

尾翼中弦长度在这里假定已有实际样品可供测量。在计算 L_F 值上，使用下述公式， θ 表示尾翼掠角度数（sweep angle of the fin）。

$$m = S * \tan\left(\theta * \frac{\pi}{180}\right); \quad L_F = \sqrt{\left(\left(\left(\frac{C_T}{2}\right) + m\right) - \frac{C_R}{2}\right)^2 + S^2}$$

重心

测量重心位置与测量压力中心位置的方式类似。同样需要测量每段的中心，但过早计算中心会制约构建过程。实际中心不应太偏离于设计重心。

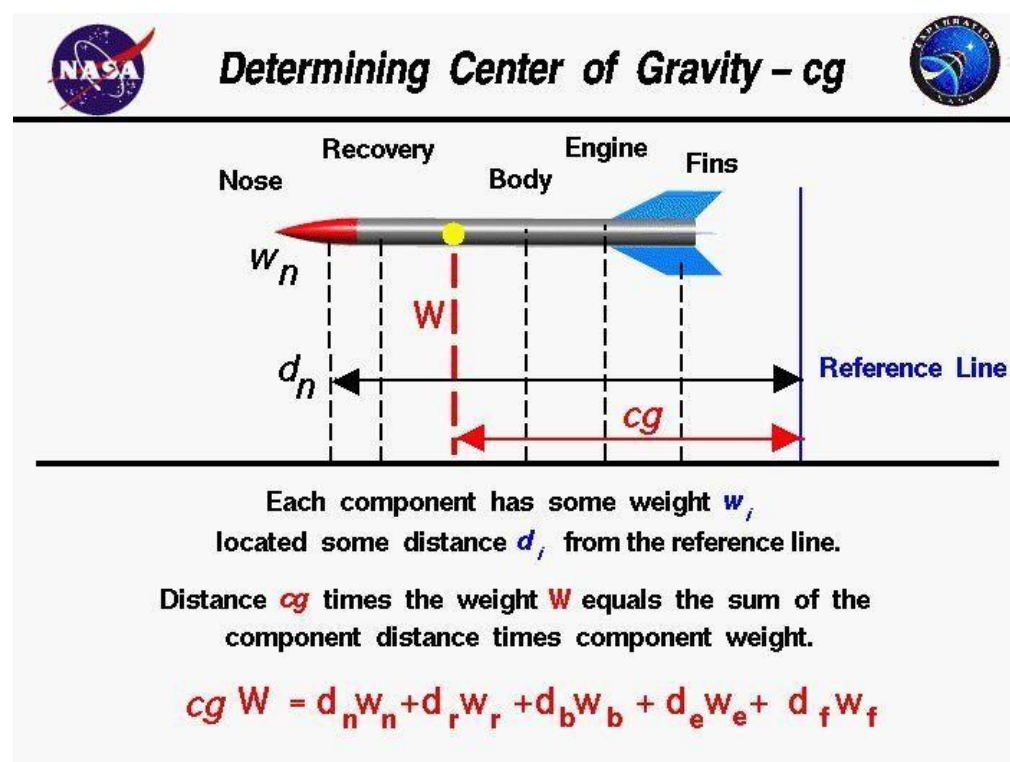
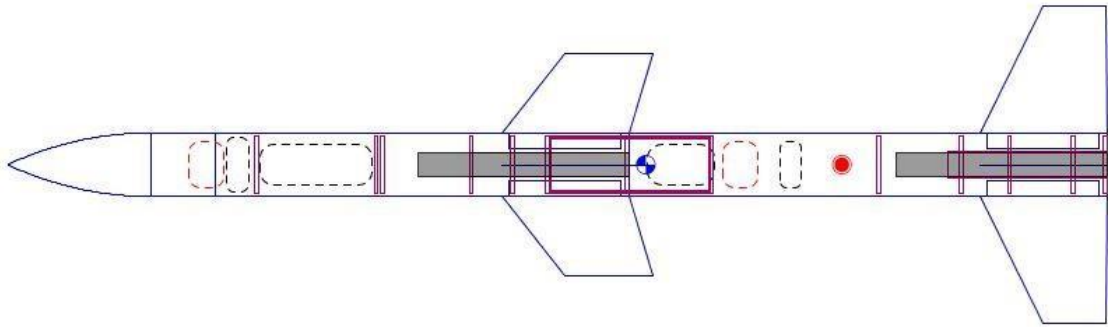


图3: 重心定位 来自NASA.gov

由于很多火箭难以随时精确测量，重心可在设计软件OPenRocket中进行估算。随着火箭各个部件逐渐构造完成，各种重量信息记录下来并更新模型。重心蓝点，压力中心红点。



初始CG和CP位置

CG = 44.42in from nose tip

CP = 54.83in from nose tip

第二级CG和CP位置

CG = 26.73in from nose tip

CP = 32.86in from nose tip

设计

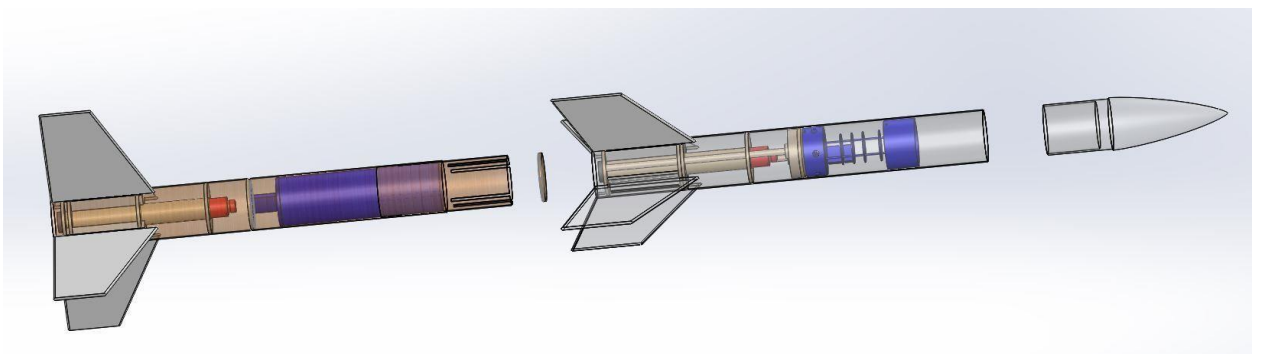


图 4: 最终设计

整个火箭构成包括两级箭体、隔离壁和头锥。第一级火箭发动机部分上端封闭以保护航电系统免受压力突变影响。两级火箭的尾翼均采用开槽嵌入的方式固定。两级箭体长度均为30寸，头锥大约11寸。第一级火箭降落伞弹射药由第一级航电系统控制。分离药、二级火箭发动机点火以及二级火箭降落伞弹射药由二级火箭航电系统控制。

适配器采用简单的滑槽方式并固定在第一级。适配器开槽以容纳第二级火箭的尾翼并容纳第二级火箭的分离推动板。第二级火箭发动机将会喷向挡板，挡板将推力转移到挡板所在的尾翼槽里。推力转移方法也用于第一级。

头锥使用嵌入方法并辅助以2个 #4 尼龙螺丝作为剪切销。最开始，一个摄像头打算安装在头锥，但摄像头的镜头在发射前一天坏了。我们随后决定使用一个另外的摄像头，简单用胶布贴在第二级上，使用一个泡沫整流罩以减少阻力。

压力孔在两级箭体舱均有采用，每个孔对应一个压力传感器。采用单开口是为了避免空气在压力传感器上流动。大气压力传感器应当作为一种静态压力床干起。多个压力开口会使静态压力出现异常读数。

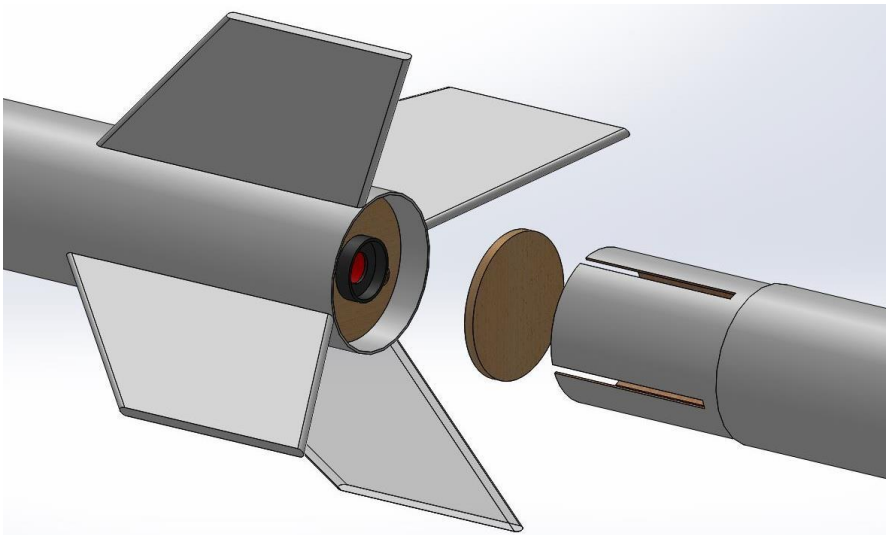


图5: 连接部分

构造

关于构造的讨论将很快站看并重点强调何种工具最为必须。

空气框架:

纸板管缠绕了3层玻璃纤维并以环氧树脂加强。



图 6: 真空包裹纸板管

T尾翼已经切好、打磨并用一层玻纤环氧树脂包裹。隔板用刨子切成各种尺寸，材料为与尾翼相同的 $\frac{1}{4}$ "胶合板。耦合器用另一段纸板管三等分开槽以合适内置。耦合器也用一层玻纤环氧树脂加强，并用环氧胶粘在主体管上。

头锥构造的难度极大。因为尖拱顶的曲线是由计算得出。这个曲线由Solidworks制作，然后打印到纸上并在木板上做成样板。这个样板构成了木制车床切削的基础。把电磨磨头与木制车床的转动轴以及样板边缘对齐，电磨就能把样板边缘线以外的部分削掉，留下完好的头锥形状。