

小型业余固体火箭发动机设计范本

科创航天局 李楠

摘要：本文根据个人经验，以具体实例的方式，叙述了一台简单固体火箭发动机的设计流程。文中对发动机各参数的选择、计算进行了较为详细的说明。
目的在于倡导火箭爱好者在火箭的设计、制作方面更加的科学化，精细化。

关键词：固体火箭发动机

一、设计要求

- 1、拟设计一台总冲(I_t)在 600N·S 左右的固体火箭发动机
- 2、发动机既定采用 KNDX 为燃料
- 3、发动机的设计推力曲线应尽量平缓，推力均匀
- 4、发动机的设计应考虑将来发动机用于可导火箭的兼容性
- 5、发动机要考虑与开伞设备的兼容性

二、基本参数估算

1、推进剂用量估算

KNDX 实际密度取 1.8 g/cm³ 比冲(I_{sp})试取 120S

则所需推进剂质量为

$$M = \frac{I_t}{9.8 I_{sp}} = 600 / 9.8 * 120 = 0.5102 \text{kg} = 510.2 \text{g}$$

推进剂体积：

$$V = 510.2 / 1.8 = 283.4 \text{cm}^3$$

2、发动机几何尺寸估算

初步假设发动机长径比为 5：1

燃料内孔 15mm

则发动机尺寸应满足

$$V = 1/4 \pi (D_i^2 - d^2) H \quad (1)$$

$$H/D_i = 5 \quad (2)$$

其中 V ——燃料体积

D_i ——发动机内径

d ——燃料内孔直径

H ——发动机长度

将数据代入式 (1) (2) 计算得(求解一个一元三次方程)

发动机内径 $D_i=43.45\text{mm}$

发动机长度 $H=217.25\text{mm}$

三、参数计算

上面的计算结果，仅仅是为了明确发动机规格的大方向，还不能满足火箭设计的需要，因此，在下面的设计过程中，主要是围绕上面得出的结果，以 SRM 计算软件为平台，确定发动机、药柱的具体尺寸。

1、发动机、药柱基本尺寸的确定

将上述计算结果进行圆整代入 SRM，同时细微调整药柱尺寸、数量，使压力曲线平缓，在本方案中，确定药柱方案如下：

药柱外径：42mm

药柱内径：15mm

单段药柱长度：70mm

药柱数量：3

喷燃比变化如右图 1：

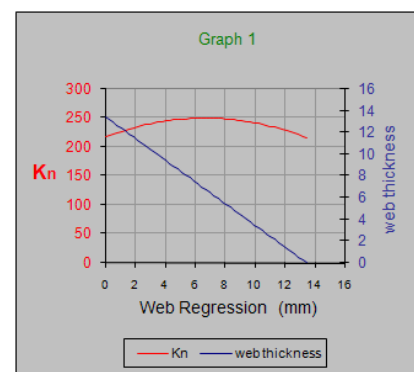


图 1

发动机内径：45mm（计算时应使用 42mm，留有 3mm 做隔热层）

喉口直径初步选择:10 mm 初始喷然比 218

压力曲线如右图 2：

最大压力：4.6MPa

燃烧时间：1.352S

最大推力：498N

平均推力：424N

总冲:618 NS

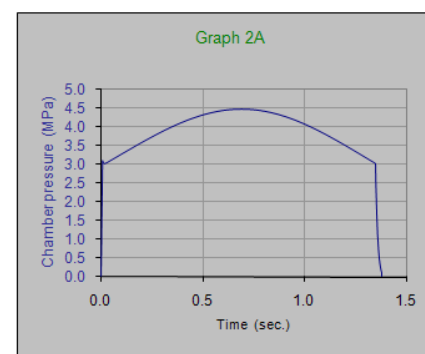


图 2

下面是 SRM 计算的截图：

基础数据和计算

标题: 例如火箭发动机
使用KNDX推进剂

Motor chamber:

Dc 42 mm Chamber diameter (inside) [燃烧室内径]
Lc 220.0 mm Chamber length (inside) [燃烧室长度]
Vc 304797 mm³ Chamber volume (empty) [燃烧室容积]

药柱相关:

燃料类型 1 1=KNDX(65/35), 2=KNSO (65/35), 3=其他燃料

Do 42.00 mm 药柱外径(初始)
do 15 mm 药柱中空直径(初始)
Lo 70.00 mm 单端药柱长度(初始)
N 3 Number of segments (使用几段上述药柱)
1=暴露, 可引燃, 0=不暴露, 不能被点火引燃
1=暴露, 可引燃, 0=不暴露, 不能被点火引燃
1=暴露, 可引燃, 0=不暴露, 不能被点火引燃
Ends(横截端面): 1 Grain length (initial) [药柱总长度]
Lgo 210 mm Grain volume (initial) [药柱体积]
Vg 253833 mm³ Volumetric loading fraction [药柱体积与燃烧室容积的比]
Vf 0.833 Grain ideal density [燃料理论密度]
p' grain 1.879 g/cm³ Density ratio (actual/ideal) [真实密度与理论的比]
p grain 1.804 g/cm³ Grain actual density [计算出的实际密度]
m grain 0.458 kg Grain mass (initial) [燃料质量]
Abeo 7252 mm² End burning area (initial) [总横截面面积]
Abco 9896 mm² Core burning area (initial) [中空面积]
Abo 0 mm² Outer surface burning area (initial) [外径表面积]
Abo 17148 mm² Total burning area (initial) [总可燃面积]

Nozzle:

Kno[最初喷嘴比] 218 Ratio of Burning area / throat area (initial) Kn max 250
Ato[喉喉面积] 79 mm² Throat cross-section area (initial) Kn min 216
Dto[喉喉直径] 10.008 mm Throat diameter (initial) Kn avg 239

e 0.0 mm Nozzle erosion [喷嘴腐蚀厚度]
Dtr 10.01 mm Throat diameter (final) [喷嘴腐蚀后直径]

Solve 1 0.00

Graph 1

Rocket Motor chamber pressure [火箭发动机工作压力]

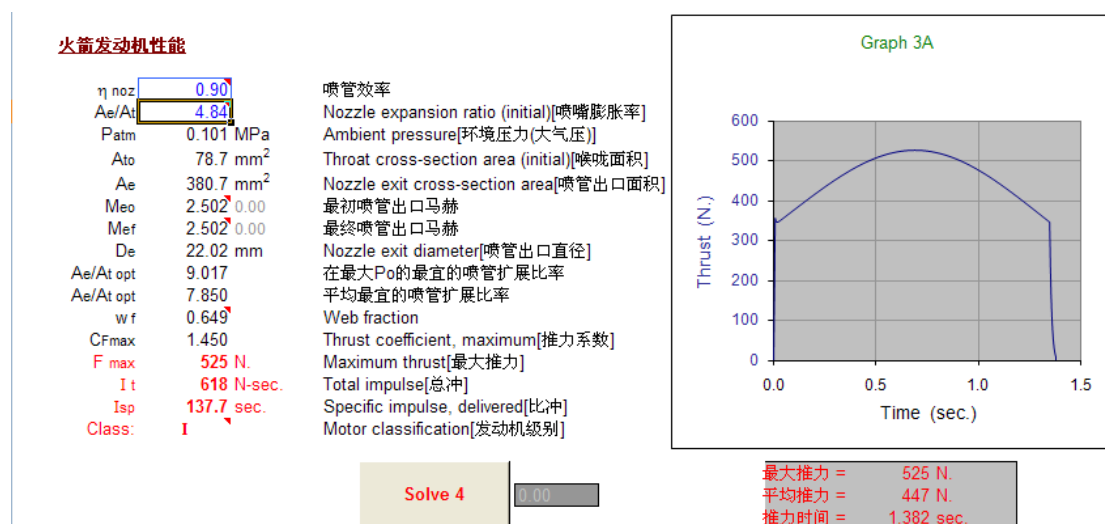
R' 8314 J/mol-K Universal gas constant [气体常数]
M 42.39 kg/kmol Effective molecular wt. of products [摩尔质量]
R 196.1 J/kg-K Specific gas constant [气体常数]
k 1.043 Ratio specific heats, avg. value [比热平均值]
ηc 0.95 Combustion efficiency [燃烧效率]
To 1710 K 理想燃烧温度
To act 1625 K 实际燃烧温度
Patm 0.101 MPa 环境压力 (标准大气压)
c* [特征速度] 916 m/s Characteristic exhaust velocity
G* 6 Propellant erosive burning area ratio threshold
kv 0 Propellant erosive burning velocity coefficient

Graph 2A

Solve 2 0.00 **Solve 3** 0.00 <= Note: In case of non-convergence

xinc 0.0162 mm

最大压力 = 4.60 MPa
燃烧时间 = 1.352 s.
推力时间 = 1.382 s.



2、发动机结构设

(1) 发动机壁厚计算

由上面的计算结果知：

发动机最大工作压力 $P_{max}=4.6\text{ MPa}$

壁厚由以下公式进行计算：

$$\delta = \frac{D_i}{2} \left(\sqrt{\frac{3[\sigma] + P_{m'}}{3[\sigma] - 4P_{m'}}} - 1 \right) \quad (3)$$

其中： $[\sigma]$ 为材料在相应温度下的许用应力，单位 MPa。

对于铝合金 $[\sigma] = \sigma_{0.2}/K$ ，K 为安全系数取 1.1~1.25。

D_i 为发动机内径，单位 mm。

δ 为发动机理论壁厚，单位 mm。

$$P_{m'} = P_{max} \times K_p \times K_t \quad (4)$$

K_p ——由于零件装配误差产生的压力跳动系数

K_t ——环境温度分别为 50℃ 和 20℃ 时燃气最大压力的比值。

K_p 取值为 1.1~1.2, K_t 的数值一般由实验得出, 在此本人根据相关资料保守取值 1.5。

本设计中, 采用 LY12(现在叫 2A12, 相当于 2024)铝合金作为发动机壳体材料, 虽然 LY12 并不是最好的发动机铝合金材料, 但是 LY12 管材市场上较容易买到, 相关数据也较为充足, 所以在此予以采用。

LY12 铝合金管材在 300 摄氏度时的 $\sigma_{0.2}$ 资料并不确切 (机械设计手册上棒材相应数据为 115Mpa), 在此亦根据本人经验, 短期强度姑且定为 110Mpa。

将各数据代入公式计算:

$$P_m' = P_{\max} \times K_p \times K_t = 4.6 \times 1.1 \times 1.5 = 7.59 \text{ Mpa}$$

$$[\sigma] = \sigma_{0.2} / k = 110 / 1.2 = 91.6 \text{ Mpa}$$

$$\delta = \frac{D_i}{2} \left(\sqrt{\frac{3[\sigma] + P_m'}{3[\sigma] - 4P_m'}} - 1 \right) = \frac{45}{2} \left(\sqrt{\frac{3 \times 91.6 + 7.59}{3 \times 91.6 - 4 \times 7.59}} - 1 \right) = 1.684 \text{ mm}$$

则发动机外径 $D_o = 1.684 \times 2 + 45 = 48.368 \text{ mm}$

此外, 由于壳体螺纹加工余量、加工精度、标准铝管系列等问题, 发动机外径定为 52mm。

(2) 连接结构设计。

首先, 在进行连接结构设计的同时, 进行发动机草图的绘制。

本设计中喷管及堵头采用螺纹连接的方式与发动机壳体固定, 所需螺纹长度计算如下:

在发动机的工作过程中, 连接螺纹同时受到弯矩、剪切应力、及挤压应力的共同作用, 其中, 弯矩是限制螺纹长度的主要因素, 所以在此以弯矩校核螺纹长度。

A、弯矩校核

$$n_{\sigma} = 0.721 \frac{d_2 \times F_{m\tau}}{t[\sigma]} \quad (4)$$

n_6 ——保证抗弯强度需要的螺纹圈数

d_2 ——螺纹中径

t ——螺距

$[\sigma]$ ——抗弯许用应力

关于铝合金的抗弯许用应力，个人查阅了许多资料也未获得，仅有下面的只言片语“铝合金抗弯强度级低，为 $10 \sim 35 \text{Mpa}$ ”因此这里的螺纹长度只能估算，然后试验验证了。

本发动机采用普通细牙螺纹，螺距 1.5mm 、螺纹大径 47mm 、中径 46.026mm

$$n_6 = 0.721 \frac{d_2 \cdot P_m}{t[\sigma]} = 0.721 \frac{47 \cdot 7.59}{1.5 \cdot 25} = 6.8$$

同样，由于加工公差，螺纹工艺，高温影响等因素，真正的螺纹圈数应比计算值取得较大，由下式计算。

$$N = 1.5n_6 + 4 = 1.5 \cdot 6.8 + 4 = 14.2 \text{ 圈}$$

$$\text{螺纹长度 } L = Nt = 14.2 \cdot 1.5 = 21.3 \text{mm} \quad \text{取 } 20 \text{mm}$$

(3) 堵头厚度计算

堵头厚度按平板封头进行计算

$$\delta = D \sqrt{\frac{K P_m}{[\sigma]}} \quad (5)$$

δ ——平板封头厚度 (mm)

D ——计算直径 (mm)

K ——封头系数 (在此可取 0.3)

$[\sigma]$ ——封头材料许用应力 (Mpa)

代入数值计算：

$$\delta = 45 \sqrt{\frac{0.3 \times 7.59}{70}} = 8.11 \text{mm}$$

$$\delta = 45 \sqrt{\frac{0.3 \times 7.59}{91.6}} = 7.09 \text{mm}$$

上式中的计算值，对于喷管，按 45#钢（或 304）不锈钢在高温下取 70Mpa 进行计算的。喷管本身为椎体结构，受力较平板要好，且喷管处的压力较燃烧室内小很多，因此个人认为，喷管喉口以前部分，厚度在 5mm 左右即可。

对于上堵头，为平板结构，为降低发动机重量，采用铝合金，需要有良好的隔热措施，计算厚度不小于 7.1mm。

至此，发动机整体设计完毕，发动机的细节在此就不做更多的说明，结构请参见附件图纸。

参考文献

- [1] 杨世铭，陶文铨主编. 传热学. 第三版. 北京：高等教育出版社，1998
- [2] 邱信立，廉乐明、李力能主编. 工程热力学. 第三版. 中国建筑工业出版社，1992
- [3] 蔡增基，龙天渝主编. 流体力学泵与风机. 第四版 .中国建筑工业出版社，1999
- [4] 杨可桢，程光蕴，李仲生主编. 机械设计基础. 第五版. 北京：高等教育出版社，2006
- [5] 刁玉玮主编. 化工设备机械基础. 第六版. 大连理工大学出版社，2006

最重要，参考最多的，还是科创在线中的大量资料和 KCER 们的各种心得，感谢科创论坛提供的良好氛围！文中难免有许多不足和错误，请大家指正。

科新社 编印 2009 年