



课程设计说明书



院（系）名 称： 宇 航 学 院

学 生 姓 名： 李 东 来

学 号： 12151075

专 业 名 称： 飞行器动力工程（航天）

指 导 教 师： 张 黎 辉

2016. 1. 22

课 程 设 计 任 务 书

一、课程设计题目：

设计实验用液体火箭发动机推力室

二、课程设计题目的原始数据及设计技术要求

推力：500N

燃料：气氧+75%酒精

余氧系数： $\alpha = 0.8$

燃烧室压力：2MPa

出口压力：0.1MPa

三、课程设计任务：

1 进行热力计算、推力室结构参数计算：确定圆柱形燃烧室直径、长度，喉部直径，喷管收敛段、扩张段长度，喷管出口直径。

2 进行喷嘴设计、推力室水冷却计算。

3 详细设计并绘制推力室部件总图。

4 零件设计：

5 撰写设计说明书。

四、课程设计日期：自 2015 年 12 月 14 日至 2016 年 1 月 22 日

学 生： 李 东 来 指 导 教 师： 张 黎 辉

班 级： 121516 教 研 室 主 任：

目录

1.设计参数	1
2.推力室参数计算结果	1
3.推力室结构参数计算	1
4.推力室头部设计	3
4.1 燃料喷嘴设计	3
4.2 氧化剂喷嘴:	3
5.推力室身部设计	4
5.1 推力室圆筒段冷却计算	4
5.1.1 燃气的气动参数	4
5.1.2 计算燃气与内壁面的对流换热密度	4
5.1.3 计算燃气与内壁面的辐射热流密度	5
5.1.4 计算总热流密度、总热流量及冷却剂流量	6
5.1.5 确定冷却通道参数	6
5.1.6 计算内壁面和外壁面温度	6
5.2 推力室喉部冷却计算.....	7
5.2.1 燃气的气动参数	7
5.2.2 计算燃气与内壁面的对流换热密度	7
5.2.3 计算燃气与内壁面的辐射热流密度	8
5.2.4 计算总热流密度、总热流量及冷却剂流量	8
5.2.5 确定冷却通道参数	9
5.2.6 计算内壁面和外壁面温度	9
6.推力室强度校核	10
6.1 推力室圆筒段强度校核	10
6.2 喷管强度校核	10
7.点火器设计	11
8.螺栓强度校核	12
9.整体结构分析	12

9.1 头部结构	12
9.2 喷注器	13
9.3 点火器	13
9.4 推力室	13
9.6 密封结构	13
10.感悟	14
参考文献	15

1.设计参数

推力: $F_{tc} = 500N$

推进剂: 气氧+75%酒精

余氧系数: $\alpha = 0.8$

燃烧室压力: $p_c = 2MPa$

出口压力: $p_e = 1atm$

2.推力室参数计算结果

化学当量混合比 $r_{m0} = 1.485$, 实际混合比 $r_{mc} = 1.188$, 地面理论比冲 $I_{stcth} = 2317.87m/s$, 特征速度 $c^* = 1649.35m/s$, 扩张比 $\varepsilon_e = 3.635$ 。

	燃烧室圆筒段	喷管入口截面	喷管喉部截面	喷管出口截面
压强 (MPa)	2	2	1.1552	0.1013
燃气温度 T_g (K)	3006.1628	3006.1628	2845.8860	1958.8180
C_p (kJ/(kg·K))	2.296	2.296	2.28	2.131
Pr	0.5881	0.5881	0.5967	0.7266
燃气粘度 (kg/(m·s))	0.00010	0.00010	0.00010	0.00007
绝热比热比 k	1.1479	1.1479	1.1478	1.2028
二氧化碳摩尔分数	0.1704416	0.1704416	0.1795622	0.1856942
水蒸气摩尔分数	0.5630810	0.5630810	0.5756593	0.5834841

3.推力室结构参数计算

取燃烧室效率 $\eta_c = 0.96$; 喷管效率 $\eta_n = 0.96$ 。

推力室总质量流量为: $q_{mc} = \frac{F_{tc}}{I_{stcth}\eta_c\eta_n} = 0.234kg/s$

从而得出:

推力室氧化剂质量流量: $q_{moc} = q_{mc} \times \frac{r_{mc}}{r_{mc}+1} = 0.127kg/s$

推力室燃料质量流量: $q_{mfc} = q_{mc} - q_{moc} = 0.107kg/s$

喷管喉部面积: $A_t = \frac{c^* \cdot q_{mc}}{p_c} = 1.930 \times 10^{-4}m^2$

喉部直径 $D_t = \sqrt{\frac{4A_t}{\pi}} = 15.68mm$, 圆整取 $D_t = 16mm$, 则 $A_t = 2.01 \times 10^{-4}m^2$

取燃烧室的特征长度 $L = 2.4m$

燃烧室容积 $V_c = L \times A_t = 4.8255 \times 10^{-4}m^3$

利用燃烧室收缩比求燃烧室直径

取燃烧室收缩比为 $\varepsilon_c = 16$ 则燃烧室横截面积为: $A_c = \varepsilon_c A_t = 3.217$

$\times 10^{-3}m^2$ 燃烧室直径为: $D_c = \sqrt{\varepsilon_c} \cdot D_t = 64mm$

设计推力室喷管双圆弧收敛段型面

选择 $R_1 = 1.5R_t = 11.76mm$, 圆整取 $R_1 = 12mm$

选择 R_2 , 取 $\rho = 2.5$, 则 $R_2 = \rho R_c = \rho \sqrt{\varepsilon_c} R_t = 80mm$

则收敛段长度为: $L_{c2} = R_t \sqrt{(k + \rho \sqrt{\varepsilon_c})^2 - [(\rho - 1)\sqrt{\varepsilon_c} + k + 1]^2}$

式中, $k = 1.5$, $\rho = 2.5$, $\varepsilon_c = 16$, 则计算得 $L_{c2} = 61.96mm$ 。圆整取 $L_{c2} = 62mm$

以 R_1 和 R_2 所作圆弧切点的位置为 $h = \frac{k}{k + \rho \sqrt{\varepsilon_c}} L_{c2} = 8.09mm$

$$H = L_{c2} - h = 53.91mm$$

$$y = kR_t + R_t - \sqrt{k^2 R_t^2 - h^2} = 11.14mm$$

收敛段容积为: $V_{c2} = 1.17982385 \times 10^{-4}m^3$

燃烧室圆柱段的长度为: $L_{c1} = \frac{V_c - V_{c2}}{A_c} = 113.33mm$, 圆整取 $114mm$

喷管扩张段直径 $D_e = \sqrt{\varepsilon_e} \cdot D_t = 30.505mm$, 圆整取 $32mm$

喷管扩张段与喉部截面之间用半径 $R_3 = D_t = 16mm$ 的圆弧过渡

喷管出口角取 $2\beta_e = 15^\circ$ 查得喷管相对长度 $\bar{L}_n = 1.7930$, 求大圆弧相对半径

$$\bar{R}_0 = \frac{\bar{L}_n^2 + \left(1.5 - \frac{D_e}{2D_t}\right)^2 - 1}{2 \left[1 - \bar{L}_n \sin \beta_e - \left(1.5 - \frac{D_e}{2D_t}\right) \cos \beta_e\right]} = 4.56$$

则: $R_0 = \bar{R}_0 D_t = 72.97mm$, 圆整取 $73mm$

$L_n = \bar{L}_n D_t = 28.688mm$, 圆整取 $29mm$

$X_0 = L_n + R_0 \sin \beta_e = 38.528mm$, 圆整取 $39mm$

$$Y_0 = R_0 \cos \beta_e - \frac{D_e}{2} = 56.375mm, \text{圆整取} 57mm$$

$$\beta_m = \sin^{-1} \frac{L_n + R_0 \sin \beta_e}{R_0 + D_t} = 22.46^\circ。$$

4.推力室头部设计

采用带切向孔的直流-离心式喷嘴，燃料采用切向式离心喷嘴，氧化剂采用直流式喷嘴；排布方式：中间 1 个喷嘴，外圈均布 3 个喷嘴，燃料和氧化剂喷嘴数量为 $n_f = n_o = 4$ 。

4.1 燃料喷嘴设计

已知：75%酒精密度： $\rho_f = 877.3kg / m^3$

酒精喷嘴压降 $\Delta p_0 = 0.2p_c = 0.4MPa$

根据经验数据确定流量系数。取 $l/d = 3$ ，得到 $\mu = 0.8$

则有

$$A_{nf} = \frac{q_{mfc}}{\mu_f \sqrt{2\rho_f \Delta p_f}} = 5.049 \times 10^{-6} m^2$$

$$d_f = \sqrt{\frac{4A_{nf}}{n_f \pi}} = 1.035mm, \text{圆整取 } 1.1mm$$

$$l_f = 3d_f = 3.3mm$$

该喷嘴为自击式，故 α_s 始终为 0，取喷嘴偏转角度 $\alpha_f = 45^\circ$ 。

4.2 氧化剂喷嘴：

氧化剂喷嘴质量流量

$$q_{moh} = q_{moc}/n_f = \frac{0.127}{3} kg/s = 0.042kg/s$$

选取喷嘴压降 $\Delta p_0 = 0.4MPa$ ，取流量系数 $\mu_o = 0.8$ 。

气氧压力

$$p_{in} = p_c + \Delta p = 2.4MPa$$

标准状况下，氧气多变指数 $k=1.4$ ， $\rho_{st} = 1.43 \text{ kg} / \text{m}^3$ 。由状态方程 $\frac{p}{\rho_{st}} = \left(\frac{\rho}{\rho_{st}}\right)^k$ 得

$$\rho_o = \left(\frac{p_{in}}{p_{st}}\right)^{1/k} \rho_{st} = 12.17 \text{ kg} / \text{m}^3$$

气氧的喷出速度为

$$\begin{aligned} w_o &= \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_{in} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_{in}}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} = \sqrt{\frac{2 \times 1.4}{1.4-1} \times 259.8 \times 273.15 \times \left[1 - \left(\frac{2}{2.04}\right)^{\frac{1.4-1}{1.4}} \right]} \\ &= 52.94 \text{ m/s} \end{aligned}$$

由气体直流喷嘴的质量流量方程得

$$A_{no} = \frac{q_{moh}}{\mu_o w_o \rho_o} = \frac{0.032}{0.8 \times 55.30 \times 12.17} \times 10^6 \text{ mm}^2 = 81.49 \text{ mm}^2$$

$$\text{喷孔直径 } d_o = \sqrt{\frac{4A_{no}}{n_o \pi}} = 5.88 \text{ mm}, \text{ 圆整取 } d_o = 6 \text{ mm}, l_o = 18 \text{ mm}$$

$$\text{由几何关系可知壁厚 } b = \frac{\sqrt{2}}{2} (l_f + d) = 3.1 \text{ mm}, \text{ 圆整取 } b = 4 \text{ mm}$$

5.推力室身部设计

5.1 推力室圆筒段冷却计算

5.1.1 燃气的气动参数

圆筒段燃气温度 $T_{st} = 3006 \text{ K}$

燃气多变指数 $k=1.15$

燃气定压比热容 $c_p = 2.296 \text{ kJ/kg} \cdot \text{K}$

燃气粘度 $\mu = 1.0 \times 10^{-4} \text{ Pa} \cdot \text{s}$

燃气普朗特数 $Pr = 0.5881$

5.1.2 计算燃气与内壁面的对流换热密度

圆筒段横截面积

$$A = \frac{1}{4}\pi D_c^2 = 3.217 \times 10^{-3} m^2$$

喷管喉部过渡平均半径

$$R = 0.5(R_1 + R_3) = 14mm$$

假设内壁温度： $T_{wg} = 500K$ 。

利用巴兹法计算燃气与内壁面的对流换热系数：

根据 $\frac{T_{wg}}{T_{st}} = 0.166$ ，查表得到考虑附面层内燃气性能变化的修正系数 $\sigma = 1.52$ 。

燃气与内壁面的对流换热系数

$$h_g = \left[\frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right)_{ns} \left(\frac{p_c}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \right] \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma = 1067 W / (m^2 \cdot K)$$

燃气与内壁面的对流换热密度 $q_k = h_g(T_{st} - T_{wg}) = 2.675 \times 10^6 W / m^2$

5.1.3 计算燃气与内壁面的辐射热流密度

根据 $\frac{L_{c1}}{D_c} = 1.78$ ，查得气体对整个壁面辐射的平均射线长

$$l = 0.85D_c = 54.4mm$$

水蒸气分压 $p_{H_2O} = p_c \cdot \frac{n_{H_2O}}{n} = 1.12MPa$

二氧化碳分压 $p_{CO_2} = p_c \cdot \frac{n_{CO_2}}{n} = 0.34MPa$

计算得到 $p_{H_2O}l = 0.061MPa \cdot m$ $p_{CO_2}l = 0.018MPa \cdot m$

查图得水蒸气发射率 $\varepsilon_{0H_2O} = 0.014$ ，指数关系 $n = 1 + k_{H_2O}p_{H_2O} = 1.6$ ，则

水蒸气的实际发射率为

$$\varepsilon_{H_2O} = 1 - (1 - \varepsilon_{0H_2O})^n = 1 - (1 - 0.014)^{1.6} = 0.0223$$

查图得二氧化碳发射率 $\varepsilon_{CO_2} = 0$ ，则总的发射率为

$$\varepsilon_g = \varepsilon_{H_2O} + \varepsilon_{CO_2} - \varepsilon_{H_2O}\varepsilon_{CO_2} = 0.0223$$

壁面发射率一般取为 $\varepsilon_{0w} = 0.8$ ，则实际有效壁面发射率为

$$\varepsilon_w = \varepsilon_{0w} [1 + (1 - \varepsilon_{0w})(1 - \varepsilon_g)] = 0.956$$

由于壁面温度较低，故壁面对燃气的辐射可以忽略，因此燃气辐射热流密度

为

$$q_r = 5.67 \cdot \varepsilon_w \cdot \left[\varepsilon_g \left(\frac{T_g}{100} \right)^4 - \alpha_g \left(\frac{T_{wg}}{100} \right)^4 \right] = 5.67 \cdot \varepsilon_w \cdot \varepsilon_g \left(\frac{T_g}{100} \right)^4$$

$$= 9.870 \times 10^4 W / m^2$$

5.1.4 计算总热流密度、总热流量及冷却剂流量

总热流密度 $q = q_k + q_r = 2.774 \times 10^6 W / m^2$

取推力室圆筒段壁厚 $\delta = 1mm$ ，则外壁面温度 $T_{wf} = T_{wg} - \frac{q\delta}{\lambda_w} = 492K$

总热流量 $\Phi = q \cdot 2\pi R_c l_c = 6.36 \times 10^4 W$

若要求冷却水通过冷却通道时的温升为 40K，则冷却水流量为

$$q_{co} = \frac{\Phi}{C_{pco} \cdot \Delta T_{co}} = 0.381 kg/s$$

冷却水的温度可以取为 $T_{co} = \left(\frac{20+60}{2} + 273 \right) K = 313K$

5.1.5 确定冷却通道参数

推力室内壁面及肋条材料为 1Cr18Ni9Ti，导热系数 $\lambda_w = 23.26 W / (m \cdot K)$ ，内壁厚 $\delta = 1mm$ ，冷却通道高度 $h=3mm$ ，肋条厚 $b=1.5mm$ ，冷却通道宽 $a=2mm$ ，则当量直径 $d_e = \frac{2ah}{a+b} = 2.4mm$ ，冷却通道数 $n=57$ 。

5.1.6 计算内壁面和外壁面温度

冷却通道面积 $A = nah = 3.42 \times 10^{-4} m^2$

冷却剂流速 $V_t = \frac{q_{co}}{A \cdot \rho_{co}} = 1.114 m/s$

冷却剂雷诺数 $e = \frac{\rho_{co} V_t d_e}{\mu_{co}} = \frac{1000 \times 1.25 \times 2.4 \times 10^{-3}}{0.658 \times 10^{-3}} = 4063$

冷却剂普朗特数 $Pr = \frac{C_{pco} \mu_{co}}{\lambda_{co}} = 4.31$

冷却剂努塞尔数 $Nu_f = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4} = 31.8$

冷却剂和外壁面的对流换热系数 $h_f = \frac{Nu_f \lambda_{co}}{d_e} = 8321 W / m^2$

$$\text{液体壁面温度} \quad T_{wf} = \frac{q}{\eta_p h_f} + T_f = 480K$$

$$\text{气体壁面温度} \quad T_{wg} = \frac{q\delta}{\lambda_w} + T_{wf} = 488K$$

由计算结果可知，推力室圆筒段气体壁面 $T_{wg} = 484K$ 小于假定的温度 500K，相差 2.4% 小于 5%，符合冷却要求。

5.2 推力室喉部冷却计算

5.2.1 燃气的气动参数

$$\text{喉部燃气温度} \quad T_{st} = 2845K。$$

$$\text{燃气多变指数} \quad k=1.1478。$$

$$\text{燃气定压比热容} \quad C_p = 2.28kJ / kg \cdot K$$

$$\text{燃气粘度} \quad \mu = 0.0001Pa \cdot s$$

$$\text{燃气普朗特数} \quad Pr=0.5967$$

$$\text{喉部压力} \quad p_t = 1.1552MPa$$

5.2.2 计算燃气与内壁面的对流换热密度

$$\text{喉部横截面积} \quad A = \frac{1}{4}\pi D_t^2 = 2.01 \times 10^{-4}m^2$$

$$\text{喷管喉部过渡半径} \quad R = 0.5(R_1 + R_3) = 14mm$$

$$\text{假设内壁温度:} \quad T_{wg} = 740K。$$

利用巴兹法计算燃气与内壁面的对流换热系数

根据 $\frac{T_{wg}}{T_{st}} = 0.26$ ，查表得到考虑附面层内燃气性能变化的修正系数 $\sigma = 1.35$ 。

燃气与内壁面的对流换热系数

$$h_g = \left[\frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right)_{ns} \left(\frac{p_c}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \right] \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma = 11320W/(m^2 \cdot K)$$

燃气与内壁面的对流换热密度

$$q_k = h_g(T_{st} - T_{wg}) = 2.38 \times 10^7 W / m^2$$

5.2.3 计算燃气与内壁面的辐射热流密度

根据 $\frac{L_{c1}}{D_c} = 1.78$ ，查得气体对整个壁面辐射的平均射线长

$$l = 0.85D_c = 54.4mm$$

水蒸气分压 $p_{H_2O} = p_t \cdot \frac{n_{H_2O}}{n} = 0.670MPa$

二氧化碳分压 $p_{CO_2} = p_t \cdot \frac{n_{CO_2}}{n} = 0.208MPa$

计算得到 $p_{H_2O}l = 0.036MPa \cdot m$ $p_{CO_2}l = 0.011MPa \cdot m$

查图得水蒸气发射率 $\varepsilon_{0H_2O} = 0.01$ ，指数关系 $n = 1 + k_{H_2O}p_{H_2O} = 1.4$ ，则水蒸气的实际发射率为

$$\varepsilon_{H_2O} = 1 - (1 - \varepsilon_{0H_2O})^n = 0.014$$

查图得二氧化碳发射率 $\varepsilon_{CO_2} = 0$ ，则总的发射率为

$$\varepsilon_g = \varepsilon_{H_2O} + \varepsilon_{CO_2} - \varepsilon_{H_2O}\varepsilon_{CO_2} = 0.014$$

壁面发射率一般取为 $\varepsilon_{0w} = 0.8$ ，则实际有效壁面发射率为

$$\varepsilon_w = \varepsilon_{0w}[1 + (1 - \varepsilon_{0w})(1 - \varepsilon_g)] = 0.958$$

由于壁面温度较低，故壁面对燃气的辐射可以忽略，因此燃气辐射热流密度为

$$q_r = 5.67 \cdot \varepsilon_w \cdot \left[\varepsilon_g \left(\frac{T_g}{100} \right)^4 - \alpha_g \left(\frac{T_{wg}}{100} \right)^4 \right] = 5.67 \cdot \varepsilon_w \cdot \varepsilon_g \left(\frac{T_g}{100} \right)^4 = 49820 W / m^2$$

5.2.4 计算总热流密度、总热流量及冷却剂流量

总热流密度

$$q = q_k + q_r = 2.39 \times 10^7 W / m^2$$

取推力室圆喉部壁厚 $\delta = 1mm$ ，则外壁面温度

$$T_{wf} = T_{wg} - \frac{q\delta}{\lambda_w} = \left(740 - \frac{2.39 \times 10^7 \times 1 \times 10^{-3}}{352} \right) K = 672K$$

取喉部截面长度 10mm

总热流量 $\Phi = q \cdot S = 1.15 \times 10^4 W$

冷却水流量为 $q_{co} = 0.421 \text{kg/s}$ ，则喉部内冷却水温升：

$$\Delta T = \frac{\Phi}{q_{co} c_{co}} = \frac{1.15 \times 10^4}{0.421 \times 4174} = 6.5K$$

取定性温度 313K

5.2.5 确定冷却通道参数

推力室内壁面及肋条材料为 1Cr18Ni9Ti，导热系数 $\lambda_w = 23.26 \text{W} / (\text{m} \cdot \text{K})$ ，内壁厚 $\delta = 1 \text{mm}$ ，冷却通道高度 $h=3 \text{mm}$ ，肋条厚 $b=1.5 \text{mm}$ ，冷却通道宽 $a=2 \text{mm}$ ，则当量直径 $d_e = \frac{2ah}{a+b} = 2.4 \text{mm}$ ，冷却通道数 $n=14$ 。

5.2.6 计算内壁面和外壁面温度

冷却通道面积 $A = 14ah = 8.4 \times 10^{-5} \text{m}^2$

冷却剂流速 $V_t = \frac{q_{co}}{A \cdot \rho_{co}} = 5.01 \text{m/s}$

冷却剂雷诺数 $Re = \frac{\rho_{co} V_t d_e}{\mu_{co}} = 18357$

冷却剂普朗特数 $Pr = \frac{c_{pco} \mu_{co}}{\lambda_{co}} = 4.31$

冷却剂努塞尔数 $Nu_f = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4} = 106$

冷却剂和外壁面的对流换热系数

$$h_f = \frac{Nu_f \lambda_{co}}{d_e} = 28223 \text{W} / \text{m}^2$$

液体壁面温度 $T_{wf} = \frac{q}{\eta_p h_f} + T_f = 683K$

气体壁面温度 $T_{wg} = \frac{q\delta}{\lambda_w} + T_{wf} = 727K$

由计算结果可知，推力室喉部气体壁面 $T_{wg} = 727K$ 大于假定的温度 740K，相差 1.7% 小于 5%，且当 $T_{wg} = 727K$ 时 1Cr18Ni9Ti 不会失效，故符合冷却要求。

6.推力室强度校核

6.1 推力室圆筒段强度校核

圆筒段所选材料为 1Cr18Ni9Ti，查机械手册得：抗拉强度为 $\sigma_b = 550MPa$ ，屈服极限为 $\sigma_s = 200MPa$

将推力室圆筒段视为承压薄壁圆筒，其周向应力为

$$\sigma_1 = \sigma_t = \frac{p_c D_c}{2\delta_1} = 32MPa$$

轴向应力为

$$\sigma_2 = \sigma_x = \frac{F}{A} = 1.22MPa$$

径向应力为

$$\sigma_3 = \sigma_r = p_c = 2MPa$$

推力室圆筒段内壁温度约400K，温度较高，材料的屈服极限有所下降，故采用较大的安全系数，取 $n = 2.5$

许用应力为

$$[\sigma_s] = \frac{\sigma_s}{n} = 80MPa$$

由第三强度理论有

$$\sigma_{r3} = \sigma_1 - \sigma_3 = 30MPa < [\sigma_s]$$

由第四强度理论有

$$\sigma_{r4} = \sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2}} = 30.3MPa < [\sigma_s]$$

由此推力室圆柱段满足强度条件

6.2 喷管强度校核

喷管所选材料为 1Cr18Ni9Ti，查机械手册得：抗拉强度为 $\sigma_b = 550MPa$ ，屈服极限为 $\sigma_s = 200MPa$

喷管喉部周向应力

$$\sigma_1 = \sigma_t = \frac{p_t D_t}{2\delta_1} = 4.58 \text{MPa}$$

喷管喉部轴向应力为

$$\sigma_2 = \sigma_x = \frac{F}{A} = \frac{514}{\pi(0.010^2 - 0.008^2)} = 4.72 \text{MPa}$$

喷管喉部径向应力为

$$\sigma_3 = \sigma_r = p_t = 1.207 \text{MPa}$$

推力室圆筒段内壁温度约640K，温度更高，材料的屈服极限下降更多，故采用更大的安全系数，取 $n = 5$

许用应力为

$$[\sigma_s] = \frac{\sigma_s}{n} = 40 \text{MPa}$$

由第三强度理论有

$$\sigma_{r3} = \sigma_1 - \sigma_3 = 3.483 \text{MPa} < [\sigma_s]$$

由第四强度理论有

$$\sigma_{r4} = \sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2}} = 3.41 \text{MPa} < [\sigma_s]$$

由此推力室喷管段满足强度条件

综上，推力室各段在保证发动机性能和冷却要求的前提下均满足强度条件。

7. 点火器设计

点火器采用棒料加工而成，在棒料的一侧边钻孔，用来安装酒精管嘴和电点火塞，气氧管嘴安装在上部平面。为保证点火腔有一定的压力，应设计燃气通道喉部，具体计算如下：

$$A_t(\text{点火}) = \frac{C^* \cdot q_{\text{点火}}}{p_{\text{点火}}} = 2.831 \times 10^{-5} \text{m}^2$$

$$d_t(\text{点火}) = 6 \text{mm}$$

8.螺栓强度校核

燃烧室压力为 $2MPa$ ，酒精腔压力为 $2.4MPa$ ，气氧腔压力为 $2.5MPa$ ，喷管出口压强为 1 atm 。本地面试验用气氧酒精发动机采用强度等级为 4.6 级受拉螺栓，螺栓材料为钢，其强度极限为

$$\sigma_b = 400MPa$$

则其屈服极限为

$$\sigma_s = 0.6 \times 400 = 240MPa$$

取安全系数为 1.5，则许用屈服极限为

$$[\sigma] = \frac{240}{1.5} = 160MPa$$

综合螺栓受力，得到与下底和法兰连接的螺栓所受的力为

$$\sigma = \frac{p \cdot S}{n \cdot s} = 102.9MPa < [\sigma]$$

上底与中底采用螺钉连接，校核如下

$$\sigma = \frac{p \cdot S}{n \cdot s} = 14.8MPa < [\sigma]$$

经过校核，所有螺栓和螺钉强度都符合要求。

9.整体结构分析

为便于设计加工，结构上多采用焊接进行连接。该发动机是单件生产，因此大部分零件均采用机械加工，零件尽量采用标准件。发动机燃烧室燃气温度较高，对材料耐高温性能均有很高的要求。

9.1 头部结构

该发动机采用三底两腔的经典结构。上底和中底通过螺钉连接。该发动机仅用于地面，故可以采用简单且可重复使用的电点火方式。

气氧和酒精分别通过不同的管路进入两个腔体，并从三个直流撞击式喷嘴喷入燃烧室燃烧。

9.2 喷注器

本发动机是气氧酒精双组元发动机，采用直流撞击式双组元喷注器。作为燃料的酒精通过自击式喷嘴喷注进入燃烧室，这样液滴细度高好而且混合距离短。作为氧化剂的气氧，从结构简单原则敖律，让其通过中间的直流喷嘴喷出，与酒精混合即可。

喷注盘面较小，故喷嘴数量不宜过多，可选择三个喷注器并均匀分布在点火器出口的圆周上。

9.3 点火器

该发动机用于地面试验，故可以使用电点火，结构简单，可靠性高，可重复使用，点火组元仍然采用气氧和酒精，使其燃烧产物同推力室一致，预燃室通过螺纹与上底连接。点火器的燃气通过其喉部进入燃烧室点燃主推进剂。

9.4 推力室

燃烧室为圆筒形，圆筒段采用的材料为 1Cr18Ni9Ti。

圆筒段采用的冷却方式为外冷却，冷却通道为铣槽结构，有 56 个冷却通道。

该发动机为试验用，其收缩段采用双圆弧型面，扩张段也采用双圆弧型面。与燃烧室为一体，冷却方式为外冷却，喉部有 18 个冷却通道，。

喷管冷却套采用两个对称的版套筒，用焊接的方式连接而成。

9.6 密封结构

该发动机中需要考虑的密封较多，为简单起见，在没有高温燃气处的密封均采用国家标准液压气动用 o 型橡胶密封圈，在接触高温燃气处采用矩形紫铜密封圈。

10.感悟

经过此次课程设计，我对于火箭发动机设计方面的理论知识有了更深的理解，同时也对于机械设计的流程有了进一步的掌握。在本次设计中，张老师曾多次向我提出某零件如何安装，如何定位，如何确保密封的提问，让我意识到自己在多方面考虑火箭发动机设计问题方面还有着很多的不足。而此次的课程设计也正是为我提供了这样一个实践的机会，来了解设计人员在设计火箭发动机时所要考虑的多方面问题。不仅如此，此次火箭发动机课程设计的重头戏——手工绘制设计图也同样让我感受到自己在工程制图方面的不足，同时也为我提供了锻炼的机会。总之，在此次课程设计中，我的收获很大，从理论计算到实际制图的能力都有了不小的提升。感谢学院安排的此次课程，感谢张黎辉老师的悉心教导。

参考文献

- [1] 邢继发, 刘国球, 等. 世界导弹与航天发动机大全. 北京: 军事科学出版社, 1999
- [2] 蔡国飙, 李家文, 等. 液体火箭发动机设计. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011
- [3] 王之栎, 王大康, 等. 机械设计综合课程设计. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2008
- [4] D.K.休泽尔等. 液体火箭发动机现代工程设计. 北京: 宇航出版社, 2004
- [5] 杨世铭, 陶文铨, 等. 传热学. 北京: 高等教育出版社, 1998