

冲压推进技术评论

张克勋

(航空航天部三院三十一所)

摘要: 从飞航式导弹的历史发展的观点, 论述了不同时期各类动力装置在导弹中的地位 and 作用。指出随导弹的不断发展, 战术技术性能的不提高, 目前导弹正向超音速和高超音速 ($Ma > 2 \sim 6$)、中高空 ($H > 15 \sim 40 \text{ km}$)、超低空 ($H < 30 \sim 100 \text{ m}$) 和中远程 ($L > 100 \text{ km}$) 方向发展, 而航空航天技术的发展也从亚音速、超音速开始发展到高超音速。这就是说导弹和航空航天技术已经发展到进入冲压发动机最佳工作领域的新阶段。为了适应未来新一代导弹以及军民用高超音速飞行器的技术要求, 就必须发展一种重量轻、体积小、速度快、射程远而机动性能又好的动力装置, 而冲压及其组合推进技术则是它的最佳选择。现在冲压推进技术本身的发展已近成熟, 而导弹和航空航天技术的发展又为它提供广阔的活动新天地, 冲压推进技术活跃于世界舞台的新时代即将到来。

主题词: 空气喷气发动机, 冲压式喷气发动机, 高超音速冲压喷气发动机, 整体式火箭冲压发动机, 述评

一、引言

长期以来, 在飞航式导弹发展过程中, 由于对导弹提出的要求不同, 决定了导弹动力装置的多样性, 从而形成了各类动力装置长期共存、互相竞争而又各具特点和应用领域。从二次大战到五十年代, 导弹处于发展初期, 导弹设计大部分继承飞机的传统, 尺寸和重量都比较大, 多采用中高空亚音速巡航, 以躲避敌机的拦截。这时导弹动力装置多采用涡喷、冲压和液体火箭发动机, 并以涡喷发动机为主导。五十年代末, 由于中高空防御系统的发展。U-2飞机的被击落, 证明中高空亚音速飞行已经无法实施有效的突防。由于当时固体火箭发动机的发展有了突破并日益成熟, 从而发展为以固体火箭发动机为主导的新时期。在导弹设计上更加体现了导弹武器的特点, 它具有尺寸小、重量轻、结构简单、使用方便、气动性能完善和机动性能好等优点。基本上采取低空和超低空突防, 能在海面上 $15 \sim 20 \text{ m}$ 、陆上 $30 \sim 100 \text{ m}$, 在末端进一步降低到 $1.5 \sim 3 \text{ m}$ 的高度飞行, 整个飞行处在敌人雷达盲区内, 有很好的生存能力和突防能力。但其致命弱点是射程不远, 目标探索距离太近。到了七十年代, 由于导弹控制系统的改进, 微处理机技术的进步, 战斗部和推进系统的小型化, 特别是一次使用的弹用小涡喷 (涡扇) 发动机技术的迅速发展, 达到了体积小、重量轻、射程远, 便于大量

装载, 机动转移和隐蔽, 具有很大的竞争力, 因而一时出现了由小涡喷取代固体火箭发动机的趋势。八十年代以后, 能对付低空和超低空入侵的防御系统又复日益成熟, 先进的下视雷达系统在地面和海上杂波的情况下都能识别出低飞目标, 再加上反导弹的导弹、密集阵式火炮和快速反应系统的不断出现, 从而使通常的超低空亚音速突防的战术或战略巡航导弹的可靠性发生了问题。这就要求它采用更先进的隐身技术, 同时还要向超音速方向发展, 目前飞航式导弹正在向超音速和高超音速 ($Ma > 2 \sim 6$), 中高空 ($H > 15 \sim 40 \text{ km}$), 超低空 ($H < 100 \sim 300 \text{ m}$) 和中远程 ($L > 100 \text{ km}$) 方向发展, 这样就进入了冲压发动机最佳工作领域。由于冲压及其组合推进技术能够满足导弹对它提出的体积小, 重量轻, 速度快, 射程远和机动性好等要求, 所以被看作是今后一二十年内几种导弹动力装置的优先选择或者唯一选择。目前各国都很重视对它的研究与发展工作, 并把它看作一种能超越目前飞航式导弹使用范围的高级推进系统, 因此将其研制情况列入国家极度机密的范围。

早在1978年2月美国国防部负责研制装备的副部长佩里在95届国会中指出: 重点仍将放在为中远程导弹发展性能很高的冲压推进系统^[1]。1980年3月18日关于美国冲压发动机工业的国会调查报告中建议要大力开展冲压发动机的新应用, 该报告的出发点是基于冲压发动机在速度和高度方面的能力, 它可以填补涡喷发动机、涡扇发动机和超燃冲压发动机 ($H = 48 \sim 52 \text{ km}$, $Ma = 6 \sim 10$) 之间的性能空白, 而且这种技术是已经被证明了的。1984年6月6日, 美英召开了冲压推进技术交流会, 美国防部长理查德·德劳尔支持研制冲压发动机并命令陆海空及国防预研计划局提出一项长远的计划, 使美国未来武器系统采用冲压发动机。由于超燃冲压推进技术取得重大突破, 从1982年起美国进行了空天飞机的概念研究并于1985年结束, 被正式列入国家计划^[2]。其目的是通过空天飞机的技术发展为高超音速飞行器提供技术基础, 从而达到成功的发展优质的军用机、先进的民航机和价廉的航天运输机的一箭三雕的目的。

近十年来, 由于冲压推进技术的发展取得重大突破, 促进导弹向超音速和高超音速方向发展, 国外有人预言: “未来十年中, 在许多超音速导弹中冲压发动机将取代火箭发动机”。到本世纪末将出现一批 $Ma \geq 4 \sim 6$ 由冲压推进的各种高超音速导弹。

二、冲压及其组合推进技术的复兴是历史的必然发展趋势

冲压发动机通常被看作是一种既简单而又高级的吸气式推进系统, 这是因它结构上很简单而工作过程又很复杂, 其燃油的雾化、蒸发、混合与燃烧过程是在高速气流中进行的, 它综合了近代高速空气动力学、工程热力学、化学流体力学和自动控制理论等方面的成就, 而且其工作性能又与飞行条件和飞行姿态密切相关, 因此冲压发动机的研制周期要比火箭发动机长得多, 它需要大量的地面试验及飞行试验, 耗资巨大, 而且往往赶不上总体设计的需要, 这是它长期以来未受重视的一个重要原因。另一方面在发展初期冲压发动机通常采用与助推器分离的外挂式结构布局, 使导弹难以小型化, 造成装载上的困难, 而且助推器的脱落又会造成对己方军民的威胁。另外当时对导弹的射程和速度要求都不高, 尚未达到冲压发动机最佳工作范围。在这种情况下, 使用固体火箭发动机、涡喷发动机则具有明显的优势, 因而受到排挤。但是随着导弹的继续发展和冲压推进技术的日益成熟, 又迎来了冲压及其组合推进技术的复兴时代。这是历史发展的必然趋势, 归纳起来有以下几个原因:

1. 冲压发动机技术有了新飞跃

(1) 冲压发动机已经从传统的结构方案中解脱出来

冲压发动机技术的发展经过三十年的技术积累过程,从原始外挂式和助推器分离的传统结构方案中解脱出来,目前世界上所有在研的冲压发动机几乎全是指的整体式冲压发动机方案。这一方案不但将助推器和冲压燃烧室组成了双功能兼容的部件,大大提高了容积利用率,降低了导弹阻力和重量,而且绝大多数能做到发动机与弹体的一体化。既可充分利用前弹身的预压缩作用以及利用改变攻角来增大和调节发动机进气道的空气捕获面积,从而提高进气道的性能,又能利用后弹身作为喷管的一部分,既消除了弹身底阻又提高了发动机推力性能,飞行速度愈高,机弹一体化的效果就愈明显。

(2) 冲压推进技术已经由单一类型发展为多类型

冲压发动机在初期发展阶段基本上只限于液体冲压发动机,结构布局方案单一,因而暴露出一些弱点,难于适应导弹发展的需要。目前,除了液体冲压发动机外,还成功地发展了液体燃料火箭冲压组合发动机(如美国的超喷气发动机)、固体燃料火箭冲压组合发动机、固体燃料冲压发动机、涡轮冲压发动机、空气涡轮火箭冲压发动机、双燃烧室超燃冲压发动机、双模式超燃冲压发动机等等。而且为了适应不同的应用正在不断提出名目繁多的组合方案。

2. 冲压推进技术最能适应未来导弹与航空航天技术发展的需要

(1) 冲压推进技术最能适应未来飞航式导弹的要求

图1中给出各种空气喷气发动机工作高度和飞行马赫数,图中箭头表示下一代飞航式导弹所提出的要求,正好落在冲压发动机的工作范围内^[3]。 $Ma \geq 4 \sim 6$, $H = 25 \sim 30\text{km}$ 是拦截机动目标,作远程巡航飞行所要求的; $Ma \geq 4$,中等高度是拦截空中目标所要求的; $Ma = 2 \sim 2.5$ 则是超低空突防要求的速度范围,冲压发动机正好能满足这些条件。图中还表明一旦超燃冲压发动机得到成功应用则可将导弹工作范围进一步扩大,高度可达52km, $Ma = 10$,海平面 Ma 可扩展到3.5。图2表明使用碳氢燃料,在 $Ma > 2$ 以后,冲压发动机导弹的射程最远。

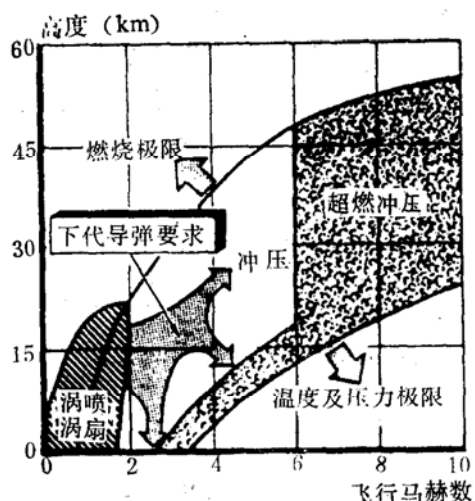


图1 冲压和超燃冲压发动机的速度-高度包线

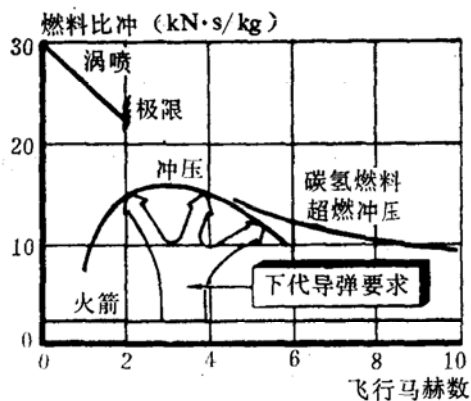


图2 各类发动机的比冲性能

表1 下一代导弹对推进技术的要求

导弹系统要求	要求发动机特性		
	高比冲	高速度	续航推力
增加射程及载机到导弹与目标相碰的距离	冲压发动机 涡喷发动机	冲压发动机 火 箭	冲压发动机 涡喷发动机
保证对防御目标的突防		冲压发动机	冲压发动机 涡喷发动机
目标逃避时导弹机动		冲压发动机	冲压发动机
简化制导系统的巡航弹道			冲压发动机 涡喷发动机
减少到达目标的时间		冲压发动机 火 箭	冲压发动机 涡喷发动机
导弹尺寸适应现有发射装置	冲压发动机 涡喷发动机		

表1综合列出了冲压发动机能满足这些要求的情况〔4〕。由表1可知,冲压发动机是唯一能满足所列新一代导弹要求的发动机。

上述几种弹用冲压及其组合的发动机中,其性能各有特点,几乎可以满足所有下一代导弹的要求。液体燃料冲压发动机是各类冲压发动机中性能最高的,适用于飞行包线(Ma, H)宽和射程较远的任务。固体燃料冲压发动机是几种冲压发动机中结构最简单和成本最低廉的发动机。但由于推力只能自然调节,所以只适用于弹道比较简单而射程又不远的任务。固体燃料火箭冲压组合发动机推力系数比较高,攻角性能较好,故可用于工作条件恶劣,机动性要求又高的任务。空气涡轮火箭/冲压发动机由于单位迎面推力大,推重比又较高,而且高空性能也好,因而适用于未来 $Ma = 4 \sim 6$, $H = 25 \sim 30\text{km}$ 的远程巡航导弹,也可用其他各类高超音速导弹上。双模式超燃冲压发动机和

双燃烧室超燃冲压发动机则可用于 $Ma = 4 \sim 10$, $H = 30 \sim 50\text{km}$ 的高超音速导弹上。

(2) 冲压推进技术也是未来航空航天技术发展的关键技术

随着航空航天技术的不断发展和军事上要求的提高,高超音速民航机,军用拦截机,侦察机以及航天运输系统的发展逐渐被提到议事日程,对于这些高超音速飞行器,推进技术是其关键技术之一,没有那一种单一类型的推进系统能够满足这类高超音速飞行器在整个飞行包线内高效率工作的要求,因此必须采用混合的或复合循环的推进系统,即配两种或两种以上类型的发动机,或具有两种或两种以上类型发动机特点的组合推进系统。在这些组合推进系统中都将包括有冲压发动机循环。速度较低的高超音速飞行器,可以选用涡轮冲压、空气涡轮火箭/冲压发动机和氢膨胀喷气推进方案。飞行速度更高时可使用双燃烧室超燃冲压或双模式超燃冲压发动机等等,一种重复使用的运输费用低廉的高速飞行器的最后研制成功,在很大程度上有赖于目前所提出的各种冲压组合推进方案的优选和成功发展。

三、冲压推进技术的研制特点及发展动向

经过四十多年的发展,证明用冲压发动机作为大气层中飞行的高速飞行器的推进系统具有极大的优越性。但是,如上所述,由于它是一种“高级推进系统”,因而潜伏更多的技术问题。目前冲压发动机研制中的几个动向为:

1. 机弹一体化设计

超音速和高超音速飞行器愈来愈要求采用机弹一体化设计,这时发动机性能不仅决定飞行状态,而且与发动机在飞行器上的总体布局密切相关。如果说以前发动机设计师可以不懂总体设计,而飞行器总体设计师也可以不懂发动机,现在就不行了,双方只有相互更深入的

了解和配合,才能设计出最佳的总体方案。

2. 组合化设计

由于单纯的冲压推进技术不能自行起飞,所以必须与其他类型发动机结合成为冲压组合推进系统,以满足飞行器对助推加速和巡航的要求。近十年来,提出了各种各样的组合方案,除了整体式固体助推器方案外还有涡轮冲压发动机,空气涡轮火箭/冲压发动机,火箭冲压组合发动机以及再循环增压式超燃冲压雷斯发动机(RSSL)等。

3. 发动机的计算机化设计

推进技术正向高超音速领域发展,为了节省贵昂的试验费用,需要用纳维尔-斯托克斯方程对复杂的高超音空气动力学问题,以及高速气流中的燃油雾化蒸发、扩散混合与燃烧的流场作精确预估,这就要求发动机设计过程中大量采用电子计算机甚至巨型计算机进行模拟与计算。

4. 可调部件设计

一般说作为弹用冲压发动机设计成为几何尺寸可调方案是不适宜的,但随着导弹的发展以及在航空航天技术领域的应用,要求在更大的高度、速度范围内工作,所以目前广泛开展了可调进气道和尾喷管的研究。

5. 提高大攻角性能的研究

冲压发动机的一个缺点是其攻角性能较差,难以满足导弹追击目标时机动飞行要求($15^{\circ}\sim 30^{\circ}$),为此,目前除研究一种倾斜转弯控制技术(BBT)以降低攻角要求外,还对提高发动机攻角性能进行了广泛研究。

6. 旋流突扩燃烧室的研究

由于整体式液体冲压发动机采用突扩燃烧室解决火焰稳定问题,但单纯的依靠面积突扩来稳定火焰,其燃烧室性能较差,特别是大燃烧室,美国近几年集中研究旋流突扩燃烧室以及短格栅喷管技术以提高燃烧室性能。

7. 变流量火箭冲压组合发动机的研究

为扩大火箭冲压组合发动机的工作包线,以适应导弹对速度、机动和射程的要求,国外对变流量火箭冲压组合发动机(调节燃气发生器流量)进行了广泛研究。

8. 重视高能燃料的研究

提高容积有限的飞航式导弹的战术性能。一个有效的办法是提高燃料的容积热值,目前各国都很重视高能密度燃料的研究,如高密炭氢燃料,碳悬浮燃料、硼悬浮燃料以及硼固体燃料等,并对其储存期提出要求。

9. 增长发动机工作寿命

导弹要向中远程方向发展,要求发动机工作寿命更长,例如美国提出发动机工作寿命不小于3小时,这就要求发动机燃烧室结构布局、材料、热防护等作相应地进一步研究^[5]。

结 束 语

冲压推进技术四十多年的发展史表明:同其他任何事物一样,冲压推进技术的发展存在着自始至终的矛盾运动,一个矛盾解决了又产生新的矛盾。这种矛盾运动推动它不断由简单向复杂,由低级向高级发展,经过一个不断自我完善的过程而逐渐走向了 (下转第19页)

4. 隐式近似因子分解法可望推广到求解N-S方程、PNS方程, 二相粘流和三维流场的计算中去。

参 考 文 献

- (1) Rucrow, M.J. and Hoffman, J.D.: Gas Dynamics, Vol. II, New York, 1977.
- (2) Serra, R.A.: The Determination of Internal Gas Flows by a Transient Numerical Technique, AIAA 71-45, 1971.
- (3) Chang, I.S.: One-and Two-Phase Nozzle Flows, AIAA 80-272, 1980.
- (4) 方丁酉: 用时间相关法计算喷管跨音速流场, 《空气动力学学报》, 第2期, 1985.
- (5) Beam, R.M. et al: An Implicit Factored Scheme for the Compressible Navier-Stokes Equations, AIAA Journal, Vol.16, No.4, 1978.
- (6) Thompson, J.F. et al: Boundary-Fitted Curvilinear Coordinate Systems for Solution of Partial Differential Equations Containing any Number of Arbitrary Two Dimensional Bodies, J. of Computational Physical, Vol.15, 1974.
- (7) Steger, J.L.: Implicit Finite-Difference Simulation of Flow about Arbitrary Two-Dimensional Geometries, AIAA Journal, Vol.16, No.7, 1978.
- (8) Pulliam, J.H. and Steger, J.L.: Recent Improvements in Efficiency, Accuracy and Convergence for Implicit Approximate Factorization Algorithms, AIAA 85-360, 1985.
- (9) Cuffel, R. F. et al: Transonic Flow Field in a Supersonic Nozzle with Small Throat Radius of Curvature, AIAA Journal, Vol.7, No.7, 1969.

(上接第5页) 成熟阶段。而导弹和航空航天技术发展又为它提供广阔的活动新天地, 冲压推进技术活跃于世界舞台的新时代就要到来了。

参 考 文 献

- (1) 王树声: 美国冲压发动机研制情况, 《推进技术》, 1986, No. 1。
- (2) 航天系统工程 (一) 航天工业部七一〇所编, 1987.11。
- (3) Arthur, N., Thomas, JR.: New-Generation Ramjet-A Promising Future, Astronautics & Aeronautics, June, 1980.
- (4) 吴文正: 冲压发动机及超音速巡航导弹, 1986, 6。
- (5) Management Overview, ADA-140581.
- (6) 梁守槃, 王树声: 冲压发动机的展望, 《推进技术》, 1986, No 1。
- (7) 战术导弹 (用冲压发动机) 机弹一体化的某些问题, 《飞航导弹》增刊, 1987, No. 1。