

# 地空导弹对冲压发动机的要求

于守志 王绍卿

## 摘 要

本文从地(舰)空导弹的弹道要求出发,分析了地空弹道对冲压发动机的特殊要求。提出了冲压发动机大攻角飞行的必要性。并讨论了燃油调节规律及方案选取,及选用具有总压孔的喷油杆雾化装置的优缺点。提出了一些有益的结论。

## 符 号 表

|                                |                                       |
|--------------------------------|---------------------------------------|
| $a, b$ ——系数                    | $P_H$ ——大气静压                          |
| $A_d$ ——弹身参考面积                 | $P_O$ ——进气道正冲波后总压                     |
| $C_{YPH}^{max}$ ——法向平衡最大升力系数导数 | $\overline{P}_A, \overline{P}_B$ ——系数 |
| $F$ ——喷油嘴截面积                   | $\Delta P$ ——喷油嘴压降                    |
| $f$ ——油气比                      | $q_H$ ——来流流动压头                        |
| $F_1$ ——发动机进气道进口面积             | $R$ ——气体常数                            |
| $G$ ——弹体重量                     | $R_F$ ——冲压发动机推力                       |
| $G_B$ ——空气流量                   | $T_A$ ——低温限制值                         |
| $G_f, G_{f1}$ ——燃油流量           | $T_B$ ——高温限制值                         |
| $H$ ——高度                       | $T_H$ ——大气静温                          |
| $k$ ——比热比                      | $T_{OH}$ ——大气总温                       |
| $L$ ——斜距                       | $\alpha_{max}$ ——最大攻角                 |
| $M_H$ ——导弹飞行马赫数                | $\mu$ ——喷油嘴流量系数                       |
| $N_k$ ——可用过载                   | $\rho_1$ ——燃油密度                       |
| $P_4$ ——燃烧室压力                  | $\sigma_H$ ——发动机进气道流量系数               |
| $P_c$ ——调节器阀门后控制压力             | $\sigma_n$ ——进气道正冲波压力恢复系数             |
|                                | $\pi(\lambda_H)$ ——气动函数               |

## 一、前 言

利用固体火箭发动机作为动力装置的地空弹,因为固体推进剂本身含有燃料及氧化剂,不需要外界空气作为氧化剂,发动机推力大小与导弹飞行速度无关,高度的影响也很小。而冲压发动机则不然,它的氧化剂取自大气,其推力大小受到导弹飞行高度及速度的极大影响。其设计也较为复杂。在总冲相同的情况下,前者推进剂的重量远远大于后者燃料重量。因而使用冲压发动机的导弹有较大的射程。众所周知,冲压发动机具有的良好高空特性,使

得射程较大的地空、舰空、岸舰及舰舰等战术导弹用动力装置应优先选用冲压发动机。本文以地空弹为例分析讨论了对冲压发动机的特殊要求。

## 二、对冲压发动机进气攻角的要求

通常，冲压发动机轴线与导弹轴线是平行安置的。所以导弹飞行中攻角的变化量就是冲压发动机进气道进气攻角的变化量。在有攻角的情况下，降低了冲压发动机的进气量和扩压器效率，直接影响发动机的性能。下面分析地空导弹对冲压发动机进气攻角的要求。

众所周知，冲压发动机在高空具有良好的经济性，而在低空则耗油较多。计算和分析表明，为了节油，发动机要尽可能在较短的时间内爬升到发动机允许的最大工作高度。当接近目标时再俯冲击毁目标。当然，应以不丢失目标为前提。另外，从导弹的机动能力来看，要求越大越好，这样追击目标能力强，命中目标可靠性高。机动能力的大小以可用过载  $N_k$  表示。

$$N_k = \frac{C_{yPH}^{\alpha_{max}} \cdot q_H \cdot A_d + R_F / 57.3}{G} \cdot \alpha_{max} \quad (1)$$

从上式的分析或计算可以得出结论，冲压发动机可用过载随最大攻角  $\alpha_{max}$  的增加而增加。为了使地空导弹有最大的可用过载，导弹要求冲压发动机能在尽可能大的进气攻角下稳定的工作。从上式还可看出，增加推力和动压头（增加导弹飞行速度）也可提高导弹的可用过载。

## 三、对冲压发动机燃烧室压力的要求

为了打击空中目标，尤其是飞行高度较高的空中目标，例如战斗机、轰炸机及高空侦察机，必须研究适合于高空飞行的冲压发动机燃烧室。显然，冲压发动机的燃烧室压力随高度的增加而减小。因此研究燃烧室在低压下的燃烧室低压燃烧是十分重要的课题。举例说明如下：

对某地空弹冲压发动机燃烧室的热力计算表明，在低空及高空状态下燃烧室压力变化可达8.7~19倍之多。具体计算结果如下：

$$H = 0; M_H = 2.00; P_4 = 427.6 \text{ kN/m}^2。$$

$$H = 20 \text{ km}; M_H = 2.90; P_4 = 49.03 \text{ kN/m}^2。$$

$$H = 25 \text{ km}; M_H = 2.90; P_4 = 22.36 \text{ kN/m}^2。$$

从以上数据可以看出，冲压发动机燃烧室压力变化很大。如何选取设计点，如何保证低压燃烧室正常燃烧都是重要的研究课题。显然，这就需要有模拟高空的试车台。

## 四、对冲压发动机燃油调节规律的要求

通常，冲压发动机用在不同的导弹上其燃油调节规律不同。对同一导弹来说，不同的弹道要求有不同的燃油调节规律。在众多的燃油调节规律中，这里着重对地空弹所需的燃油调节规律进行分析。众所周知，地空弹用冲压发动机的最大特点之一是燃油流量变化范围大。例如某一地空导弹的接力点高度为1 km，接力点马赫数为2，导弹飞行的最高高度为20 km，马赫数为2.9。通过计算得知，在接力点处的发动机燃油流量约为高空时的7.9倍。在这种情况下，如果采用通常所用的离心式喷嘴或是直流式喷嘴，它的燃油流量如下式：

$$G_{f1} = \mu F \sqrt{2\rho_1 \Delta P} \quad (2)$$

显然, 这样的喷嘴在高空及低空时喷嘴压降变化高达62倍之多。在保证喷雾质量良好的前提下, 即使采用两级喷嘴方案也很难满足设计要求。况且这样的喷嘴方案设计是十分复杂的。从公式(2)还可以看出, 对燃油流量变化范围不大的海防型导弹来说, 在使用离心式或直流式喷嘴时, 燃油调节器所调节的燃油压力即使有些偏差, 燃油流量的偏差也不会很大, 这是因为燃油流量与喷嘴压降的二分之一次方成正比。可以说对这种导弹的燃油调节器要求的调节精度较低。

我们的研究表明, 对燃油流量变化范围大的地空导弹来说, 可以采用具有总压孔的喷油杆。文献[1]指出, 这种喷油装置的燃油流量对油压变化十分敏感, 它具有十分陡峭的流量特性, 这就要求它的燃油调节器精度十分高。这对燃油流量变化大的地空弹来说是十分需要的。下面着重分析与具有总压孔的喷油杆相匹配的燃油调节器的调节规律。

某燃油流量可以表示为:

$$G_f = P_c \cdot F(P_c) \quad (3)$$

式中 $F(P_c)$ ——调节器非线性修正系数。

冲压发动机进气道空气流量 $G_B$ 为:

$$G_B = M_H \cdot \sqrt{\frac{k}{RT_H}} \cdot P_H \cdot \varphi_H \cdot F_1 \quad (4)$$

进气道正冲波后总压 $P_O$ 为:

$$P_O = P_H \cdot \frac{\sigma_n}{\pi(\lambda_H)} \quad (5)$$

油气比为:

$$f = \frac{G_f}{G_B} = \frac{P_c}{P_O} \cdot \frac{\sqrt{T_H}}{F_1} \cdot \sqrt{\frac{R}{k}} \cdot \frac{\sigma_n}{\pi(\lambda_H) \cdot M_H \cdot \varphi_H} \cdot F(P_c) \quad (6)$$

式中 $\frac{P_c}{P_O}$ 与选取的燃油调节规律有关。通常是 $T_{OH}$ 的函数。可以表示为:

$$\frac{P_c}{P_O} = \overline{P_A} \quad (\text{当 } T_{OH} \leq T_A \text{ 时}) \quad (7)$$

$$\frac{P_c}{P_O} = a + b \cdot T_{OH} \quad (\text{当 } T_A < T_{OH} < T_B \text{ 时}) \quad (8)$$

$$\frac{P_c}{P_O} = \overline{P_B} \quad (\text{当 } T_{OH} \geq T_B \text{ 时}) \quad (9)$$

式中:  $\overline{P_A}$ 、 $\overline{P_B}$ 、 $a$ 、 $b$ 、 $T_A$ 及 $T_B$ 取决于导弹对燃油调节规律的要求。通常在低空时马赫数较小,  $T_{OH}$ 也较小,  $\overline{P_A}$ 取值较大,  $f$ 也大。这样发动机推力大, 导弹加速较快。当 $T_{OH}$ 大于某个限制温度 $T_B$ 时,  $\overline{P_B}$ 取较小的数值, 因为这时导弹的热负荷大, 如不适当地减小油气比 $f$ , 导弹有过热烧坏的危险。 $a$ 与 $b$ 取决于在 $T_A$ 与 $T_B$ 之间的油气比 $f$ 变化规律。由整个导弹加速度特性决定。当然也可以不用公式(8)的线性变化规律而选用其它规律, 但这样会造成对调节器提出更高的要求。式中 $F(P_c)$ 近似等于1, 可以取 $F(P_c) = 1$ 。

综上所述, 地空弹对燃油调节器的要求是燃油流量变化范围大及对调节精度要求高。

## 五、燃油雾化装置的选择

如何提高燃烧室燃烧效率, 增加推力对于冲压发动机设计来讲是十分重要的。因为它直接影响整个导弹的飞行性能。而燃油雾化装置的选取, 又是冲压发动机燃烧室设计中关键问题之一。燃油雾化的优劣直接影响效率及推力。前面的分析已经指出, 用冲压发动机的地空弹在高空和低空时燃油流量变化可达7.9倍之多。采用普通喷嘴很难满足燃油流量的要求, 同时也很难保证良好雾化的要求。这就会降低燃烧效率及推力。这里建议采用具有总压孔的喷油杆作为燃油雾化装置。文献〔1〕详细论述了这种喷油杆的特性及设计方法。另外, 大量的雾化试验证明, 这种喷油杆在喷嘴压降很低时也同样具有良好的雾化特性。甚至比大喷嘴压降时的雾化特性更好。例如某直流式喷嘴出口孔为0.8mm, 在横向气流中喷油, 气流速度为100m/s。当喷嘴压降小于68.6kN/m<sup>2</sup>时就出现这种情况。具体测试结果表明, 当喷嘴压降为9.81kN/m<sup>2</sup>时, 雾化直径 $D_{50} = 25\mu\text{m}$ ; 而当喷嘴压降为49kN/m<sup>2</sup> (0.5kgf/cm<sup>2</sup>) 时,  $D_{50} = 31\mu\text{m}$ 。这种喷油装置的雾化主要是气动雾化, 与喷嘴压降关系较小。冲压发动机在高空工作时, 因为气流速度大, 所以仍然可以得到良好的雾化效果。这是一般喷嘴不具备的特点。由此可以得出结论, 地空弹采用冲压发动机作为动力装置的同时, 也应采用具有总压孔的喷油杆作为燃油雾化装置。还应指出, 虽然这种雾化装置的高低空雾化特性均好, 但在高空时燃油浓度分布不甚均匀。这在喷油杆设计中应预先设计好。同时做有关的试验研究。

## 六、应用举例

用本文分析方法对某地空型导弹进行了弹道空域计算, 得到令人满意的结果。如图1所示。计算结果表明, 本文提出的地空弹对冲压发动机的要求是正确的。计算分析方法是可用的。

在该型号导弹空域计算中, 所使用的与本文有关的参数为:

$$\begin{aligned} \overline{P}_A &= 0.95; & \overline{P}_B &= 0.4; \\ a &= 16.9; & b &= -0.0275; \\ T_A &= 580\text{K}; & T_B &= 600\text{K}. \end{aligned}$$

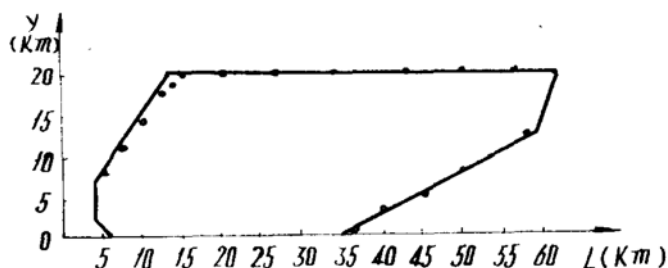


图1 某地空导弹空域图

## 七、结论

1. 冲压发动机特别适用于远射程地空型导弹的动力装置。尤其适用于飞行高度大的导弹。
2. 地空导弹要求冲压发动机能在尽可能大的飞行攻角下工作。因此研究能在大攻角下工作的冲压发动机是十分必要的课题。
3. 研制高马赫数下工作的冲压发动机是提高导弹机动能力的良好办法。
4. 低压燃烧的研究是地空型冲压发动机重要的研究课题。

5. 具有总压孔的喷油杆是地空型导弹用冲压发动机燃烧室良好的雾化装置。
6. 研究燃油流量变化范围大且转变高的燃油调节器是十分需要的。

### 参 考 文 献

- 〔1〕 王绍卿、孙万利、蒋志芳：具有总压孔的喷油杆研究。《自动飞行技术》，1985年第3期。