.本文涉及的凹槽技术研究是启发性的,混合增强技术的研究需要更多创意.

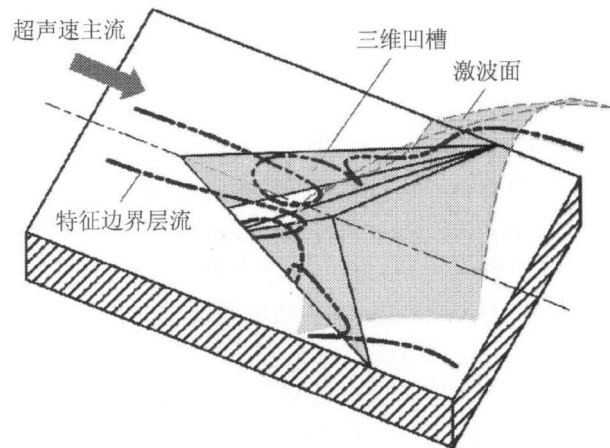


图2 “燕尾”型壁面稳焰凹槽的三维流线示意图^[8]

3.3 碳氢燃料预热喷射

在高超声速飞行过程中,发动机系统面临着严重的气动加热问题,长时间飞行需要发动机具有冷却功能.而应用碳氢燃料作为冷却剂吸收气动热,并使自身得到预热和催化裂解,对于组织燃烧、实现发动机热防护都有重要意义.中国科学院高温气体动力学重点实验室的研究表明^[10]:碳氢燃料的预热达到超临界状态后喷射具有更好的雾化效果,非常有利于超声速混合,可以缩短燃烧诱导时间,提高燃烧效率.图3给出了部分实验结果,由图可见高温条件下喷射后的雾化效果是非常明显的.所以这种碳氢燃料预热喷射技术具有实现热防护、增强空气/燃料混合、促进化学反应的特点,对于高超声速推进技术的研究具有一定的综合优化意义.

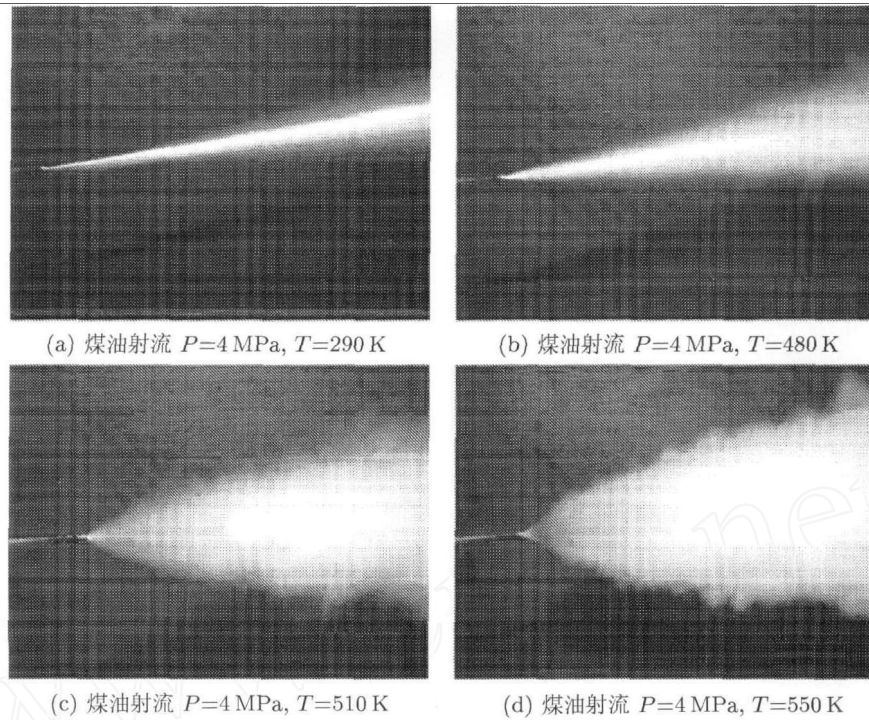


图 3 超临界碳氢燃料喷射雾化对比实验结果^[10]

3.4 减小发动机流道湿面积

所谓发动机流道湿面积是指流道截面周长与流道长度之积,与发动机的摩擦阻力密切相关.在实际飞行过程中,由于边界层的影响,发动机燃烧室、进气流道的相当一部分流场处于低速的边界层流动状态,使得流道的有效流通截面完全不同于预先设计的流道形状,导致流道的湿面积不能有效应用.例如对于四边形截面的矩形喷管流动,

计算获得的马赫数分布如图 4 所示,它所对应的实际有效流道截面却是花瓣形的区域.在超声速流动条件下,流道内部发展的边界层还可能带来激波/边界层相互作用和边界层分离,恶化发动机的工作状态.因此,发动机流道截面形状的设计必须考虑合适的边界层修正,应该尽可能地降低流道的湿面积,减小气动摩擦力.

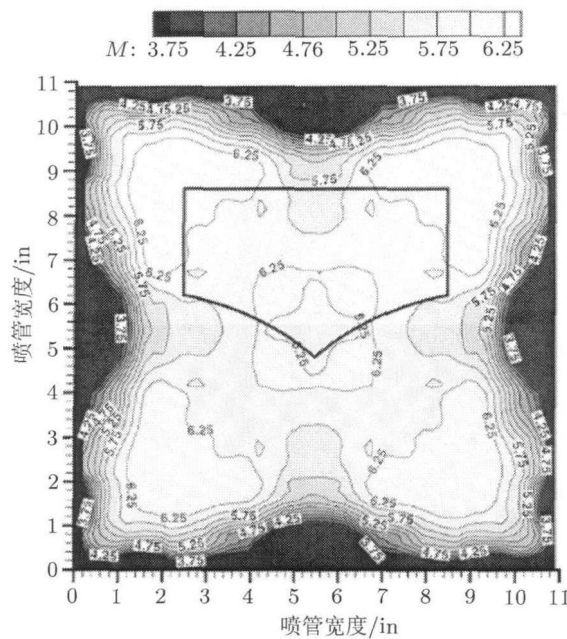


图 4 计算获得的矩形喷管流动马赫数分布图

3.5 优化燃烧室设计控制燃烧过程

超燃冲压发动机的另一个关键部件是燃烧室,燃料的化学能在燃烧室中按照一定的规律释放,是实现发动机高热效率的关键.由于加热管道流动总是推动超声速流动逼近跨声速状态,而声速状态下气流的吸热能力为零.这种现象与混合效率无关,也不依赖于气流温度,是流动介质加热过程中的气动规律.由于发动机尺度的限制,发动机的来流马赫数不可能太高,所以优化燃烧室设计、控制燃烧过程、避免出现亚声速流动状态是非常重要的.通过燃烧室设计、实现燃烧过程控制是提高发动机推力的又一个重要方面.相对于等截面燃烧室而言,如图 5 所示扩张型燃烧室具有以下优点:

- (1) 燃烧室可以产生部分推力;
- (2) 能够降低边界层增长速度,降低燃烧室的压力和密度,减小流道摩擦;
- (3) 可以降低发动机对膨胀喷管的需求,缩短尾喷管长度;
- (4) 降低流场温度,减少燃烧室的壁面热散失,降低发动机防热要求;
- (5) 避免火焰温度过高,降低解离反应度,保证燃烧反应完全进行;
- (6) 可以保证流场处于超声速流动状态,降低燃烧室热壅塞的风险.

燃烧室的合理设计可以使上述优点尽可能多地体现出来.然而燃烧室设计依赖于对燃烧过程的了解,燃烧过程本身又依赖于燃烧室的设计,如此紧密的相互关联增加了这方面研究工作的难度.目前的研究结果表明:在燃烧室有限的空间里,燃烧产生的压力波在具有很大温度梯度的超声速流场中可以会聚生成拟激波,而具有一定强度的拟激波可能造成流动由超声速到亚声速的突变,形成燃烧室内部的热壅塞.所以深入研究燃烧室里发生的物理化学过程及其与气动过程的相互作用、开展发动机燃烧室优化设计,实现燃烧过程的控制是增加发动机推力的一个重要研究方向.

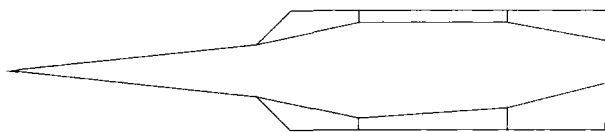


图 5 超燃冲压发动机燃烧室与进气道分布示意图

3.6 高温燃气解离的催化复合

高超声速飞行条件下,来流空气减速进入燃烧室时由于强激波压缩,空气温度可以迅速升高.在高静温条件下的燃烧过程中有相当一部分气体分子吸收能量,处于解离状态,导致化学能释放过程的恶化.这些解离能在长度受限的尾喷管中难以通过复合反应释放而对外做功,使得超燃冲压发动机的推力随飞行马赫数的增大而急剧下降.这种现象在来流静温高于 1300K 时表现尤为明显,由图 6 可见这时的燃气温度可能高达 3000K,带来了严重的解离现象.俞鸿儒先生提出通过采用催化复合增大冲压发动机推力的方法^[1].具体思路是应用催化剂或者气流膨胀加快化学反应速率、使解离组分在喷管流动过程中尽快复合,将解离能转化对外做功的增加推力.初步研究结果表明这种概念是值得深入研究的.

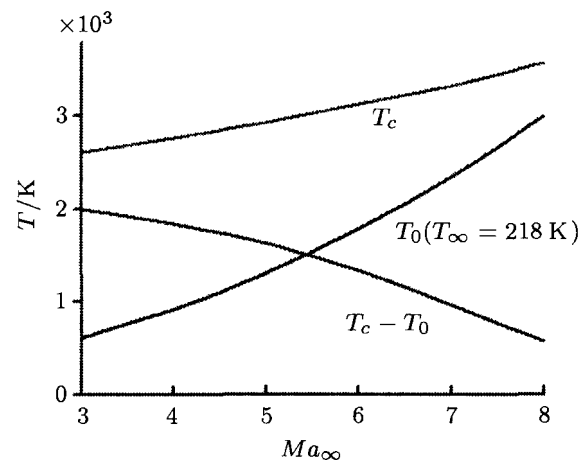


图 6 燃气温度和气流总温与飞行马赫数关系^[1]

4 Scramjet 工程应用困难的本质

根据目前看到的资料,超燃冲压发动机在 X-43A 上进行的搭载飞行实验是成功的,飞行试验结果与风洞试验和计算模拟符合良好.但是试验结果表明飞行器在发动机启动工作之后所获得的加速度非常有限,也就是说超燃冲压发动机能够提供的推力的富余程度不高.所以提高超燃冲压发动机的推力将是其工程应用的主要困难,在很大程度上影响着高超声速推进技术的发展.那么超燃冲压发动机工程应用遇到困难的本质的本质问题是什么呢?

气体动力学的教科书告诉我们,随着飞行马赫数的增加,单位质量来流气体所具有的动能随着马赫数二次方关系增长,其变化趋势如图 7 所示.对于以氢气为燃料的发动机,单位质量来流

的空气与氢气混合完全燃烧所能释放的能量约为 3.04 MJ。简单的计算表明当飞行马赫数达到大约 8.2 左右时, 来流动能与燃料完全燃烧所能释放的能量基本持平。由简单热力学循环可知, 对于基于等压循环的热力发动机来讲, 其热力循环效率大约为 20%~40%; 另一方面, 在高超声速来流的冲压过程中, 来流动能到压力能的转化过程中又存在相当一部分不可逆耗散, 表现为激波阻力和摩擦阻力。以无黏情形为例, 采用两道斜激波压缩模化的飞行器前体和进气道压缩过程如图 8(a) 所示。对于压缩角 θ_1 分别为 3° , 5° , 7.5° , 10° 和 15° 五种情形, 当来流马赫数 M_1 分别为 5, 6, 7, 8, 9, 10 时, 其总压恢复情况如图 8(b) 所示。由图 8 可知, 如果前体有 7.5° 的压缩角, 那么来流马赫数为 8 时, 所对应的总压恢复系数为 0.72 左右; 当来流马赫数为 9 时, 对应的总压恢复系数仅为 0.64 左右。这表明仅仅由于前体激波压缩就可能造成大

约 30% 左右的动能损失, 如果再考虑燃烧室内的总压损失、黏性边界层效应以及热损失等因素, 总的动能损失甚至可能超过来流动能的 50%。所以高超声速流动的特点极大地增加了超燃冲压发动机工程应用研究的困难程度 [7]。

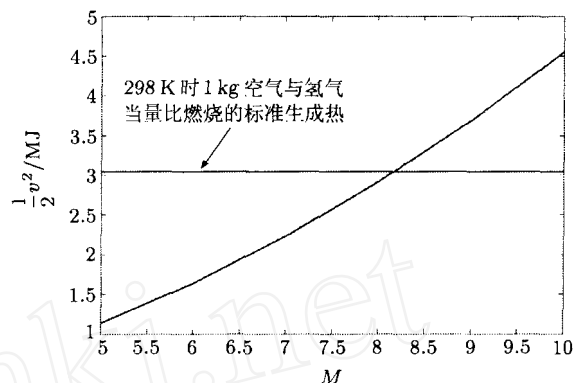
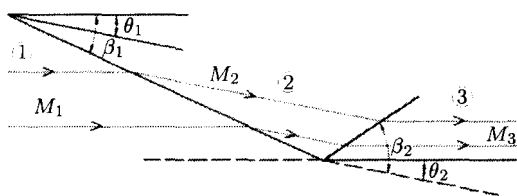
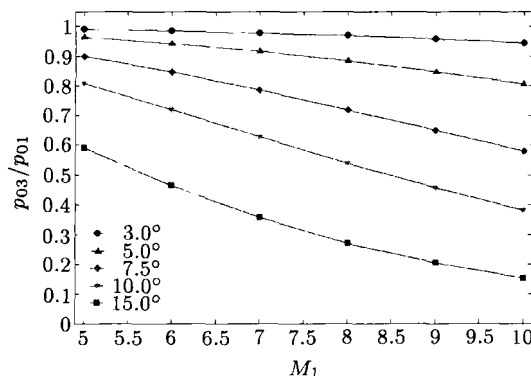


图 7 单位质量来流所具有的动能和当量比氢气反应的生成热 [7]



(a) 前体和进气道压缩的双斜激波简化模型



(b) 不同来流马赫数与压缩角对应的总压恢复系数

图 8 激波压缩与来流总压恢复系数的关系 [7]

更进一步地分析 X-43A 的飞行试验结果可知: X-43A 飞行器本身为缩尺模型, 而发动机则为近全尺度。若飞行器本身的长度尺度稍有增加, 则飞行阻力的增加是毫无疑问的, 可以推论飞行实验所测得的加速度必将大幅度地降低, 所以高超声速飞行器推力不足的问题是非常严重的。增加超燃冲压发动机推力依赖于两个方面的研究突破: 一是合理设计飞行器和推进系统, 以降低飞行阻力和提高发动机热效率; 二是采用更高热力学循环效率的燃烧方式, 以提高发动机的推力裕度。

5 爆轰现象及其推进应用

自然界存在两种燃烧模式, 即基于热传导的

燃烧和基于激波诱导的爆轰波。爆轰波本质上是在可燃气体中以近高超声速自持传播的伴有放热化学反应的强激波, 其波阵面结构如图 9(a) 所示。一维的 ZND 理论将这种复杂结构模化为如图 9(b) 所示前导激波和化学反应区的耦合结构 [7]。ZND 理论认为可燃介质经过前导激波压缩进入诱导反应阶段, 生成各种活化基团, 但无热量释放, 压力和温度增加, 达到称为 von Neumann 尖点压力峰值点。诱导反应过程后化学反应进入放热反应阶段, 大量的化学能量得以释放, 气流温度不断升高, 直至达到声速面 (C-J 面) 化学反应完成。C-J 面之后伴随了一系列的稀疏波, 压力和温度逐渐降低, 直至达到一个长度约为爆轰波传播距离一半的均匀平台。

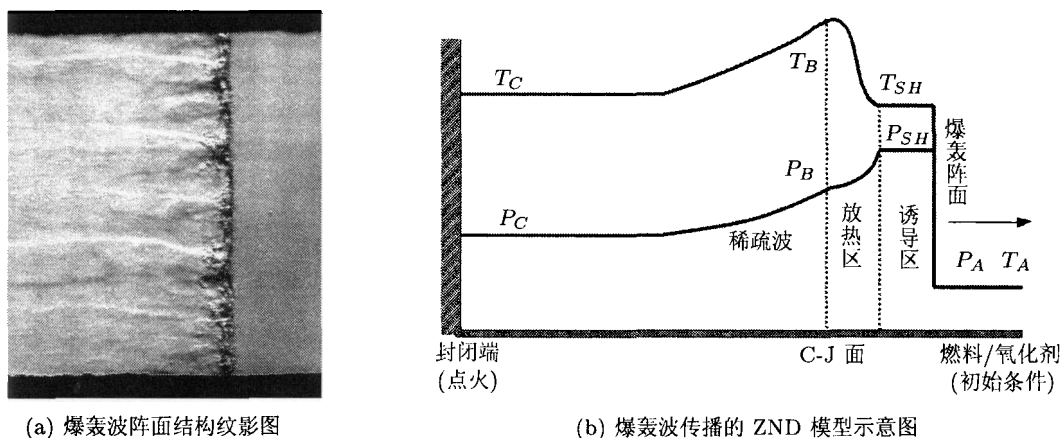


图 9 爆轰波传播及其基本概念示意图 [7]

对于实际的爆轰现象, 尽管爆轰波的传播速度可高达数千米, 而爆轰阵面却仅为毫米尺度, 因此能量释放过程的时间尺度为微秒量级. 即使在如此小的时间和空间尺度下, 仍然有超过 70% 的能量近乎瞬间释放, 因此爆轰过程被认为是燃烧过程的极限形式, 其燃烧效率远远高于目前超燃冲压发动机所采用燃烧形式的效率. 图 10 给出了经典的热力循环分析结果, 对于理想的等压燃烧模式, 其热效率约为 36.3%, 爆轰过程的热效率大约为 56.5%, 比等压燃烧模式几乎高出一半. 总而言之, 爆轰模式作为高超声速推进的热力学循环有两大优点: 一是具有极高的反应速率, 可以大幅缩小发动机尺寸; 二是近似等容燃烧的热力学循环效率, 能够大大提高发动机的推力裕度. 因此, 爆轰模式在冲压发动机中的发展潜力应该受到重视.

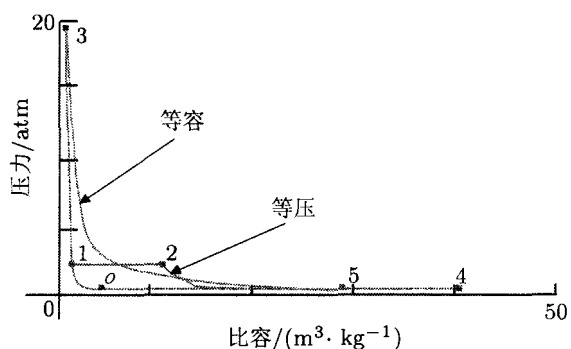
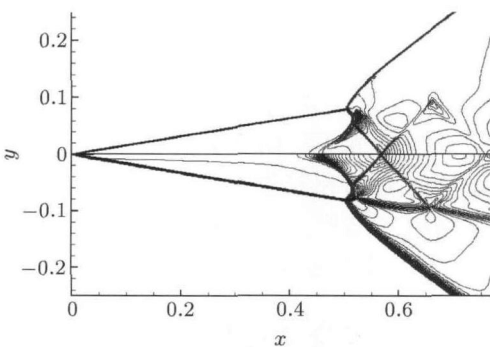
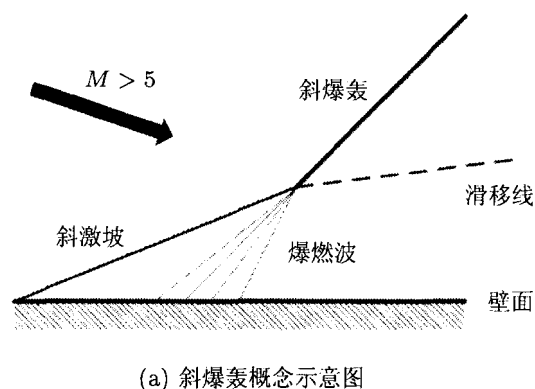


图 10 爆轰过程与等压燃烧热力循环热效率对比研究 [7]

斜爆轰波是将爆轰概念应用到高超声速推进中的一种有意义的尝试, 其波结构如图 11(a) 所示. 基本原理是利用斜激波压缩来流、提高气体的温度、形成斜爆轰和完成燃烧过程. 对于斜爆轰, 波后气体依然为超声速、动能损失小、反应时间短、发动机阻力小. 无黏流动的计算研究结果表明: 在

高超声速条件下, 斜爆轰可以形成并且维持稳定, 其波结构如图 11(b) 所示, 而且对于外界扰动并不敏感. 但是, 如果考虑黏性和边界层效应, 斜激波之后的燃烧可以由边界层内向前传播, 导致斜爆轰无法稳定的存在. 因此如果能够对边界层内的燃烧传播进行深入的研究, 通过采用适当的技术抑制燃烧波在边界层内的传播, 保证斜爆轰稳定驻定, 那么对于促进爆轰在高超声速推进技术中的应用将是具有重要意义探索性工作.



(b) 数值计算得到的稳定斜爆轰的压力 (上) 和温度 (下) 等值线

图 11 斜爆轰波结构示意图与计算模拟结果

6 思考与展望

国家对高超声速科技的需求是迫切的,高超声速科技的成功也将把航空航天技术提升到一个新高度,但是高超声速屏障(hypersonic barrier)表现得远远比声障(sonic barrier)坚固的多,突破高超声速屏障的难度也远远超过人们的预想.从科学技术的发展观来看,航空航天飞行器的飞行速度从亚声速、超声速到高超声速的提高不仅仅意味着飞行马赫数的“量变”,还可能隐含了高超声速飞行技术必须“质变”的要求.高超声速科技应该是航空航天技术的一场革命,它呼唤着新概念、新方法和新技术去突破高超声速屏障.所以积极吸取国内外吸气式高超声速推进技术发展的经验,分析教训,认真思考和探索高超声速推进的发展方向,应该是推动中国相关研究稳定发展的必由之路.

参考文献

1 俞鸿儒,李斌,陈宏.克服“高超声障”的途径.力学进

展, 2007, 37(3): 473~476

2 Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic Airbreathing Propulsion. AIAA, Inc., Washington, DC, 1994

3 Hallion R. The Hypersonic Revolution. Wright-Patterson AFB, OH, 1987

4 Barthelemy R R. The national aero-space plane program. In: AIAA 1st National Aerospace Plane Conference, Paper 89-5001, July 1989

5 Kandebo S W. Franco-Russian Test may Spur New Projects. Aviation Week & Space Technology, New York: McGraw-Hill, 1983

6 Peebles C. Road to Mach 10: Lessons Learned from the X-43A Flight Research Program. AIAA Inc., Reston, VA, 2007

7 姜宗林,韩桂来,俞鸿儒.吸气式高超声速推进技术研究的进展、问题与思考.见:第十三届全国激波与激波管学术会议论文集,长沙,2008. 1~7

8 Wang C, Jiang Z. Numerical investigation on the flowfield of “swallowtail” cavity for supersonic mixing enhancement. In: ShockWave/Vortex Interaction, the Fourth Across-strait Workshop on Shock Wave/Vortex Interaction, Dali, Yunnan, 2008. 61~62

9 Fan X J, Zhong F Q, Yu G, et al. Catalytic cracking of aviation kerosene under supercritical conditions. AIAA Paper 2008-5130. In: 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Hartford, CT, July 21~23, 2008

REASONING ON DEVELOPMENT OF AIR-BREATHING HYPERSONIC PROPULSION TECHNOLOGY

JIANG Zonglin[†]

Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

Abstract In this paper, recent progress in the research of air-breathing hypersonic propulsion technology is briefly reviewed, key problems arising from Scramjet research are discussed, and possible methods are presented for enhancing scramjet performances, including hypersonic flow compression with a low total pressure loss, three-dimensional vortex generation for supersonic mixing, preheated carbon-fuel injection, combustor optimization for combustion control, reduction of engine wet-area for lowering friction drag, and catalyzation of dissociated high temperature gases for more heat-release. In consideration of the thermo-efficiency of the constant pressure cycle, the detonation process with higher thermo-efficiency is suggested to apply to the hypersonic propulsion, relevant methods on the detonation propulsion are introduced and related problems are discussed. It is necessary to carry out careful reasoning on the development of hypersonic propulsion, and to explore new concepts and technologies to drive further hypersonic vehicle researches.

Keywords hypersonic propulsion, Scramjet, supersonic mixing, detonation propulsion, supersonic combustion

后记:郭永怀先生是中国科学院高温气体动力学重点实验室主要研究方向的奠基人,他所关心的高超声速学科、激波动力学、气动物理学、真实气体效应和稀薄气体动力学今天依然是实验室的重要研究方向,其相关基础问题研究的突破将支撑着中国空天飞行器、高超声速飞行器项目研究的深入发展.作为新学科发展的带头人,郭永怀先生高瞻远瞩的大家风范深深感染并影响着一代又一代年轻的科研工作者.本文从高超声速推进技术研究方面,介绍了本实验室在俞鸿儒先生的带领下完成的部分工作,以纪念郭永怀先生诞辰 100 周年,表达我们对郭永怀先生永恒的怀念.

[†] E-mail: zjiang@imech.ac.cn