

气动框架设计

作为一个业余火箭设计的开始，首先需要决定的就是火箭是否全长采用单一直径，还有是否进行超音速飞行。本火箭仅使用2段箭体，尾翼以及头锥。

所有建模均有SolidWorks 2013学生版完成。在开始设计之前，我们必须先搞定箭体的直径会到多少。因为这决定了其他参数，例如头锥和尾翼。另一个需要首先考虑的因素是火箭负载多少。在本计划中，内部负载为两套航电系统。因为航电系统尚未完工，所需空间当时并没有敲定。在考察过常见箭体直径和重量后，最终决定采用4寸直径的箭体。幸运的是，有人送给我们4寸直径的纸板管。经验法则上，第一级火箭尾翼高度及翼根弦长（不太懂，不知道译得准不准，建议对照原文）尺寸应该2倍于直径，而翼尖弦长应与直径相等。而第二级火箭尾翼尺寸也为2倍直径，但高度应短于一级火箭尾翼以防止翼尖扰乱气流。最终二级火箭尾翼高度为0.625倍直径，翼根弦长0.8675倍直径。两级火箭的主题高度均为30英寸，正是别人送过来的尺寸。要是都再多几英寸就更好了。头锥采用了尖顶拱形。同样是经验只谈，头锥长度要高于2倍直径。尖顶拱形有利于减少阻力，因为头锥底部曲线与箭体平行。头锥长度为11寸。

Barrowman方程式

为了稳定火箭，需要向火箭施加反作用力来冲正火箭重心上的合力。这个合力来源于中心压力。每一个组件都有中心压力，但箭体圆柱的外形导致整体的中心压力可忽略不计。可将中心压力想象为当全部作用于箭体的空气作用力汇集与一点，这个点相当于承受什么力。这个力是合力作用的结果，与箭体或某个组件周围压力不均衡有关。

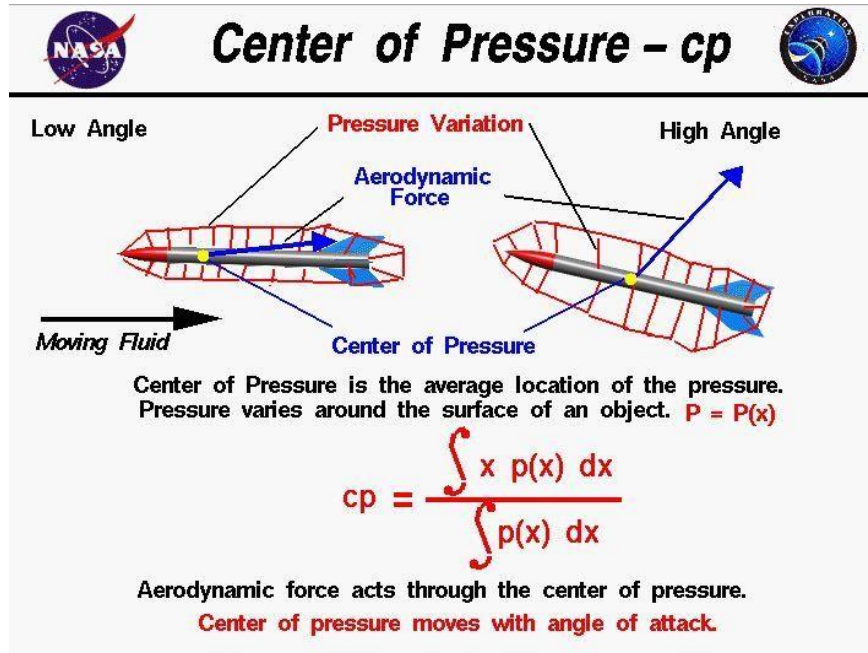


图1: 压力中心 来自NASA.gov

当箭体直径上下一致时，头锥和尾翼就能决定中心压力位置。为了计算中心压力位置，James Barrowman提出了几条可靠的方程来计算精确的理论结果。

$$C_N = 2$$

Nose Cone Coefficient

$$X_N = .466L_N$$

Nose Cone CP location

$$C_F = \left[1 + \frac{R}{S+R} \right] \left[\frac{4N\left(\frac{S}{d}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2L_F}{C_R+C_T}\right)^2}} \right]$$

Fin Term Coefficient

$$X_F = X_B + \frac{X_R}{3} \frac{(C_R+2C_T)}{(C_R+C_T)} + \frac{1}{6} \left[(C_R + C_T) - \left(\frac{C_R C_T}{C_R+C_T} \right) \right]$$

Fin CP location

$$\bar{X}_{cp} = \frac{(C_N * X_N + C_F * X_F)}{C_N + C_F}$$

Total CP location

¹上述方程忽略了头锥延长段及收敛段。

术语:

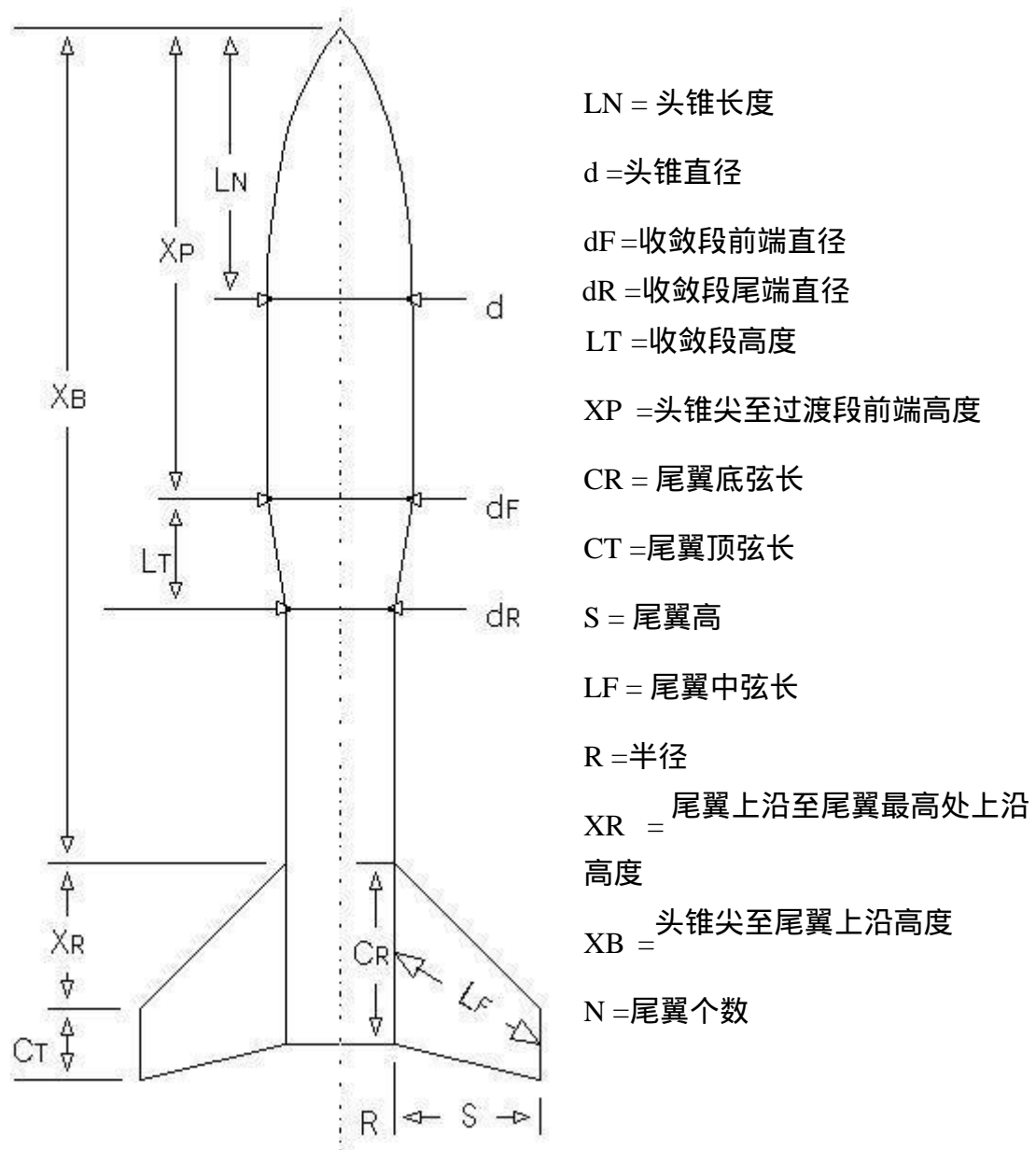


图 2: Barrowman 方程命名示意图 from Randy Culp at Tripoli