

关于固体模型火箭发动机收敛喷管尾流是否达到音速的问题讨论

By Quix 中青为火箭小组

摘要: 本文简单的探讨了固体火箭发动机尾喷管达到临界与超临界状态的条件, 最终发现对于一般的模型火箭发动机而言其出口气流速度都可以轻易的达到音速。

先来讨论一下这个问题, 事实上, 在收敛喷管中, 亚音速气流只能在收敛喷管中加速到音速。

定义马赫数为 1 的时的最大压强比为临界压强比 $\beta_{cr} = \frac{p_{ecr}}{p^*}$, 其中 p^* 为临界压强, p_{ecr} 为

外界反压。考察喷管内的流动为等熵流, 如下式, 且假定发动机燃烧室内流速趋近于 0, 可将燃烧室零维压强 p_c 近似为滞止压强 p_0 。

$$\frac{p_0}{p_e} \approx \frac{p_c}{p_e} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{式 1}$$

$$\text{令出口马赫数 } Ma_e = 1, \text{ 则 } \frac{p_c}{p_e} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \times 1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{式 2}$$

$$\text{故可得 } \beta_{cr} = \frac{p_{ecr}}{p^*} \approx \frac{p_{ecr}}{p_c} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{式 3}$$

当压强比大于临界压强比 β_{cr} 时, 喷管处于亚临界状态, 气流在喷管内被完全膨胀, 使得出口压强等于外界压强, 且 $Ma_e < 1$ 。当压强比等于临界压强比 β_{cr} 时, 喷管处于临界状态, 气流完全膨胀, $Ma_e = 1$ 。当压强比小于临界压强比 β_{cr} 时, 喷管处于超临界状态, 气流未完全膨胀, 出口压强大于外界压强, $Ma_e = 1$ 。

对于空气来说, $\gamma = 1.4$, 则 $\beta_{cr} = 0.5283$; 对于一般的燃气来说, $\gamma = 1.33$, $\beta_{cr} = 0.5404$ 。

由于硝糖系燃料在喷管中存在严重两相流凝相的影响, 通过 cpropep 等软件计算可得 K_2CO_3 凝相组分可达 44%, 其两相效应不可被忽视。由参考文献 2 可得, KNDX 喷管内高速流动的混合气 $\gamma_{2ph} = 1.0435$, 故对于 KNDX 而言, $\beta_{cr} = 0.5968$ 。

下面以讨论 PVC 发动机为例考察尾喷管是否能够达到临界状态的问题。由硝糖的临界压强比为 $\beta_{cr} = 0.5968$, 外界反压为大气压 $p_a = 101325\text{pa}$, 可得

$$\beta_{cr} = \frac{p_{ecr}}{p^*} = \frac{p_a}{p_c} = \frac{101325}{p_c} = 0.5968 \quad \text{式 4}$$

则维持喷管为临界状态得最低压强为 $p_{c,\min} = 169780.496\text{pa} \approx 1.67\text{atm}$

通常而言，PVC 发动机一般最大压强可达到 1.6Mpa，平均工作压强通常都在 1Mpa 左右，远远的超过了临界压强 $p_{c,\min}$ 。那么基本可以确定大多数的工作情况下，PVC 发动机的出口马赫数为 1，即尾流为音速，喷管处于超临界状态或临界状态。下图为 KNDX 某小型发动机内弹道仿真，单端面深内孔装药，采用的是变步长龙格库塔法求解实现（推进剂为 KNDX，喷管内径 4mm，药柱总长 50mm，直径 16mm，内径 4mm，端面数为 1，属于典型的 2cm 直径 PVC 水管装药设计的发动机）：

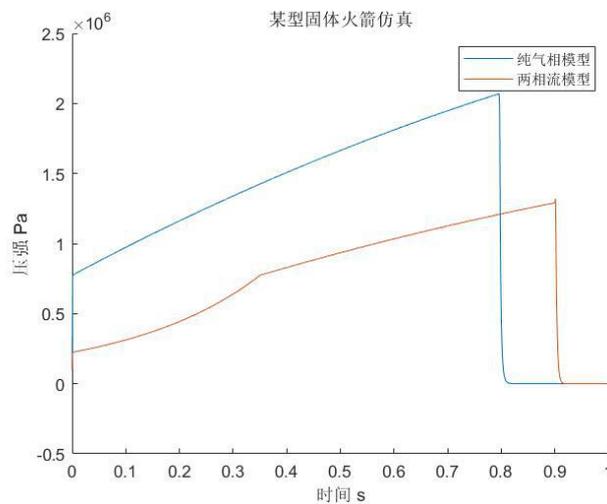


图 1

对于少部分无中空面的纯端面恒面燃烧的发动机来说，如果装药量少则无法良好建压产生推力，这样就无法达到临界状态。而对于装药量多的来说依然可以正常工作，达到临界状态。如下图的仿真结果（燃料为 KNDX，喷管内径 6mm，药柱总长 100mm，直径 60mm）：

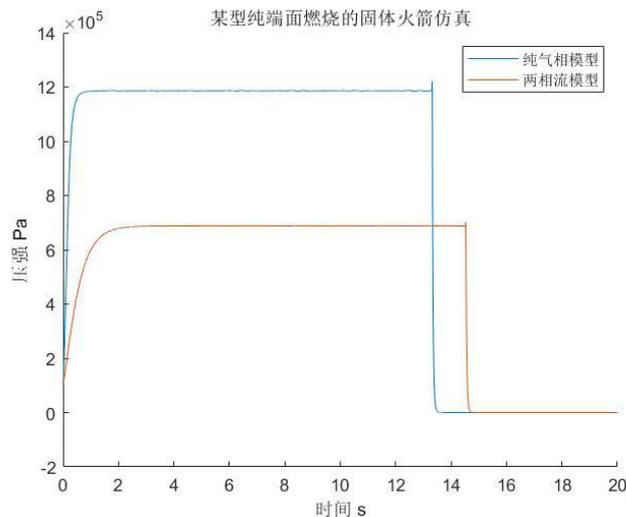


图 2

结论

通过上述的分析可得出以下的基本结论：

1. 对于一般的 PVC 发动机而言，只要其燃烧室压强大于或等于最低临界压强，其出口马赫数都为 1，尾流速度达到音速。
2. 对于存在严重两相流影响的硝糖系燃料来说，必须考察其混合气的两相效应得出正确的等熵指数才可带入计算临界压强比。

参考文献

1. 徐敏. 空气与气体动力学基础[M]. 西北工业大学出版社, 2015.
2. <http://www.nakka-rocketry.net/techs1.html>