

冲压发动机燃烧室热防护技术

任加万, 谭永华

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要: 冲压发动机燃烧室热防护是其关键技术之一。隔热层烧蚀冷却、气膜冷却是冲压发动机常用的冷却方式。随着飞行器飞行马赫数和射程的增加, 燃烧室的热防护问题越来越突出, 必须发展先进的冷却技术才能适应其工作要求。提出了解决问题的三个途径: 发展先进的耐热材料、采用新的火焰筒冷却技术、提高传统的气膜冷却效率。

关键词: 冲压发动机; 燃烧室; 热防护; 冷却技术

中图分类号: V439

文献标识码: A

文章编号: (2006)04-0038-06

Thermal protection techniques of ramjet combustor

Ren Jiawan, Tan Yonghua

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Combustor thermal protection is one of key techniques of ramjets. Adiabatic ablation cooling, film cooling are the main means and have been used widely. Thermal problem becomes more critical because of increase of speed and range, so advanced cooling technique must be developed to adapt to its work need. Developing advanced heat-resistant material, new cooling technique, improving conventional film cooling efficiency would be three directions.

Key words: ramjet; combustor; thermal protection; cooling technique

1 引言

燃烧室是冲压发动机核心部件之一。燃料与获得减速增压的来流空气进入燃烧室后混合和燃烧, 要求能最有效地把燃料中的化学能释放出来,

转化为高温燃气的热能, 以提高气流的作功能力。一般来说, 燃气温度越高, 单位质量工质作功的能力就越大。为了提高发动机的推力和效率, 必然要提高燃烧室的燃气温度。现在的冲压发动机燃烧室温度已达到2500K左右, 现有的材料还不能承受如此高的温度; 现在冲压发动机工作时间的

收稿日期: 2005-10-12; 修回日期: 2006-03-03。

作者简介: 任加万 (1980—), 男, 在读硕士研究生, 研究领域为冲压发动机燃烧室热防护。

大幅增加,使得现有广泛应用的隔热层烧蚀冷却技术,由于烧蚀层厚度的限制,很难再适用;同时来流马赫数的增加,也就是冷却气体的温度进一步提高,使采用气膜冷却时的材料达到了目前无法可靠工作的程度。在这些情况下,火焰筒很可能会发生裂纹、失稳和烧蚀等恶劣现象。可见,冲压发动机燃烧室越来越恶劣的工作环境,给现有的耐热材料和传统的冷却技术提出了挑战,这就要求对燃烧室进行更为可靠的热防护。因此,燃烧室热防护技术成为冲压发动机的关键技术之一。

2 热防护方式

发动机燃烧室的热防护主要有主动热防护和被动热防护两种方式,主动热防护的方式是利用从进气道进入发动机的“低温”气流进行冷却,而被动热防护则是采用轻质的耐烧蚀隔热材料对冷却结构进行热防护。从冷却原理上区分冷却方式,主动冷却方式主要是发散冷却、对流冷却(含冲击冷却)和气膜冷却。其它多种新型冷却技术是它们的复合形式,比如多孔层板冷却就是集冲击冷却、对流冷却、气膜冷却为一体的新型冷却方式。由于冲压发动机燃烧室工作环境的特殊性,现在应用的和有应用前景的主要冷却方式有:隔热层烧蚀冷却、气膜冷却、热障涂层、新型冷却结构方式等。

2.1 隔热层烧蚀冷却

在这种冷却过程中,燃气侧室壁材料由于熔化、蒸发和化学反应损耗以消散热量,结果在壁面上覆盖了一层相对较冷的燃气流,从而降低了边界层的温度,并有助于冷却过程。此外,烧蚀材料通常是一种很好的隔热材料,它能使传到外部结构的热量最小。国外冲压发动机燃烧室的热防护设计大多采用被动热防护的方式,以有机硅和陶瓷材料如碳化硅等作为基体的热防护材料得到较多的研究和应用。其中最具代表性的并且已经使用的有:法国ASMP(1985年5月定型),美国ASALM/PTV和德法合作ANS等。

ASMP整体式液体冲压发动机是法国战略中程空地导弹ASMP(Air-SolMoyen-Portée)的全程超声速动力装置。它的热防护层材料为含有SiC纤

维的硅橡胶,热防护层厚度为15mm,其制造工艺为整体式浇铸,能在1MPa/1500K~2000K的燃烧室条件下安全工作1000s。ASALM/PTV液体火箭整体式冲压发动机(LIRR)是美国先进战略空射导弹(ASALM)及其推进技术验证飞行器(PTV)的动力装置。燃烧室筒壁的隔热层采用DC93-104型强化硅橡胶,浇铸在点焊于燃烧室内壁的不锈钢网格内,形成厚12.7mm的隔热层。ANS*(IRR)整体式固体冲压发动机是法德合作“超音速反舰导弹”(ANS)的发动机。由于混合不均匀等因素,ANS*补燃室的局部温度高达2900K。为使补燃室隔热层能承受高热负荷,并有耐硼粒子的侵蚀能力,选用了掺入碳纤维或陶瓷纤维的硅橡胶材料。在这种情况下,它能安全工作大于100s。

燃烧室的热防护还可采用不同的隔热材料组成多层系统,它是利用不同材料的不同有效温限,以不同的热防护材料分层组成热防护系统。它的优点是基本可以解决燃烧室的振荡问题,缺点是要采用造价非常昂贵的复合材料,而且不同功能层之间的粘接也是一个问题。

隔热层冷却的缺点主要是热解后容易破碎,需用金属和复合材料增强,否则高温燃气会通过裂缝,使燃烧室局部烧穿。ASALM/PTV液体火箭整体式冲压发动机燃烧室筒壁采用浇铸形式,把强化硅橡胶浇铸在点焊于燃烧室内壁的不锈钢网格内。它既能对浇铸在网格上的硅橡胶在烧蚀时起到加固作用,又能防止其炭化后发生脱落,完全可以满足冲压发动机工作时的隔热要求。

现在冲压发动机工作时间的进一步增加,必然会使烧蚀层的厚度增厚。这样就会减小燃烧室的有效容积,降低燃烧室效率。长时间工作的冲压发动机将会很难再适用这种冷却方式,需要寻求新的热防护技术。

2.2 气膜冷却

在壁面附近沿切线方向或用一定的入射角射入一股冷却气流,用以将高温气体与壁面隔离,这类防护性冷却即是气膜冷却。冷却气体将燃烧室壁面和火焰筒隔开,起到保护室壁的作用。同时,冷却气体通过火焰筒上的缝、孔、槽,沿火焰筒内壁面形成一层气膜。该气膜对火焰筒内壁面起着两个重要的热保护作用:一是将高温燃气

与壁面隔开,以避免高温燃气直接对壁面进行对流换热,这是隔热作用;二是在大部分区域里,将高温燃气与发亮火焰的辐射热量从壁面带走一部分,这是冷却作用。

为了提高火焰筒的冷却效果,应改进气膜冷却的几何结构,从而达到预期的冷却效果,并且降低冷却空气的流量。火焰筒气膜冷却壁从简单的缝槽发展到鱼鳞孔和波纹槽,进而发展到复杂几何结构的全气膜冷却和复合气膜冷却壁。气膜冷却结构应该力求气膜分布均匀,湍流强度低,机械强度高,高温状态下不致于弯曲变形。现在工程上常用的几种气膜冷却结构是:缝槽/隙气膜冷却、离散孔气膜冷却及复合气膜冷却。

(1) 缝槽气膜冷却

在壁面附近沿切线方向射入一股冷空气,在壁面上形成一层气膜将高温燃气与壁面隔开就形成了缝槽气膜冷却。缝槽气膜结构是研究二维气膜冷却规律的主要模型,它结构简单,工艺方便,在燃烧室出口温度低于 1600K 的条件下,冷却效果更好。目前火焰筒大量采用板料焊接,变形不好掌握,热态下易变形,结构稳定性差。

(2) 离散孔气膜冷却

在冷却壁面上根据需求开有不同形状的小孔,冷却空气经这些小孔以强制对流的方式主动冷却壁面,然后喷射进入主流,在壁面燃气侧形成一层气膜将高温燃气与壁面隔开起到隔热和冷却作用。气膜孔冷却形式结构简单,工艺方便;局部降温效果好,易修改;冷却效果差,容易变形。

(3) 复合气膜冷却

复合气膜冷却是对流、冲击以及气膜的组合冷却形式。它的特点是:充分利用冷却空气潜力,强化冲击和对流冷却;减少冷却空气量,特别适用于高温升燃烧室;结构复杂,重量大;尤其适合双层浮动壁的结构,大大提高了火焰筒寿命。

国内外冲压发动机很大一部分都采用了气膜冷却。

由中国海鹰机电技术研究院北京动力机械研究所研制的 540mm 液体冲压发动机、400mm 冲压发动机燃烧室火焰筒均采用分段的气膜冷却。靶 6 冲压发动机采用打孔的薄壁结构。

英国空军 1949 年着手研制的“警犬”MK1 地空导弹主发动机卓尔 (THOR) BT-1 液体冲压发动机,接力马赫数为 1.3~1.5,飞行为 2.0~2.5。燃烧室中有一个多孔内衬套包围着燃烧区,其作用是既作为一种压力减震器,减少可能传到发动机壳体的压力振荡,又可用作燃烧室冷却气流的通道,形成气膜冷却加快对室壁的散热冷却。奥丁 (Odin) MK801 液体冲压发动机是英国皇家海军 1962 年着手研制的“海标枪”GWS-30 舰空、舰舰导弹的主发动机。火焰筒和燃烧室外壳均制成波浪形筒体,波谷和波峰相互对应,中间用隔管和隔热层分开。火焰筒内壁靠气膜冷却,从预燃室出口到燃烧室出口有八道冲压空气形成的圆柱气膜贴壁流动,它使高温燃气与火焰筒隔离。这种波浪式结构火焰筒的特点是,质量轻刚性好,其尺寸要求严格,末端固定在发动机机外壳上,前段与燃烧室头部壳体连成一体。

RJ43-MA-11 液体冲压发动机是美国空军“波马克 B”地空导弹的主发动机。飞行速度为马赫数 3.5~4.0。隔热屏由内外两层壁面组成,外壁开有 22 排孔径为 4~5mm 的小孔,其前段开孔有助于吸收辐射热,后段开孔是为了减震均压,并可起到气膜冷却作用。燃烧室的火焰筒相当短,有相当一段长度的燃烧室没有火焰筒,其长度与冷却空气量的大小有关。

气膜冷却的结构和工艺等比较复杂,而且随着温度的升高,由于冷却结构设计不是很完善,热应力不平均,隔热屏可能变形,这样就会导致冷却通道的破坏。在这种情况下,隔热屏局部的温度很高,从而会被烧蚀。最坏情况是隔热屏的变形导致燃烧室内部高温燃气的流出,导致隔热屏的烧蚀更快、后果更严重。由于冷却气体来自前方进气道的气体,本身温度就达到 700K 以上,大大降低了冷却效果,对冷却结构的改进或新方法提出了更高的要求。发动机性能的提高,燃烧室温度必然升高,这就要求燃烧用气量的增加。而为了提高冷却效果,其中一个方法就是增大冷却用气量。在进气道进气量一定的情况下,需要重新合理地分配流量。

2.3 热障涂层

新一代导弹的速度越来越大,发动机的燃烧

室温度越来越高,从而供冷却的用气量就很少,而且冷却气体本身的温度又很高,这就对燃烧室的热防护技术提出了更高的要求。目前已有的耐热合金材料加上先进的冷却技术是很难满足上述要求的,而仅靠提高材料的使用温度和隔热屏的冷却效果是有限的。因此,在航空发动机中,热障涂层已经被广泛应用于加力燃烧室的隔热屏上。

热障涂层又称隔热涂层。采用热障涂层可以进一步提高加力燃烧室的隔热屏等零件的耐热能力,这是许多发动机上都在采用的一项新技术,例如 F100、RM12 等机种上都已经采用。作为第四代防护涂层的代表,热障陶瓷涂层(TBC)是目前高温防护性能最佳、应用前景最好的表面防护涂层之一。典型的 TBC 是一种双层结构,表面是隔热陶瓷层,中间是抗氧化粘结层,下面是合金基体。面层材料多选用热阻大、耐高温、热稳定性好的氧化物陶瓷,以降低金属或合金表面使用温度;粘结层用以生成抗氧化保护膜,并减缓隔热面层与基体间的热不匹配。因此, TBC 具备了抗氧化防护与降低金属表面温度的双重功效,为简化合金的成分设计(不需考虑抗氧化性能)和提高合金部件的使用温度(TBC 可降低合金表面温度达 200°C 左右)提供了有利条件。现在常用的面层材料是氧化物 ZrO_2 、 Al_2O_3 等。因为面层材料直接接触高温燃气,要承受严峻的循环热冲击载荷,所以往往要在其中加入 MgO 、 CaO 和 Y_2O_3 、 CeO_2 等作为稳定剂。粘结层材料通常为 MCrAlY (其中 M 代表 Ni、Co、Fe 等金属或它们的组合)。此类涂层的特点是成分可控制度大、抗氧化力强、塑韧性好,置于隔热面层与基体间,在提供抗氧化保护和减缓面层/基体间的不匹配的同时,可兼顾抑制基体合金因成分扩散导致的过早老化(方法是调整粘结层,使其成分与基体相近)。同时,在喷涂底层前还要在金属基体板材上进行表面处理,以提高粘结层的粘结强度。

尽管 TBC 具备良好的隔热与抗氧化性能,但涂层的结构特点与应用环境导致涂层出现多种的失效方式。TBC 的失效形式有以下几种:

(1) 陶瓷面层中出现垂直于表面的纵向贯穿性裂纹,导致面层断裂, TBC 失效;

(2) 陶瓷面层中出现平行于表面的横向裂纹,部分面层起皮、剥落, TBC 破坏;

(3) 陶瓷面层/氧化膜/粘结层界面处,陶瓷面层/氧化膜的界面开裂与氧化膜/粘结层界面开裂,导致 TBC 破坏;

(4) 粘结层/基体界面开裂, TBC 整个脱落。造成 TBC 失效的因素主要有以下几个:

- (1) 制备中的残余应力;
- (2) 陶瓷、合金物理性能不匹配;
- (3) ZrO_2 相变;
- (4) 高温氧化与扩散。

了解了上述多种失效因素,就可以从多个方面对 TBC 进行改进。近年来,纳米技术的发展为 TBC 的改进提供了一个新的途径。纳米陶瓷具有超塑性、断裂韧性高、抗热振能力强、热膨胀系数大、热导率低等特性,是作为隔热面层的理想材料。

2.4 新型冷却技术

未来冲压发动机燃烧室高温升的发展趋势,都需要大幅度减少冷却气量,把减少的冷却气量用于燃烧以保证燃烧室的性能要求。同时,为减少燃油消耗,压比将提高,造成冷却气的冷却潜力下降。因此,如何更好的对火焰筒壁进行冷却变得越来越重要,这就需要发展先进冷却方式来适应未来发动机对燃烧室冷却的技术要求。

目前,解决问题的途径通常有发展先进耐热材料(如隔热涂层或陶瓷材料)、采用新的火焰筒冷却结构方式(如采用多孔层板或瓦片结构)及提高传统的气膜冷却效果等。

2.4.1 气膜冷却结构与 TBC 的结合

张小英等人^[15]研究了儿种单一气膜冷却结构和复合气膜冷却结构,并进行了比较。研究表明,复合冷却结构综合了各个单一冷却结构的优点,是首选的冷却方式。现在研究比较多的,在传统气膜冷却结构中冷却效果非常好的是缝槽/离散孔复合气膜冷却结构。可以采用这种气膜冷却结构与 TBC 的结合,利用 TBC 的隔热能力来提高气膜冷却结构的冷却效果。具体做法是在隔热屏内表面采用等离子枪(或电子束气相沉积法)喷涂上热障陶瓷涂层,整个工艺程序如下:在金属基体板材上作表面处理→喷涂 MCrAlY 粘接层→喷涂

含 MgO (或 CaO、Y₂O₃ 等) 稳定剂的面层材料。喷涂工艺的质量直接影响了隔热涂层的隔热效果。

但值得注意的是, 热障涂层要与冷却方式相互兼容。例如涂层很可能把发散冷却的小孔堵死, 从而影响冷却效果, 或者因为涂层硬度高而无法加工小孔。解决的办法是先行开孔再作喷涂, 喷涂时采用颗粒度适中的粉末, 同时严格控制喷涂时的壁温。只要精心施工, 是可以做到热障涂层与冷却技术之间相辅相成、从而综合提高隔热屏的耐热性能的。

2.4.2 多孔层板冷却结构

层板冷却集冲击冷却、对流冷却及气膜冷却为一体, 比单纯的气膜冷却需要冷气量少, 冷却效率高, 越来越受到重视。

美国、英国、俄罗斯等国家都先后开展了多孔层板的研究, 很早就将该技术应用到燃烧室火焰筒壁上。多孔板材料是英、美的专利技术, 详细的资料很少。国外大致进行如下几方面的研究: 多孔层板的流阻特性、多孔层板的传热特性、多孔层板的实用性研究。

国内也进行了不少的研究, 但还处在起步阶段。全栋梁、郁新华等人^[13]对层板的流阻特性、换热特性和冷却有效性进行了理论和实验研究。结果表明多孔层板有很高的冷却有效性, 并且对多孔层板的冷却有效性进行了综合评定, 得出影响层板冷却有效性的主要因素: 吹风比、压差、开孔率、绝热有效温比、扰流方式及层板的层数等。

多孔层板冷却方式的主要优点有: 层板内表面的面积密度 (内部传热表面积与容积之比) 远远超过常规的冷却结构, 从而充分利用了层板内部对流换热冷却效果; 最下层密布的小孔板类似于多孔发散壁, 可以形成均匀的气膜保护层, 因此具有发散冷却的优点; 它能提供最佳的控制流动阻力和传热性能的设计灵活性。设计中可以改变孔径、间距、层板厚度、层板数量以及栅格尺寸 (深度、直径和间距) 等结构参数。

当然, 该冷却方式也有很多的缺点: 层板的冷热边之间壁温梯度较大, 其热应力较大; 制造工艺复杂, 使用过程中也暴出一些问题 (如堵塞、

焊点开裂等), 这限制了它的应用和发展。

2.4.3 采用新的耐热材料

国内外已将低密度、高比强、耐高温、抗氧化、可靠性好的结构材料的开发、应用以及结构制造技术列入了国家高技术发展计划。美国已把发展高性能陶瓷基复合材料列入星球大战计划, 日本将其列入科技发展的月光计划, 法国政府将陶瓷基复合材料作为第三代复合材料加以开发, 我国也将这种材料的开发列入了 863 计划。

现在高性能冲压发动机燃烧室的工作温度越来越高, 现有的技术比较成熟的耐热合金及金属基复合材料是不能满足其工作要求的。陶瓷及陶瓷基或碳-碳复合材料的耐热能力非常高, 可在 1473K~2273K 下工作, 将是高性能冲压发动机燃烧室材料的首选对象。

冲压发动机热防护的另一个方法是采用不同功能材料复合的方案或不同的隔热材料组成多层系统。根据泰勒防热方法, 利用不同材料的不同有效温限, 以不同的热防护材料分层组成热防护系统, 如第一层用碳-碳复合材料它可承受 3033K 的高温, 但其导热系数相对较高; 第二层为氧化锆, 可承受 2479K 的有效温限, 其作用是降温到第三层隔热材料的有效温限; 第三层使用中温柔性材料, 如 MIN-K-2000, 它能承受 1273K 的温限, 而且导热系数相对较低。这种方案的缺点是大型碳-碳复合材料的造价非常高昂, 而且不同功能层之间以及与室壁的粘接也是一个问题。但是此方案基本可以解决燃烧室的振荡问题。

3 结论

本文在充分借鉴已有冲压发动机燃烧室热防护技术的基础上, 为了解决高温升燃烧室的热防护问题, 探索研究了多种冷却技术新途径, 对各种新方法的优缺点作了简单分析, 结论如下:

(1) 采用气膜冷却与 TBC 结合的结构, 发挥了气膜冷却与隔热涂层各自的优点, 大大提高了冷却效果。作为新型冷却技术, 在高温升的冲压发动机燃烧室中使用, 具有很大的应用前景和很高的实用价值。值得注意的是, 热障涂层要与冷却方式相互兼容。同时, 喷涂工艺的质量也直接影响了隔热涂层的隔热效果。 (下转第 47 页)

参考文献:

- [1] GB2054-80 镍及镍合金板[S].
- [2] GB2882-81 镍及镍铜合金管[S].
- [3] GB/T15620-95 镍及镍合金焊丝[S].
- [4] 邹增大. 焊接材料工艺及设备手册[M]. 北京: 化学工业出版社, 2004.
- [5] 张耀宸. 机械加工工艺设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社出版, 1987.
- [6] 成大先. 机械设计手册[M]. 北京: 化学工业出版社, 2002.
- [7] 压力容器用材料及热处理[M]. 兰州石油机械研究所编, 北京: 化学工业出版社, 2005.

(编辑: 马杰)

(上接第 42 页)

(2) 多孔层板冷却是一种新型冷却方式, 国内在这方面的研究只是在初步阶段。在理论和实验研究的同时, 还要注重实用性研究。在这方面可以参考国外的研究经验和成果。

(3) 国内外一直都在进行新型耐热材料的研究, 并且取得了一定的成绩, 发展形成了好几代复合材料。陶瓷基复合材料和碳-碳复合材料是新一代正在研制的复合材料, 它的缺点是价格比较昂贵, 但其“无可比拟”的耐热性能一直吸引着工程设计人员的目光。

参考资料:

- [1] 刘桐林. 世界导弹精粹[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.
- [2] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [3] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1985.
- [4] 葛绍岩, 刘登瀛, 徐靖中, 等. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版社, 1985.
- [5] 张炜, 朱慧, 方丁酉, 等. 冲压发动机发展现状及关键技术[J]. 固体火箭技术, 1998, (3).
- [6] 胡昌宇. 冲压发动机研制分析及国内外研制装备情况[C]. 中国宇航学会固体火箭推进专业委员会论文集, 航天科技集团公司 4 院 41 所, 2001.
- [7] 孙冰, 刘小勇, 林小树, 等. 冲压发动机燃烧室热防护层烧蚀计算[C]. 中国宇航学会固体火箭推进专业委员会论文集, 北京航空航天大学宇航学院, 2001.
- [8] 史振翔, 王春华, 邢养民, 等. 冲压发动机燃烧室热防护[C]. 玻璃钢学会第十五届全国玻璃钢/复合材料学术年会论文集, 2003.
- [9] 周军. 亚燃/超燃冲压发动机研制动向[J]. 飞航导弹, 1997, (3).
- [10] D K 休泽尔. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 朱宁昌, 等译. 北京: 宇航出版社, 2004.
- [11] 郁新华, 全栋梁, 刘松龄, 等. 层板结构冷却有效性的研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18 (5).
- [12] 全栋梁, 郁新华, 刘松龄, 等. 层板冷却结构流阻特性的实验与数值模拟[J]. 推进技术, 2003 年, 24 (5).
- [13] 全栋梁, 刘松龄, 李江海, 等. 多孔层板冷却有效性的研究[J]. 推进技术, 2004, 19 (4).
- [14] 侯晓春, 季鹤鸣, 刘庆国, 等. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 2002.
- [15] 张小英, 王先炜. 比较研究多种气膜冷却模型的冷却效果[J]. 航空动力学报, 2002, (10).
- [16] 陈建华, 杨宝庆, 周立新, 等. 人为粗糙度强化换热机理分析及效果评估[J]. 火箭推进, 2004, 30 (4).

(编辑: 马杰)