

# 欧美固体火箭冲压发动机研制

## Development of European and American Solid Rocket Ramjet

王秀萍 陈怡 / 中国空空导弹研究院

**摘要:** 详细介绍了欧美固体火箭冲压发动机的发展过程和研制情况, 以及欧洲“流星”导弹用固冲发动机和美国“变流量火箭冲压发动机-飞行器概念”演示项目的研制和试验情况, 并对固冲发动机关键技术的进展进行了分析。

**关键词:** 固体火箭冲压发动机; “流星”空空导弹; “变流量火箭冲压发动机-飞行器概念”项目

**Keywords:** solid rocket ramjet; meteor air-to-air missile; variable flow ducted ramjet-flight vehicle concepts program

### 0 引言

为了满足未来战争对空空导弹速度更快、射程更远、末端机动能力更强, 同时不增加重量和体积的要求, 发达国家纷纷开展了用整体式固体火箭冲压发动机(以下简称固冲发动机)代替传统的固体火箭发动机的研究, 先后进行了大量的冲压推进技术演示计划, 围绕冲压发动机的总体和部件进行了大量

的研究和试验, 但都没有真正应用于型号。直到2006年, 采用固冲发动机的“流星”空空导弹成功进行了飞行试验, 使冲压发动机在空空导弹的应用上获得了实质性进展。

### 1 欧洲的研究情况

#### 1.1 德国固冲发动机的研发历程

德国MBB公司最早于1962年开始

火箭冲压推进技术的研究, 前20年的研究重点是在反舰导弹的应用上。直到上世纪80年代后期, 德国才把火箭冲压发动机的应用重点转移到空空导弹上。1995~1999年, 德国国防部投资进行了一系列壅塞式火箭冲压技术的预先研制项目, 包括“先进空空导弹”(A3M)、“演示机项目”(DEM)和“欧洲空空导弹”(EURAAM)。这些项目研究了导弹

同作战体系, 高效率地实施信息战和精确打击战, 发挥武器装备系统整体的最大作战效能, 形成远远高出单个无人机系统的合力, 构建全方位、全空域、全频域的精确打击体系。

### 3 结束语

作为未来网络中心战的重要节点, 无人机系统必将发挥越来越重要的作用, 无人机电载精确制导武器也将呈现蓬勃发展的势头, 将进一步向小型化、高精度、低成本化发展, 同时还将呈现出模块化、通用化、多用途化发展趋势<sup>[5]</sup>。

无人机武器装备的研究表明, 以

往传统的由有人驾驶飞机解决的任务需要逐渐由无人驾驶飞机完成。现代无人机是不可代替的侦察信息的获取渠道, 并将用于许多实战。今天的无人机可以挂载多种武器装备, 在执行侦察功能的同时也可完成一些攻击任务。未来, 随着无人战斗机的出现, 无人机电载武器装备的使用范围将会更广, 其研制也会更加深入。 **AST**

### 参考文献

- [1] 刘颖. 无人机电载武器装备的发展[J]. 航空科学技术, 2008 (4).
- [2] 韩世杰. 武装无人机发展近况[J]. 无人机, 2010 (5).

[3] 杨林冲, 陈勇. 小型精确制导武器关键技术及发展现状分析[J]. 飞航导弹, 2010 (11).

[4] В.П.Галбмилион, О. В. Семичастный. Разработка лёгкой многоцелевой ракеты LMM[J]. Авиационные Системы, 2009 (1).

[5] 胡冬冬, 何煦虹. 国外新一代机载小型精确制导武器发展现状及趋势[J]. 飞航导弹, 2010 (8).

### 作者简介

任宏光, 研究员, 研究方向为飞行器总体设计、工程系统工程。

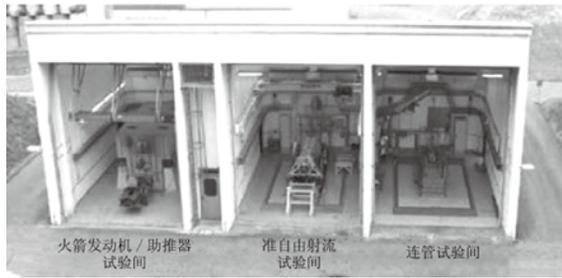


图1 位于德国阿绍的新建立的吸气式发动机试验中心

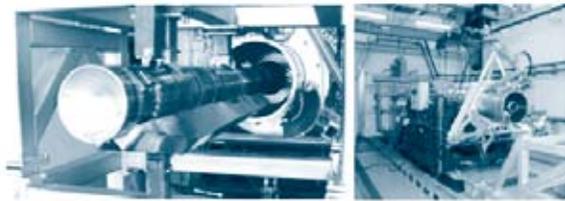


图2 左图:装在准自由射流试验台上的“流星”M2发动机, 右图:准自由射流试验台

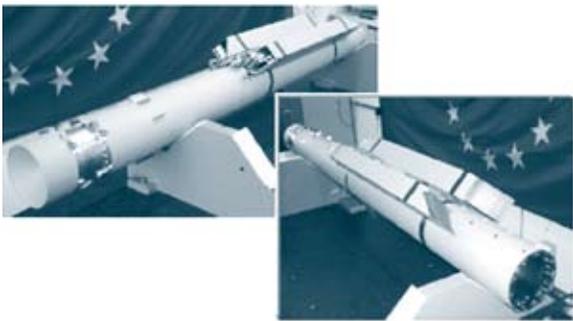


图3 交付用于飞行试验的“流星”M2研制标准发动机

的系统问题和各个部件,核心内容是壅塞式火箭冲压发动机的研究。

在“欧洲空空导弹”项目成功完成后不到一年的时间里,2000年9月开始“流星”超视距空空导弹全尺寸的推进分系统研制。“流星”导弹推进分系统的研制分为样机阶段和研制与鉴定阶段。“流星”推进分系统的设计思想大部分来源于“欧洲空空导弹”发动机,但其直径减至178mm,以便与先进中距空空导弹的发射架接口完全兼容<sup>[1]</sup>。

### 1.2“流星”导弹的推进装置的研制<sup>[1]</sup>

“流星”导弹的推进装置研制分为两个阶段,分别用M1和M2表示。

第一阶段要完成的设计包括:用高

强度不锈钢制成发动机壳体;连接整体机加件的旋压圆筒部件,如前接口,前、中、后吊挂以及冲压燃烧室喷管/舵传动部件;在燃气发生器和冲压燃烧室壳体之间的连接件使用轻质梯形卡扣;整体式阀控装置,包括电机驱动装置、内部控制回路的控制电子装置和发动机安全与点火装置;带有锁定和打开系统的自耗出气口堵盖;具有密封、绝热和抗烧蚀功能的复杂系统的碳/碳化硅续航喷管;钛制进气口和进气道。

第二阶段的工作是在总结第一阶段制造和试验经验的基础上,对工艺性、组装和功能性进行了进一步的设计改进,包括改进加强中吊挂部件的结构、进气道与发动机壳体的连

接、助推药柱的几何形状和推进剂性能等。其中,通过进一步改进助推器和燃气发生器的推进剂特性,改善了助推器推进剂的燃速和力学特性(工作温度 $-54\sim+71^{\circ}\text{C}$ ),并采用拜恩化学公司的专有工艺改善硼粉预加工过程实现了工业化,使燃气发生器的调节比达到12:1。

为了支持“流星”导弹的研制,在德国北部阿绍新建了吸气式发动机试验中心(称作“冲压发动机城”)。该试验中心包含有冲压发动机的连管试验间、自由射流试验间和助推器试验间(见图1)。

针对“流星”项目,还建立了准自由射流试验台,以便在接近真实的飞行条件下对发动机进行功能试验和气动加热。把发动机安装在环形风洞喷管(直径500mm)的中心体上,通过调换成形的中心体可以改变喷管型面以满足马赫数分别为1.9、2.1和2.3的试验条件。向风洞喷管输入流量约为150kg/s的空气流,该空气流用氢燃烧加热至相应的滞止温度。图2所示为准自由射流试验装置和已安装的“流星”M2发动机。

### 1.3“流星”导弹的飞行试验<sup>[1]</sup>

2006年6月,“流星”导弹开始飞行试验。截至目前已在各种不同工作条件下成功进行了六次飞行,包括低空(5500m)亚声速发射( $Ma=0.9$ )、高空(13000m)超声速发射、马赫数超过3的



图4 “流星”导弹的飞行试验,发射和助推阶段早期



图5 VFDR-FVC导弹布局

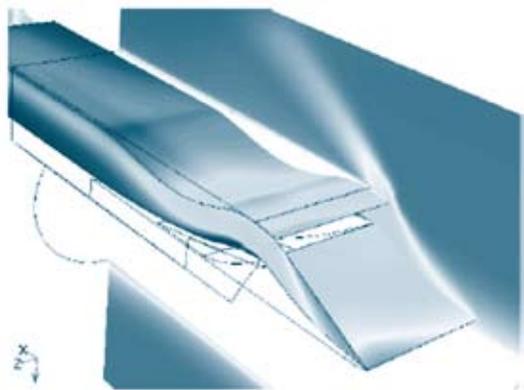


图6 VFDR-FVC 进气道设计



图7 VFDR-FVC 进气道风洞模型

扩展自由飞行以及大范围机动飞行等。图3所示为一台交付用于飞行试验的“流星”标准发动机，图4所示为“流星”导弹发射及其与飞机分离后助推阶段早期。在2008年3月进行的最后试验中，“流星”导弹成功拦截一架目标靶机。

## 2 美国的研究情况

航空喷气公司正在为美国空军和雷神公司进行“变流量火箭冲压发动机——飞行器概念(VFDR-FVC)”项目研究，旨在对已成功的VFDR项目作进一步研究，使之适应F-22的内挂要求，并制造一个飞行试验飞行器和制定试验计划。此外，该项目的另一个目的是对双射程导弹、双任务导弹、双射程/双任务导弹用冲压发动机进行设计概念研究。

在该项目的研究过程中，先进行机械设计研究，确定在飞机武器舱中武器的可用体积，然后设计出几种进气道配置方案。这些方案包括单个下颌式进

气道、两个下侧布置的后置式进气道、四个在弹体周围均匀布置的后置式进气道、单个下侧布置的后置式进气道以及一种打开后可展开的进气道，共五种。

但最终选中的进气道配置方案是单个下侧布置的后置式进气道，如图5所示。与其他方案相比，该方案在性能、导弹一体化和外气动力学等方面表

现较为优秀。在二维进气道的设计中，利用了以前VFDR进气道的许多设计特点，且对其进行了修改和流体力学计算，以适应所要求的展弦比并达到最佳几何尺寸，如图6所示。

试验时马赫数从1.8~4.0，俯仰角从 $-5^{\circ}$ ~ $15^{\circ}$ ，侧滑角接近 $5^{\circ}$ 。进气道试验硬件如图7所示。通过一系列风洞试验中对进气道性能进行的记录，不仅为发动机和导弹性能建模提供了详细的进气道特性数据，而且鉴定了进气道斜板和喉部的气流图案，采集了关于重复能力、雷诺数效应和启动/再启动特性的数据。

## 3 其中关键技术进展

### 3.1 含硼贫氧推进剂技术

“流星”导弹采用的是德国拜恩化学公司研制的含硼推进剂。该公司在20世纪60年代进行的HYDRA导弹计划中，首次采用了含硼推进剂。

20世纪80年代启动了“超声速反舰导弹(ANS)”计划，推进剂中含硼40%，

压力范围4bar~100bar，燃气流量调节比4:1。

1989~1994年间进行了“先进导弹推进技术(AMPT)”计划，含硼贫氧推进剂为AP/HTPB，压力指数达0.55，燃气流量调节比7:1。

1995~1999年进行了A3M-DEM-EURAAM系列计划，推进剂中含硼35%，压力范围1bar~100bar，体积热值51MJ/L，燃气流量调节比10:1。

“流星”导弹配方含硼量已达40%，热值60.1MJ/L，燃速4mm/s(4bar)~21mm/s(100bar)，压力指数0.3~0.55，燃气流量调节比大于12:1。

### 3.2 燃气流量调节技术

德国拜恩化学公司早在ANS计划中就初次使用了TDR(壅塞式火箭冲压)方案，控制阀采用滑盘式(见图8)，燃气流量调节比为4:1。该发动机补燃室较大(直径350mm)，四进气道构型。应用了分级控制方法控制发动机推力，控制参数是马赫数。通过对比需求值与测量值，决定推力的增加或降低，再通过控制压强改变燃料流率，使推力与达到的马赫数相对应，这样可避免需要确定燃气发生器的流出量。

其后，该公司在AMPT计划中为解决小直径(180mm)发动机流量调节技术，满足补燃室燃气喷射要求，应用了特别设计的控制阀(见图9)和长尾管，燃气流量调节比7:1。经优化设计采用了一根长尾管放置在偏离补燃室前端中心的下部。在燃气发生器一端，长尾管

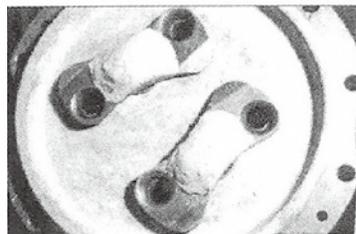


图8 ANS燃气发生器的控制阀

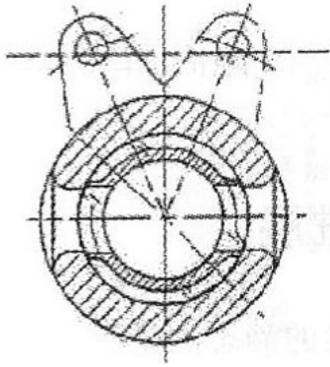


图9 小口径发动机用控制阀

有两个垂直位置的进气口。一个装有两个喷嘴口的固定体位于长尾管的前端。通过转动长尾管、改变尾管进口相对于固定体的角度,实现燃气发生器喉部的调节,从而调节推力。它与ANS计划的区别在于,它的控制阀有2个进气口。

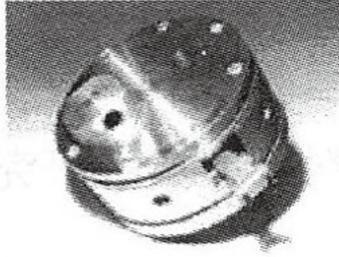
A3M-DEM-EURAAM系列计划中燃气流量调节比10:1,采用的是“Ortman Key”切向连锁连接燃气发生器和冲压补燃室。

“流星”导弹计划中燃气发生器燃气流量调节比大于12:1,采用了轻质的梯形卡扣代替“Ortman Key”中间连接件。

### 3.3 进气道技术

在冲压发动机的进气道设计中需要考虑多个因素,如空气流与补燃室要求匹配问题、空气捕获能力,以及进气道在特定空域条件下的启动问题等。

为了满足大于2倍马赫数的飞行速度下有效的总压系数要求(一般大于0.75),一般在进气道入口正激波前设置3个以上斜激波,甚至达到5个,进行外部压缩。但这种外部压缩形式又带来了空气流与补燃室要求匹配问题。一般冲压发动机进气道按 $Ma=4$ 的最高巡航飞行速度设计,使得激波在进气口上,即满足激波在唇口的要求。



冲压发动机进气道的总压恢复系数按照美军标MIL-E-5008B的设计要求,应满足下式:

$$P_{\text{inlet}}/P_{\text{to}} = 1 - 0.075 \times (Ma - 1) \times 1.35$$

为适应固冲发动机的大空域工作环境,德国拜恩化学公司针对低空状态下低飞行马赫数高加速飞行要求选用低马赫数设计方案,马赫数为2.2~2.5,可以降低阻力,提高空气捕获能力;大飞行马赫数和高空状态下由于总压恢复非常小,则要选择高马赫数设计方案,马赫数大于2.5。该公司在进气道设计中验证了大量技术。例如,HYDRA导弹计划采用半轴对称进气道,FK80和ASSM计划中,设计上采用冲压补燃室连接4个侧向进气道;EFA计划应用了半轴对称进气道;ANS计划应用了轴对称进气道,硅橡胶作为热屏蔽,采用陶瓷冲压喷管;AMPT计划应用了不对称进气道;A3M-DEM-EURAAM系列计划,采用无喷管整体式发动机,不对称式结构连接4个侧向进气道。硅橡胶RC烧蚀层,燃气发生器和冲压补燃室壳体由高强度钢制造。

“流星”导弹发射可满足低空5500m,高空13000m的飞行条件。“流星”计划的进气道设计采用了双下侧矩形多激波进气道,材料为钛合金。该方

案采用了A3M计划及以往德国发展的技术,每个进气道有前后两个进气口,在补燃室中形成前后两个混合区,保证燃烧效率92%以上。进气道斜堵盖采用铝板,打开方式为弹簧和齿轮机械活动装置;进气通道堵盖为铰接自耗式铝板,打开方式为爆炸螺栓。与轴对称的进气道所不同,矩形进气道允许采用活动堵盖,使其在导弹进入巡航阶段时铰接或移动工作位置。

## 4 结束语

冲压发动机技术难度大,但经过几十年的发展,已经突破了许多关键技术。从20世纪80年代开始,德国、法国、美国和俄罗斯等国家已先后启动了冲压发动机在空空导弹上的应用研究,制定了一些技术验证计划,通过简化和改进关键技术降低研发和生产成本,并成功进行了飞行验证试验,为以后的型号应用奠定了良好的基础,“流星”导弹的研制成功就是一个典型的例证。未来,随着“流星”导弹的成功和由此带来的示范效应,冲压发动机在空空导弹上的应用前景将会非常光明。

AST

### 参考文献

[1] Hans-L. Besser. History of ducted rocket development at Bayern-Chemie. AIAA2008-5261.

[2] Patrick W. Hewitt. Status of ramjet programs in the United States. AIAA2008-5265.

### 作者简介

王秀萍, 研究员, 从事战术导弹情报研究。