
固冲火箭技术的发展与展望

毛根旺 何洪庆

(西北工业大学)

摘 要: 通过若干典型例子系统总结了目前固冲火箭技术的研究与进展情况,着重指出了该技术在达到实际应用之前尚存在的关键技术问题,并对今后的研究与发展方向提出了建议。

主题词: 火箭冲压式发动机, 气体发生器, 流量控制, 燃烧

THE DEVELOPMENT AND PROSPECT OF SOLID DUCTED ROCKET TECHNIQUES

Mao Genwang He Hongqing

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract: The research and development of the current solid ducted rocket techniques are systematically summarized by using some typical examples in this paper. The key techniques existing before practical use are pointed out emphatically and some suggestions on the research and development in future are also put forward by authors.

Keywords: Rocket ramjet, Gas generator, Flow control, Combustion.

符 号 表

a ——燃速温度系数
 A_b ——燃烧表面积
 A_t ——喷管喉部面积
 C_d ——流量系数
 C^*_{x} ——实测特征速度
 C^*_{th} ——理论特征速度

L^* ——特征长度
 m_a ——空气质量流率
 m_g ——推进剂质量流率
 m_c —— $m_a + m_g$
 n ——压力指数
 p_c ——燃烧室压力

F ——发动机推力

I_{sp} ——理论比冲

$I_{sp, g}$ ——补燃室比冲

V_c ——补燃室体积

ρ_p ——推进剂密度

r ——推进剂燃速

T_c ——燃烧室温度

v ——空气流入速度

ε ——空/燃比 = m_a/m_g

1 前 言

固体火箭发动机(SRM)和固体冲压发动机(SRE)的基本区别在于,前者燃烧需要的氧贮存在发动机内部,而后者是取空气中的氧作为氧化剂。因此,与SRE相比,SRM的燃料消耗率很大。为了大幅度提高SRM性能,人们从SRE那里得到启示,即利用空气中的氧代替推进剂中的氧成份。从理论上讲,这样做可使其燃料消耗率降至SRM的30%以下。

贫氧推进剂不会完全燃烧,可以产生大量可燃物质。这些可燃物质与从大气中取得的空气在补燃室中混合后再燃烧,便可产生推力。以这种方式工作的发动机称作固冲火箭发动机(SDR),它有希望能使使用现有推进剂的SRM性能大大提高一步^[1]。

本文首先概述SDR的基本性能,然后通过若干具有代表性的例子详细说明要达到实际应用所必须解决的关键技术,最后就将来的发展趋势作必要探讨。

2 SDR的基本性能

SDR的基本构成包括燃气发生器(即SRM或称一次燃烧室)和补燃室(或称二次燃烧室)两大部分,结构如图1所示。与其它推进装置相比,其结构非常简单。燃气发生器中装填着氧化剂含量较低的固体燃料,燃烧后便可产生高温高压可燃气体。可燃气体从燃气发生器喷管排出,射向补燃室。通过入口吸入的空气经过入口处产生的激波压缩后,被导入补燃室,与从燃气发生器喷管喷出的高温高压可燃气体混合后燃烧。这样,完全燃烧后的气体便从补燃室喷管中喷出,射向大气,产生推力。

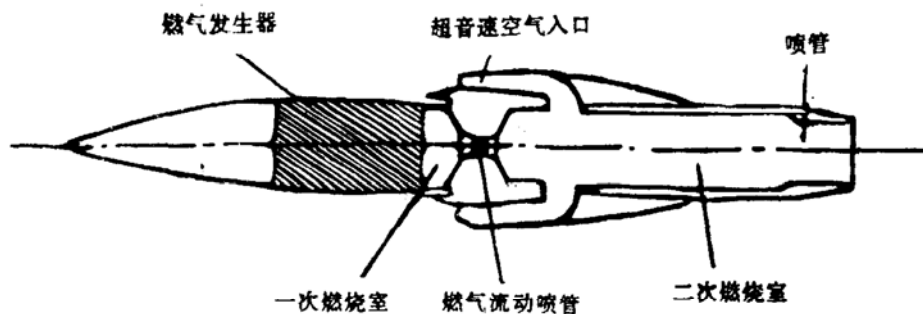


图1 SDR的典型结构

由此可知,补燃室中通过再燃烧产生能量的大小与流入空气的多少关系极大。特别是由于空气密度随飞行高度不断改变,所以空气与燃料气体之比 ε 也随之变化,燃烧性能亦随之下降。严重是,补燃室中燃烧状态的不均匀性将会导致发动机熄火。也就是说,与SRM不同,SDR要解决一系列与推力特性变化有关的技术问题。

当飞行体飞行高度增加或突然转弯时都会引起流入空气量减少,导致推力减小。由于燃气发生器中的固体燃料一旦点火,其燃烧效率就不会改变,所以,SDR的最大技术难点是如何有效控制空燃比 ε 变化。

为了设法解决这些技术难点,可根据空气密度变化控制可燃气体生成率。与燃气发生器中燃气生成率一定的“流量固定型SDR”不同,在燃气生成率可变的“流量可控型SDR”中,推力随高度和速度的变化可以得到控制。为了有效控制燃气生成率,需要认真研究燃气发生器中新的燃烧特性,这是SDR能否成功的关键。

3 流量控制的基本方法

SRM中推进剂的燃烧依赖于压力 p_c ,燃速 r 随 p_c 的变化关系为 $r = ap_c^n$ 。于是推进剂质量生成率 $m_g = A_b \rho_p a p_c^n$ 。而从喷管中排出的燃气质量流率 $m_d = C_d A_t p_c$ 。由此可知,一旦推进剂给定, m_d 只取决于 A_t 和 p_c 。

为了保证推进剂正常燃烧, $m_g = m_d$ 关系式成立。于是:

$$m_g = (a \rho_p A_b / C_d^n)^{\frac{n}{1-n}} A_t^{\frac{n}{n-1}} \quad (1)$$

从(1)式可以看出,一旦推进剂给定,通过改变 A_t 可以改变 m_g 。一般讲,对于 $n < 1$ 的推进剂, A_t 减小时, m_g 增大,如图2所示。

SDR燃气发生器中固体燃料的燃速特性也可用 $r = ap_c^n$ 表示,即根据(1)式便可改变燃气发生器 m_d 。流量可控型SDR就是利用燃速的这种特性研制的,它能根据飞行条件的变化,通过改变 ε 获得所需要的推力。

4 燃气发生器的燃烧特性

(1)式表示的燃气发生器的燃烧特性是流量可控型SDR的关键技术。因此,燃气发生器的研究与开发被看成是最重要的课题。特别是,由于 m_g 和 p_c 的关系取决于 n 值,所以必

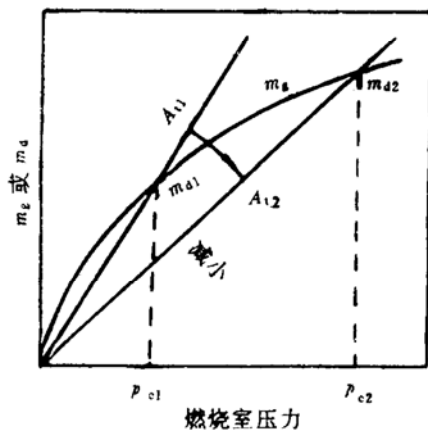


图2 m_g 与 p_c 的关系 (A_t 为参数)

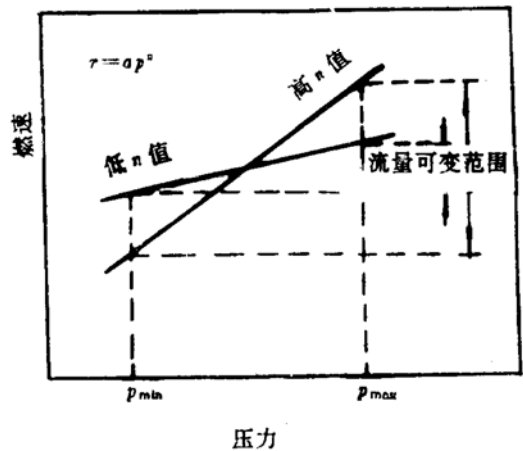


图3 r 与 p_c 的关系 (n 为参数)

须设法选择最佳 n 值。从图3可以看出,对于高的 n 值,在燃气发生器中 p_{min} 和 p_{max} 之间,可获得较大范围的燃速差。

一般讲, SRM中所用推进剂的 n 值在0.0~0.7范围之内, 但这时, 推进剂中氧化剂含量需占70~85%。与此相反, 燃气发生器中必须将氧化剂组份尽可能降低, 一般都在30%以下的范围内进行设计。在这种情况下, n 值约小于0.2, 图4给出了典型燃气发生器中的燃速特性,

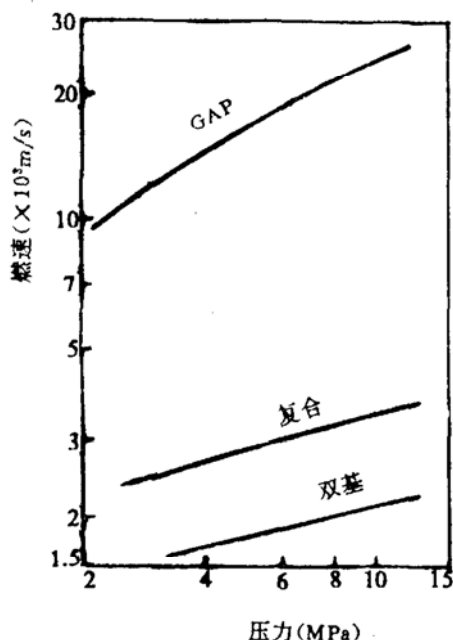


图4 GAP、复合和双基推进剂的燃速特性

其中AP/HTPB复合推进剂和NG/NC双基推进剂的 n 值都很小, 特别是双基药燃速极低。这表明, 为了改变 m_g , 必须使 p_c 在较大范围内变化, 从实用角度上讲, 这种发动机很难设计。

设计“流量可控型SDR”所用燃气发生器要求 r 和 n 满足所规定的条件。同时, 为了提高比冲, 需要增加能量, 但能量的增加又要受到氧化剂成份降低后燃烧特性的限制。我们知道, 金属铝和镁很容易氧化, 而且氧化时, 发热量比碳氢化合物氧化时的发热量大得多, 加上它们的点火和燃烧性能优越, 所以可作为燃气发生器中固体燃料的高能物质使用。然而, 当熔融金属通过燃气发生器喷管时会产生凝缩和沉积, 从而减小喷喉面积, 因此, 也难以采用。钛没有凝缩性, 可以采用。另外, 锆的发热量虽比其它金属小, 但点火和燃烧特性好, 而且密度大, 所以是提高质量比冲最理想的添加剂。硼的发热量最大, 但它的氧化物熔点高, 所以

不易氧化, 是一种极难燃烧的高能物质。然而它最有希望成为未来SDR固体燃料的理想物质^[2]。

GAP (Glycidyl Azide Polymer) 是一种基本上不含氧化剂成份的碳氢化合物, 它的燃烧不需要氧, 而是靠 N_3 分解时放出能量, 形成自燃。如图4所示, GAP在 p_c 为5 MPa时, r 高达 $17 \times 10^{-3} \text{ m/s}$, 是一般SRM中双基药 r 的2倍左右。 n 值为0.7~0.8, 当 p_c 升高时, r 将下降。它的燃烧产物中包括大量 H_2 (32%)、 C_s (28%)、 CO (14%) 和惰性气体 N_2 (22%), 另外还有少量氧化物 CO_2 和 H_2O 。由此可见, 作为“流量可控型SDR”的燃气发生器, 用GAP作固体燃料具有充分必要的良好性能。

5 燃烧性能分析

补燃室燃烧效率 $\eta_c^* = C_{ex}^* / C_{th}^*$, 其中 $C_{ex}^* = A_t p_{cg} / m_c$; C_{th}^* 根据燃气发生器中排出的燃气和补燃室中吸入的空气之比 ε 由热力计算得出^[3]。

η_c^* 取决于补燃室中反应气体和流入空气的混合, 所以可根据特征长度 $L^* = V_c / A_t$ 定义。这样, SDR的理论比冲 I_{sp} 可由下式求得

$$I_{sp} = I_{sp,g} - \varepsilon v / g \quad (2)$$

式中 $I_{sp,g}$ 根据流入的空气和燃气发生器的混合物在补燃室中燃烧后从喷管中排出时的比冲定义, 其中不包括流入空气的动量。热力计算中, 补燃室空气的初温为规定马赫数下的滞止温度。因此, $I_{sp,g}$ 就是将补燃室作为火箭燃烧室的比冲; 而 $\varepsilon v / g$ 为流入空气的动量。于是, 根

据实验求得的 I_{sp} 就由 $I_{sp} = F/m_g \cdot g$ 给出。

图5表示了使用GAP复合和双基三个系列推进剂的燃气发生器中 I_{sp} 与 ϵ 之间的关系。可以看出,在燃气发生器中,GAP比其它推进剂性能优越得多。

6 燃烧实验装置

图6给出了研究燃烧效率所用的实验装置略图,其中补燃室分为直联流型(DCF)和半自由射流型(SFJ)两种。DCF型是通过与补燃室直联的管路将空气强行送入补燃室的燃烧器,而SFJ型则是将喷管喷出的空气从空气入口处吸入补燃室的燃烧器。这样,在DCF型燃烧器中,可将通向补燃室的质量流率作为参数来求燃烧效率;而在SFJ型燃烧器中,空气的质量流率不仅随喷管和入口处空气热力学条件改变,而且也随补燃室压力变化。但由于SFJ型燃烧器与供气系统独立配置,所以完全可以求出入口处空气阻力与产生的推力之间的关系。

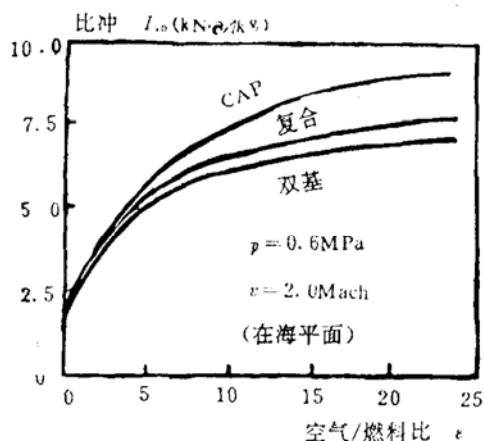


图5 燃气发生器的 ϵ 与 I_{sp} 的关系

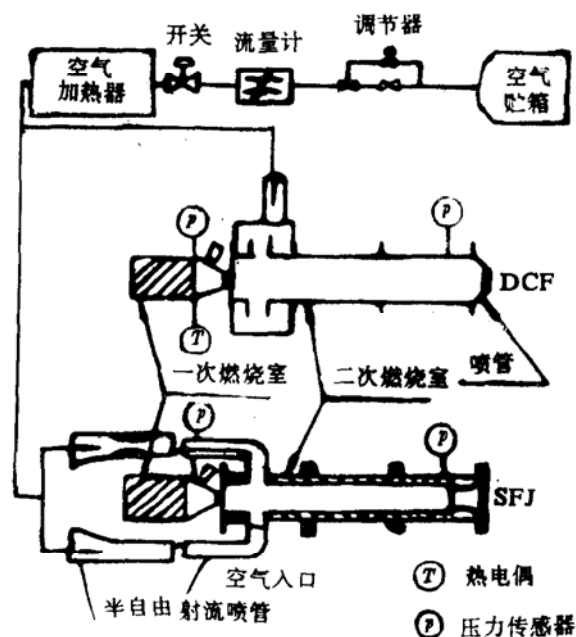


图6 SDR的DCF型及SFJ型燃烧实验装置

供气系统配有热交换器,目的是给贮箱中和减压后的空气加热。SFJ型燃烧器用的喷管根据出口规定的马赫数设计,已不产生激波为目标,而马赫数的变化很容易通过更换喷管进行。从喷管喷出的气流经过空气入口流入,通过若干斜激波和一个垂直弱激波使压力有效恢复。在利用SFJ型燃烧器进行的实验中,飞行体空气入口数与喷管数必须相等。

燃气发生器是为了产生贫氧可燃气体,所以与SRM一样,燃烧方式可采用端面燃烧或内孔燃烧。图7给出了带有燃气发生器和补燃室的DCF型实验装置的整体结构。燃气发生器后端配有小孔(喷管),通过改变小孔断面积,便可改变燃烧室压力和燃气生成量。流量控制装置包括开口销、球头螺钉、电压计和直流伺服电机等。小孔喷出的可燃气体与从平面

吸入的空气在补燃室混合后再进行燃烧。燃烧室压力随空气马赫数和飞行高度变化,在海平面时约0.7MPa,在20km高空约0.1MPa。

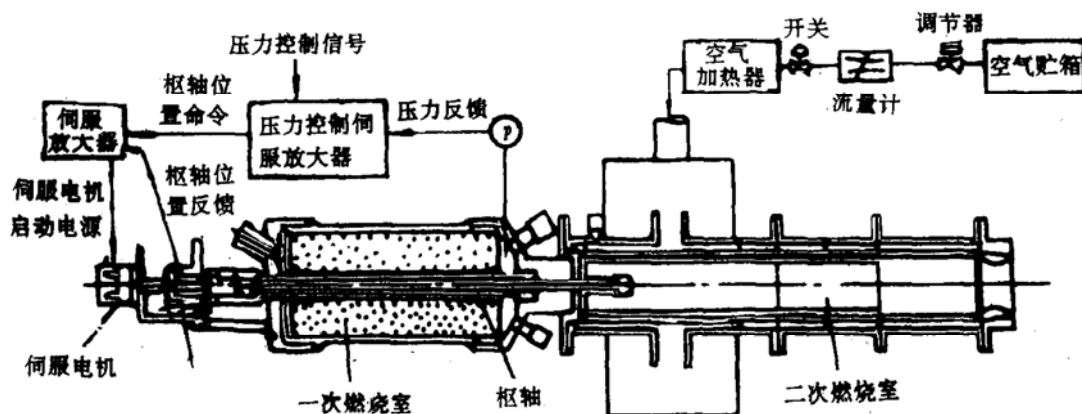


图7 流量可控型SDR的基础燃烧实验装置

燃气发生器与补燃室内的压力与温度可分别用压力传感器和热电偶测量,尤其是在使用SFJ型燃烧器的实验中,空气入口处产生的空气阻力与喷管喷射产生的推力可用液体测力计直接测出。根据测定结果,便可得出补燃室中燃气发生器的效率、补燃室长度与流入空气温度之间的关系。

7 燃烧实验

作为燃烧实验结果的典型例子,图8给出了燃气发生器中使用GAP固体燃料^[4]时 I_{sp} 与 ε 的关系曲线。与理论预示结果相同, I_{sp} 随 ε 增大而增加。 $\varepsilon = 15$ 时, $I_{sp} = 7.6 \text{ kN} \cdot \text{s/kg}$ 。实验还发现,即便补燃室中空气流速增加到250m/s,高的比冲特性仍能维持稳定燃烧状态。图9表示

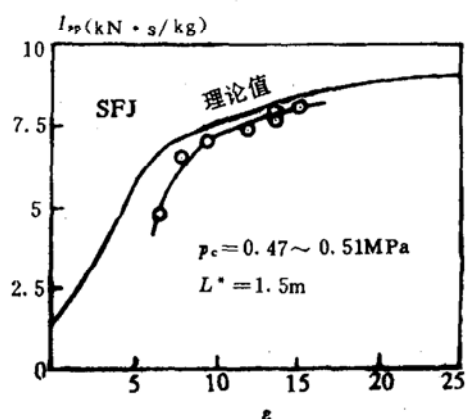


图8 根据SFJ型燃烧室测定的 ε 与 I_{sp} 的关系

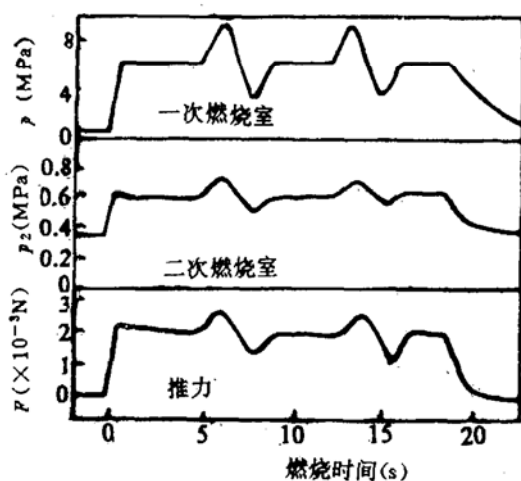


图9 燃气发生器压力(p_1)、补燃室压力(p_2)和推力(F)随时间的变化

了指令信号为6 MPa,并两次给定 $p_{\max} = 8.7 \text{ MPa}$ 、 $p_{\min} = 3.3 \text{ MPa}$ 的正弦信号时,SFJ型燃烧器

的实验结果。燃气发生器中的压力 p_1 按指令信号变化,燃烧18s后结束。补燃室压力 p_2 也与之对应变化,得到相应的推力变化。也就是说,压力 p_1 受指令信号控制,反过来它又控制可燃气体生成量,从而达到了控制与补燃室中空气的燃烧量的目的。这些结果表明,SDR的燃烧能以十分敏感的速度反应飞行体高度和速度的迅速变化,具有实用可靠的推力可控制特性。

8 对今后研究工作的建议^[5,6]

已有的理论与实验研究结果表明,SDR能大幅度提高SRM性能,将它用于通过大气飞行的新一代超音速飞行体已成为人们普遍关注的新技术。“流量可控型SDR”,在高度变化时,可燃气体与空气混合比率仍能保持最佳燃烧状态。固体燃料的燃速依赖于压力,通过改变压力便可使燃气生成率改变。通过改变燃气发生器喷管喉部面积,很容易控制燃烧室压力,从而达到有效控制生成率的目的。

燃气发生器的设计一定要尽可能使用包含高压指数和能产生大量可燃气体的固体燃料。本文前已提及的叠氮化高分子物质GAP是一种高能物质,可用于“流量可控型SDR”,它的燃速能根据指令压力信号产生相应量的可燃气体。燃烧温度要选择适当,不能太高,也不能太低。因为既要保护流量控制装置不被烧坏,又要保证与补燃室中空气混合以后能可靠点火。

“流量可控型SDR”的开发研究中还有许多技术问题需要解决。为了保证SDR正常工作,需要利用空气入口段将空气压入补燃室,为此,必须考虑通过助推火箭将弹体加速到超音速。助推火箭装在SDR后部,需要考虑解决加速段结束后与弹体的分离问题。另外,由于发动机系统的长度增加,所以实际应用也还困难。

尽管SDR需要燃气发生器和补燃室,但由于助推阶段补燃室并不使用,所以可以充分利用这一空腔,向整机小型化方向发展。即在燃烧空腔中装入助推用固体推进剂,发射时作为助推器使用。这样,在助推段结束,弹体加速到规定马赫数后,燃气发生器便开始工作,与此同时,空气通过入口处进入补燃室,进行二次燃烧。为此,需要研究能将助推喷管适时分离的SDR用喷管转换机构,而且这时必须将空气入口处的孔盖准时打开,以便空气进入。以这种方式工作的发动机称为整体式固冲火箭发动机(IRR)。由于它可使发动机系统小型化,所以已成为人们普遍关注的研究对象。

图10给出了“流量可控型SDR”整体结构。从中可以看出,它的燃气发生器与补燃室之间装有流量控制装置,发射用的火箭推进剂也已经IRR化。助推器在工作过程中,由于喷喉面积因冲刷而不断增大,所以必须采取措施保证助推器工作结束时,喷喉面积扩大不超过冲压喷管。在助推段结束、孔盖被打开后,空气从入口处通过激波被压缩,然后导入补燃室。同时,燃气发生器点火,SDR开始工作。为了使SDR迅速达到实际应用阶段,作者认为,还必须对以下技术问题积极认真地开展广泛深入研究^[7]。

1) 燃气发生器:(1) 以高能物质组成的燃料组份(AP/HTPB; NG/NC; 高能高分子物质(叠氮氮聚合物); 硼、铝、镁、锆、钛等金属); (2) 燃烧气体的热化学特性(化学组成与燃烧温度); (3) 燃烧特性(r 与 p_c 、 n 和 a 的关系)。

2) 流量控制装置:(1) 机械控制机构(面积可变喷管; 面积与位移之关系); (2) 喷

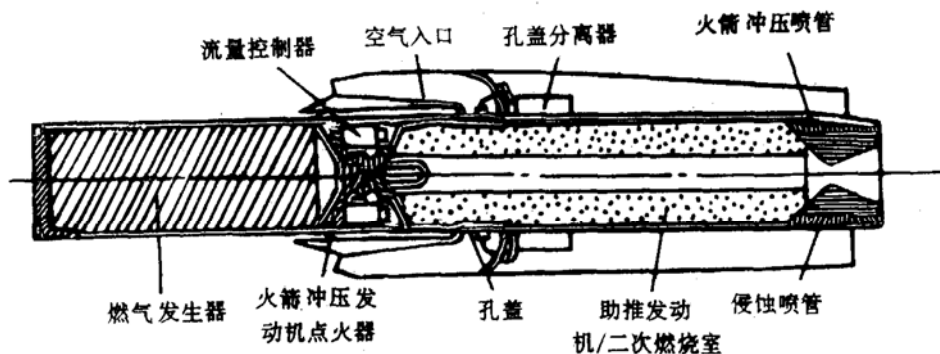


图10 流量可控型SDR的整体式结构

管耐热材料（碳、钼和陶瓷）。

3) 超音速空气入口段：(1) 最佳气动外形设计（亚、跨和超音速流动；流动与燃烧的干涉）；(2) 形状（颧形、侧面形和组合数目；电磁流体效果）。

4) 助推器整体结构（或称分离型）：(1) 孔盖（爆破型、可燃型或耐热型）；(2) 推进剂（发烟、少烟和无烟性）；(3) 耐热材料（耐热型；燃料兼冲刷效果；推进剂开槽产生的绝热效果）。

5) 助推喷管和冲压喷管：(1) 喷管构成（分离型、无喷管型或侵蚀型）；(2) 喷管材料（助推喷管：碳、推进剂或可燃高分子物质；冲压喷管：碳、陶瓷、钛或高分子物质）。

6) 补燃室：(1) 燃烧效率 η_c （ e ；空气燃料混合过程； L^* ；硼以及金属粒子的燃烧效果）；(2) 点火方式（火药点火或电点火）；(3) 燃烧稳定性（振荡燃烧；与空气流干涉造成的不稳定燃烧（蜂音）；着火或熄火）。

7) 燃烧风洞试验设备：(1) 燃烧实验方式（DCF型；SFJ型或FJF(Free Jet Flow)型）；(2) 容量（空气流量；供给压力、反压（扩压器）；空气加热（温度、湿度）；燃烧实验持续时间）。

8) 实验结果评价：(1) 燃烧效率（ F 、 p_c 和 T_c ；着火速度极限；燃气发生器气体生成量；比冲）；(2) 空气入口（流入空气量；激波的干涉；恢复压力）。

参 考 文 献

- 〔1〕 顾炎武。整体式固体火箭冲压发动机在面空导弹上的应用分析。推进技术，1990(2)
- 〔2〕 戴耀松。固体火箭-冲压发动机的研究进展。推进技术，1987(5)
- 〔3〕 Chong D L, Yang V and Kou K K. Simulations of Three-Dimensional Turbulent Reacting Flows in Solid-propellant Ducted Rocket combustors. AIAA-88-3042
- 〔4〕 龚士杰。GAP推进剂综述。推进技术，1991(1)
- 〔5〕 梁守繁，王树声。冲压发动机展望。推进技术，1986(1)
- 〔6〕 成楚之。防空导弹应用固冲发动机的两个重要研究方向，推进技术，1987(6)
- 〔7〕 久保田浪之介。ダクトドケットの技術展望。日本航空宇宙学会，1991，39(445)