

多模态冲压发动机提高性能的技术途径^{*}

叶中元, 黄伏军, 董建明

(航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 为了使高超声速冲压发动机在宽飞行条件下同时具有高比冲、高推力系数、高推重比, 在讨论多模态冲压发动机的不同工作模态特性基础上, 提出了改进进气道/燃烧室/尾喷管参数协调状态的技术途径。在固定几何的条件下, 采用一体化设计内流通道, 并巧妙地调节加热规律, 使得在不同飞行条件下采用不同的优化工作模态, 从而防止进气道出现亚声速溢流或过度超临界, 防止尾喷管产生膨胀过度或不足, 防止燃烧室内的过度高温高压, 并使冲量增量最大。此外, 就国内外在研制过程中曾出现过许多经验教训及应引起关注的技术创新点进行了讨论。

关键词: 超燃冲压发动机; 多模态冲压发动机; 高超声速冲压发动机; 模态特性; 技术途径

中图分类号: V235.21

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2001) 06-0441-06

Development and innovation of multi-mode ramjet technology

YE Zhong-yuan, HUANG Fu-jun, DONG Jian-ming

(The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: In order to reach simultaneously high performances (specific impulse, thrust coefficient, thrust/weight ratio) for the hypersonic ramjet under wide range flight condition, it is necessary to match the parameters of inlet/combustor/nozzle based on the characteristics of multi-mode operation. Under the condition of fixed geometry, the integrated internal flow-path should be designed, and the heating process has to be sophisticatedly adjusted. Thus, different optimal operation mode should be adopted for different flight condition to prevent the subsonic spillage or extreme supercritical condition in the inlet, the over or under expansion in the nozzle, the extreme high temperature and pressure in the combustor, and to obtain maximum impulse increase. Due to the complexity of the hypersonic propulsion technology, lots of experiences and lessons occurred during research and development in domestic and foreign countries, the technical innovation should be pay attention and carried out.

Key words: Supersonic combustion ramjet engine; Multi-mode ramjet; Hypersonic ramjet engine; Characteristics of mode; Technical path

1 引 言

根据发动机热力循环优化分析可知, 超声速冲压发动机($Ma \leq 6$)应采用亚声速燃烧, 高超声速冲压发动机($Ma \geq 6$)应采用超声速燃烧。为了扩大高超声速冲压发动机在低马赫数段的工作范围, 需要在同一流通通道内实现亚声速燃烧, 其办法是利用进气道内的正冲波系或利用加热对超声速气流的减速作用。这样, 在燃烧室内实际上存在着纯亚、先亚后超、先超后亚、纯超等多种不同的工作模态(即多模态冲压)。

超声速冲压发动机的推力是进/出口的富裕冲量

之差, 而且是两个大数之差, 此时进/出口冲量的少量相对变化都会引起推力的很大相对变化。即使在设计状态下部件性能很好, 部件匹配关系也设计得很好, 但在非设计状态下由于进气道/燃烧室/尾喷管的参数不协调会引起性能严重恶化。为了实现在很宽飞行条件(速度与高度)下具有自加速性能, 必须进行流通通道的一体化设计, 解决好部件匹配与参数协调问题。一种办法是采用几何可调, 使进气道进口/喉道、尾喷管喉道/出口、以及燃烧室通道等特征截面实现(分级或连续)可调, 但是调节机构复杂, 推重比降低; 另一种办法则是固定几何(但要兼顾全局进行优

^{*} 收稿日期: 2001-04-20; 修订日期: 2001-06-10。

作者简介: 叶中元(1939—), 男, 研究员, 研究领域为高超声速推进与组合发动机。

化) 进行热力调节, 在进气道、燃烧室、尾喷管内都要同时进行主动的加热调节和被动/自适应的几何(核心流通道) 调节(双因素调节), 使得在各种飞行条件下都能尽量满足: (1) 扩张燃烧室内的壁面压力积分较高(冲量增量); (2) 冷阻和热阻引起的总压损失小; (3) 尾喷管出口接近正好膨胀。本文则讨论了多模态冲压发动机的不同工作模态特性和提高性能的途径。

2 不同工作模态及其转换过程

有些资料^[1]借助于一维分析提出: 通过隔离段内的正冲波系可以形成燃烧室内的亚声速燃烧(亚燃模

态); 通过斜冲波系可以形成燃烧室的超声速燃烧(超燃模态)。作为基本概念, 只考虑单一飞行状态下的工作这是可以实现的。但若想在固定几何的前提下、实现宽马赫数范围条件下的高推力性能, 则应通过流通通道和加热规律的参数设计来实现设计状态下的参数协调, 并通过加热规律的调节实现非设计状态时的部件匹配。图 1 简述了对发动机各部件性能以及各部件之间匹配的具体要求。

根据加热和几何作用的一维微分方程, 考虑出现热堵塞的条件, 可以研究各种工作模态与主要设计变量(如加热速率、加热比等) 之间的复杂关系, 并确定各种参数沿发动机轴向的分布。

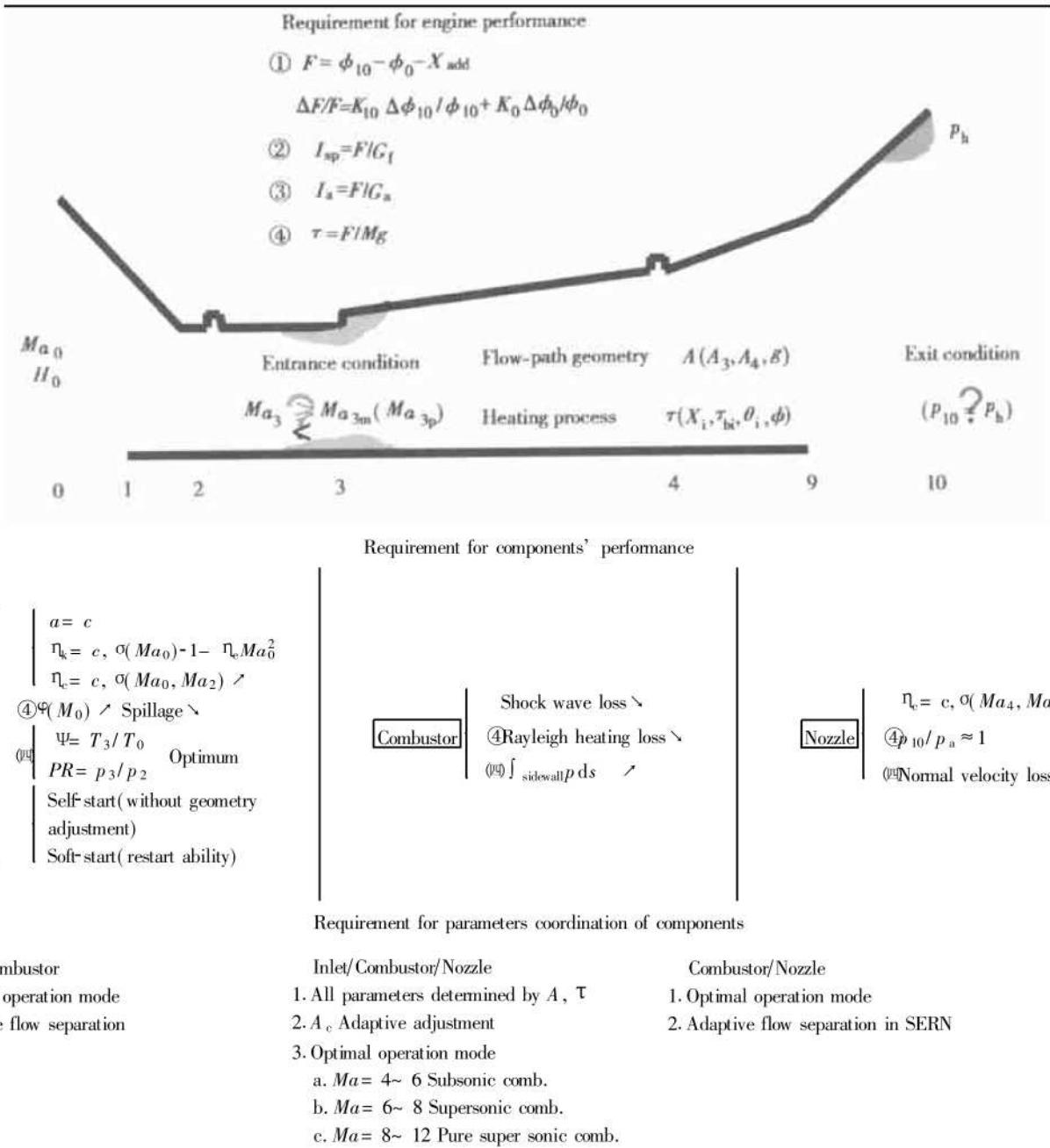


Fig. 1 Technical approach for improving the performance of multi-mode ramjet

在常规亚燃冲压发动机中,当燃烧室加热比和尾喷管喉道相对面积给定后,燃烧室的入口马赫数就单值地被确定了(但只考虑亚声速分支),当飞行状态改变引起进气道喉道马赫数不同时,扩张段内的结尾冲波系总会自动平衡在某一位置,自适应地满足燃烧室入口的马赫数要求,其中略微超临界的冲波系是最佳的工作状态。

在多模态冲压发动机中,当加热规律和通道几何给定后,就能单值地确定燃烧室入口两个特征马赫数(亚声速分支 Ma_{3p} 和超声速分支 Ma_{3m}),相应地还存在着 Ma_{3p} 的波前马赫数 Ma_{3x} 。这些特征马赫数所代表的阈值把燃烧室入流马赫数范围划分为不同的区域,当隔离段出口马赫数(Ma_2)处在不同的区域时,发动机便会出现不同的工作模式:当 $Ma_2 \geq Ma_{3m}$ 时,隔离段内出现伴随有附面层分离的斜冲波系或无冲波系,燃烧室内发生伴随有附面层分离的等压燃烧,燃烧室内气流始终为超声速(称为纯超燃模式);当 $Ma_2 \leq Ma_{3m}$ 时,隔离段内出现伴随有附面层分离的斜冲波系,燃烧室内发生伴随有附面层分离的等压燃烧,燃烧室内气流先超后亚(出现声速截面),大部分区域为亚燃(称为亚燃模式);当 $Ma_2 \geq Ma_{2x}$ 时,隔离段内出现伴随有附面层分离的正冲波系,燃烧室内气流先亚后超,大部分区域为超燃(称为超燃模式);若

$Ma_2 \leq Ma_{2x}$, 因热堵塞发生亚声速溢流(有可能形成纯亚燃模式)。

如果阈值 Ma_{2x} 和 Ma_{3m} 的相对大小关系不同,则先亚后超等工作模式甚至不可能出现,因而实际上这些模式不可能被采用。

图2中的曲线表示计算所得的几种不同模式。曲线①表示了隔离段内存在斜冲波系通过加热滞止时各参数沿轴向的分布,此时燃烧室内气流由超声速降为亚声速而压力逐渐升高。曲线④表示了隔离段内存在正冲波系滞止时各参数沿轴向的分布,此时速度最低点和压力最高点位于燃烧室入口截面。曲线②表示在隔离段内虽然形成了斜冲波系(或无冲波系),但气流在扩张燃烧室内下降至最小值($Ma_s \geq 1$)后又重新上升了,因此燃烧室内气流始终是超声速的。

图3表示 H (无量纲静焓) 与 K (无量纲动能) 的关系,可清楚地看出四种可能的工作模式(纯超、超燃、亚燃、纯亚)。在 $T-S$ 图上(图4)可以定性得知不同工作模式循环热效率的高低。

3 亚燃模式时的热堵塞溢流和过度膨胀

根据发动机热力循环分析,在 $Ma \approx 3 \sim 6$ 的自加速阶段,亚燃模式性能最佳。然而对于亚燃模式的燃烧室高反压,超燃冲压发动机中通常很难防止亚声速

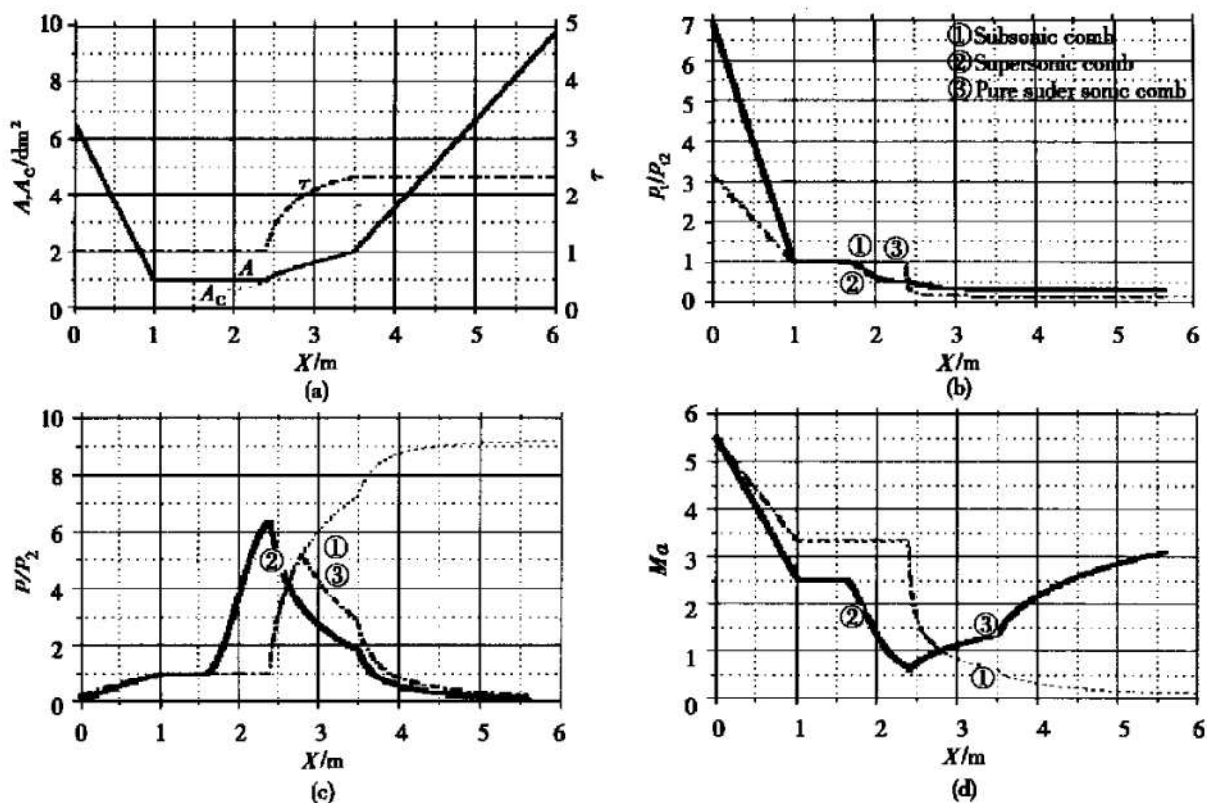
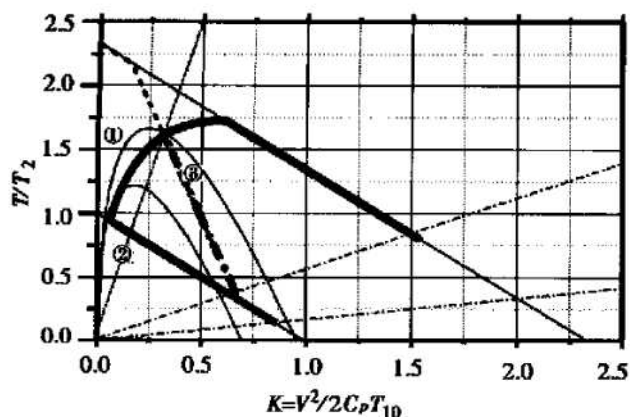
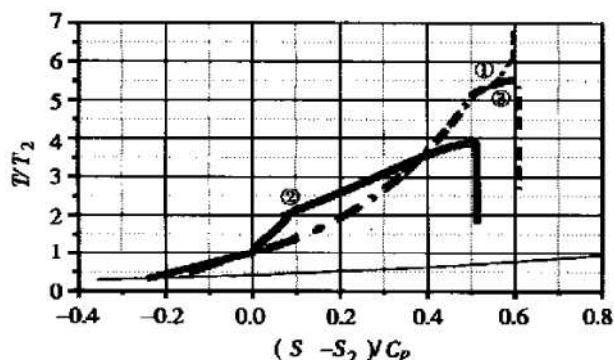


Fig. 2 Axial distribution of parameters under different operation mode

Fig. 3 Correlation of $H-K$ under different modeFig. 4 Correlation of $T-S$ under different mode

溢流的发生, 因而其推力性能很差^[2]。为此, 早先曾采用正冲波系实现先亚后超的工作模式(图 2 曲线 ④), 按理说高压位于扩张燃烧室内有利于提高出口冲量, 但处于等直隔离段内的高压不仅不能提高推力, 反而带来结构质量的惩罚, 同时入口高反压会引起强正冲波系被推出隔离段而造成亚声速溢流; 形成的出口低反压又会引起尾喷管过度膨胀, 因此推力性能差。为此需要采取燃烧区后移和降低加热速率等办法, 使声速临界截面后移至更大面积处(类似于常规冲压中放大尾喷管喉道)来防止亚声速溢流, 但计算表明效果十分有限。原因在于使声速截面后移的同时, 进口马赫数先是略有升高然后反而降低了, 相应的压力在稍有降低后反而升高了(这与常规冲压增大喉道的效果正相反, 可见这种工作模式很难解决低马赫数时的亚声速溢流和尾喷管过度膨胀的问题。

另一种改进办法是加热减速的先超后亚工作模式(图 2 曲线 ⑤), 此时实际上是把燃烧室入口段继续用作压力的缓冲段, 也即既要保持大部分燃烧室内的低速(亚声速)和高压, 又要保证隔离段出口所要求的高速(超声速)和低压, 为此先在隔离段内形成斜冲波

系减速, 在燃烧室入口段继续加热将超声速减为亚声速(热堵塞形成第一声速截面)、然后在燃烧室出口甚至在尾喷管内设法使气流重新加速变为超声速流(第二声速截面), 这样既有利于缓解亚声速溢流, 又有利于缓解尾喷管段的过度膨胀, 同时在大部分燃烧室内仍然保持着高压, 有利于提高推力。

然而, 如果隔离段附面层气流不发生分离, 这种工作模式只有当燃烧室进口速度正好等于由几何通道和加热规律所确定的入口速度时(热堵塞)才可能发生: 进口马赫数稍高时便不可能在扩张燃烧室内降到声速, 形不成亚声速燃烧; 而进口马赫数稍低时, 燃烧室入流马赫数突然降为亚声速, 因此这种不分离的先超后亚工作模式是不可能稳定的, 幸好隔离段内气流减速升压过程所形成的逆向压力梯度能使附面层发生分离, 形成等压燃烧; 同时隔离段内自适应形成的斜冲波系能使入流速度自动满足燃烧室入流要求, 结果使得在较宽的进气道出流马赫数范围内都能够形成稳定的先超后亚工作模式, 因此只有这种工作模式才是 $Ma \leq 6$ 时所需要的亚燃工作模式。

大量计算还进一步表明, 即使是采用了这种正确优化的工作模式, 在部件匹配方面仍然存在着一些问题尚待解决。如采用后掠支板的侧压式进气道, 当 $Ma \approx 4$ 时, 在总压恢复系数、流量系数、气动收缩比、自启动能力等方面都能基本达到或超过设计要求, 但在隔离段出口承受高反压的能力方面仍未达到^[3]。同样, 采用了这种正确优化的工作模式后, 尾喷管出口气流的过度膨胀问题也尚未完全解决。如飞行器出口/进口面积比由 1.5~2 减为 1 时, 过度膨胀问题更为严重。分析表明, 此时若进一步优化调节该种工作模式时的加热规律, 还有潜力继续改进进气道/燃烧室/尾喷管的参数协调状况。

4 超燃模式时的过度超临界和不足膨胀

当 $Ma \geq 6$ 时, 一般资料早先认为应采用纯超燃模式, 即在隔离段内形成斜冲波系(或无冲波系)使气流减速, 并在扩张燃烧室内进一步下降至最小值($Ma_{\min} \geq 1$)后又重新上升, 燃烧室内气流始终是超声的(图 2 中曲线 ④)。此时进气道与燃烧室的匹配不是亚声速溢流问题, 而是由于加热比不足、燃烧室低反压引起的过度超临界问题(此时超声速燃烧所造成的总压损失较大); 燃烧室与尾喷管的匹配矛盾此时不是尾喷管出口的过度膨胀, 而是膨胀不足问题。因此需要改变工作模式, 如果通过调节加热规律能设法

形成热堵塞,在隔离段内形成正冲波系,使燃烧室前段压力提高(但此时 Ma_2 高并不会引起溢流),同时燃烧室后段压力反而下降更快,减小了尾喷管出口的膨胀不足,便能提高推力性能,这样早先的亚燃模态现在反而被用作超燃模态了。然而由于高超声速时来流总温很高,使得扩张燃烧室内的加热比较低,很难形成正冲波系,为此又需采取专门措施(如将燃烧区前移至等直隔离段内,并提高加热速率)以形成所需的超燃工作模态。

当 $Ma \geq 8$ 时,实际能提供的加热比更低了,计算分析表明,此时才应该和只能采用纯超燃的工作模态,以便能较好解决进气道/燃烧室/尾喷管的参数协调问题。

为解决很宽飞行条件下(低/高空)喷管出口的过度/不足膨胀矛盾,目前有两种改进喷管设计办法:一种是喷管设计于高空的大膨胀比,在低空时利用附面层气流自动分离使膨胀比缩小(与亚声流相反,超声流喷管出口的气流分离有利于提高推力),这便是单壁膨胀喷管带来的好处;另一种办法是气动塞式喷管(X-33中所用),此时发动机对称置于两侧(或四侧、或中心对称),尾喷管出口几何截面设计于低空的小膨胀比,在高空低压时则利用自动形成的气动塞来增大膨胀比(这种方案对于减轻结构质量更为有利)。然而这些措施仍然不足以解决高超声速冲压发动机很宽飞行范围工作的要求,为此需从加热规律和流通道两方面进行协同改进(加热调节为主、气动调节为辅),将早先的亚燃模态(先亚后超)用作为新的超燃模态。这样不仅提高了燃烧室前段的压力,而且降低了尾喷管出口的压力,因此减小了膨胀不足的推力损失。

如果把尾喷管“几何调节”看作是“换履适足”措施,那么气动锥塞式喷管相当于“可松履”,单壁膨胀喷管则相当于“可紧履”,它们都是利用了气动自适应调节,在较宽飞行状态下实现了自适应调节;而利用热力气动自适应调节的多模态冲压发动机则是采用了能在更宽飞行状态下使用的“削足适履”,这一创新设计思想由于其优良的应用前景值得我们特别关注。

以上这些分析,可以从国内外的试验结果中得到证实。根据美俄资料^[3~6]所表明的压力分布和少量马赫数分布可知, $Ma \leq 6$ 需要亚燃模态时燃烧室进口气流是超声速流而不是亚声速流,但燃烧室的大部分区域为亚声速流; $Ma \geq 6$ 需要超燃模态时燃烧室进口是亚声速流而不是超声速流,但燃烧室的大部分

区域为超声速流。

综上所述,对于 $Ma \approx 3 \sim 6$ 的加速推进,采用先超后亚的亚燃模态为优;而当 $Ma \approx 6 \sim 8$ 时,采用先亚后超的超燃模态为优;当 $Ma \approx 8 \sim 12$ 时,则采用纯超燃模态为优。由此可知,当采用一体化设计的流通道时,对于 $Ma \approx 4 \sim 8$ 的飞行任务(如美国 HyTech 导弹)应该采用前两种(亚/超燃)优化工作模态的双模态冲压;对于 $Ma \approx 6 \sim 12$ 的飞行任务(如美国 Hyper-X 高超飞机)应该采用后两种(超/纯超燃)优化工作模态的双模态冲压;而对于 $Ma \approx 4 \sim 12$ 的飞行任务(如空天飞机)则应该采用所有三种(亚/超/纯超燃)优化工作模态的多模态冲压。

工作模态的转换是飞行过程中通过进气道入口马赫数的变化和燃油喷射的控制而实现的。随着飞行马赫数的提高,尽管隔离段入流马赫数的变化是连续缓慢增加的,但燃烧室入口的马赫数却是突然改变的(有些范围的马赫数是根本不可能出现的),模态转换时燃烧室入口马赫数只能瞬时从超声(或亚声)变为亚声(或超声),有些类似于燃烧室点燃过程时的变化,此时会否造成熄火、以及需要采取何种措施等尚待进一步分析、研究和试验。

5 关注和实现多模态冲压的技术创新点

高超声速推进不是现有超声速推进技术的简单延续,需要我们特别关注研究方法的实效性。“工欲善其事,必先利其器”,对于本质是多因素协同作用的复杂问题,不能简化得连最基本的因素都有所忽略,例如脱离几何固定的前提,作些部件效率(实际上是进出口速度比的平方)或某些参数为常数的假设,这样就发现不了固定几何所带来的一系列矛盾,同时估计出的性能也具有随意性。又如为了计算简化,对工作过程作些等马赫数、等温、等压的假设,但又没有计算出相应的几何通道(这种“橡皮发动机”是难以实现的),也就揭示不出实际上必然会发生的溢流等参数协调问题。但是分析方法也不能走向另一极端,当基本因素尚未研究清楚的时候,就同时考虑许多因素进行内外全流场的三维计算,结果很难发现高超组合发动机存在的主要问题。国内外多模态冲压的发展经验告诉我们,将一维分析揭示的工作机理与三维计算的详细分析紧密结合在一起,是一种现实较好的方法,需要我们不断关注和创新。

正确的技术途径只有在正确的研究方法基础上

(下转第450页)

整为不同的液固比可以使比冲、推力系数达到最优的组合。在新一代战术导弹上有广泛的应用前景。

参考文献:

- [1] 吕希诚. 整体式固液火箭冲压发动机应用探讨[R]. 中国航天机电集团公司 31 所, 1995.
- [2] 马智博, 朱建士. 固液火箭冲压发动机内两相反应流场

数值计算[J]. 推进技术, 2001, 22(1).

- [3] 吕希诚, 含硼富燃料推进剂燃烧性能初步试验研究[R]. 中国航天机电集团公司 31 所, 1989.
- [4] 王 南, 固液火箭冲压发动机性能计算总结报告[R]. 中国航天机电集团公司 31 所, 2001.

(编辑: 王居信)

(上接第 445 页)

才能形成。常规冲压只需考虑等截面通道中初/终截面之间的参数关系(零阶模型); 而多模态冲压则必须考虑流通通道和燃烧加热的过程, 因为变化过程的零阶、一阶、甚至二阶微商都会有很大影响(一阶模型); 另外, 发动机系统是比部件分系统更高一级的复杂系统, 为改进某一分系统性能的任何措施都应该考虑到对其他分系统的影响。如果只想到在燃烧室出口加几何喉道来实现亚燃模态, 对于设计在 $Ma \approx 8$ 的进气道来说只能引起大量溢流, 其结果是使推力很小。即使在尾喷管出口加几何喉道来实现亚燃模态, 仍然需要分析能否与进气道匹配, 结果表明在非设计状态下总压损失仍然太大^[7,8]。

固定几何/双模态冲压发动机如果只局限在燃烧室内进行热力调节, 分析结果表明很难在跨越 4 个马赫数和相应较大的飞行高度变化时获得良好的性能。在整个流通通道内(包括进气道隔离段、扩张燃烧室、尾喷管内)进行更为细微的热力调节, 才能获得相当于进气道喉道、尾喷管喉道和出口面积同时协调调节的效果。

参考文献:

- [1] Heiser William H, Pratt David T, Daley Daniel H, et al. Hyper-

sonic airbreathing propulsion[M]. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., Washington D. C., USA.

- [2] Bauer C, Petters D, Whitcomb C D. Comparison of Mach 3 to 6 conventional and dual mode ramjet performance[R]. AIAA 91-2395.
- [3] Siebenhaar A, BulMn M, Norris R, et al. Development and testing of the aerojet strutjet combustor[R]. AIAA 99-4868.
- [4] Siebenhaar A, Shimp N R, Johnson R W, et al. Aerojet storable fuel scramjet flow path concepts; phase I program overview [R]. AIAA 99-4923.
- [5] Faulkner R F, Weber J W. Hydrocarbon scramjet propulsion system development, demonstration and application[R]. AIAA 99-4922.
- [6] Volland R T, Auslender A H, SMrt M K, et al. CIAM/NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test[R]. AIAA 99-4848.
- [7] San Jang H, et al. Preliminary report on performance of NASA hypersonic research engine (ATM/HRE) at Mach 6[R]. NASA, CR-132538, May 1975: P: 22.
- [8] Baranovsky S, Levin V. Wide range combustion chamber of ramjet[R]. AIAA-91-5094.

(编辑: 王居信)