

相似准则在液体火箭发动机试验中的应用

董锡鉴

中国航天科技集团公司第六研究院十一所

摘 要: 论述了相似准则在液体火箭发动机组件冷试及发动机试车中的应用, 导出了相似方程, 用这些相似方程能够合理确定试验参数, 并能使试验结果与实际工作情况一致。

关键词: 相似准则; 液体火箭发动机组件冷试; 发动机试车

中图分类号: V430

文献标识码: A

文章编号: (2004)01-0023-04

1 引言

液体火箭发动机在研制过程中, 为了获得发动机及其组件的准确性能, 需要进行大量试验。在这些试验中, 有些可以在地面进行 1:1 的真实试验, 但多数试验属于模拟试验范畴。模拟试验通常选用价格便宜、无毒的介质, 还可采用缩比模型和降低试验工况, 因而降低了试验费用, 避免了有毒介质对产品的污染和腐蚀以及对人体的伤害。

发动机及其组件模拟试验, 使用了各种不同的相似准则, 本文仅介绍与流体模拟试验相关的相似准则。

模拟试验应该以相似理论作指导。模拟介质的选择、模拟工况的确定、模型的建造、试验数据的处理、试验设备的建设都应和相似理论保持一致。只有这样, 模拟试验结论才能和实际工作情况相符合。

几何相似(包括相对粗糙度)、准则方程、边界条件(试件的入口和出口物理量场、速度相对于通道的方向)是决定流动相似的充要条件。

同时满足几个相似准则几乎是做不到的, 因此必须对物理过程进行综合分析, 找出影响流动

相似的主要因素。例如对压缩性小、粘性大的液体, 可忽略重力、压缩性、热交换, 决定流动相似的准则是雷诺数, 对温度不太高的气体, 可忽略重力和热交换, 决定流动相似的准则是马赫数 Ma 或欧拉数 Eu 和雷诺数 Re 。当雷诺数 Re 相当大时(通常大于 10^5), 粘性力的影响变微弱, Re 不再影响流动相似, 称流动对 Re 自模化, 在这种情况下, 决定气体流动相似的准则是 Ma 或 Eu 。

2 液流试验

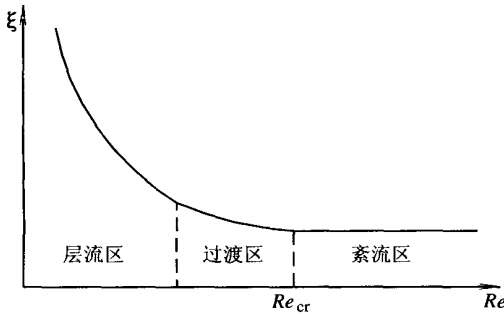
液流试验的目的是测定推力室、发生器、阀、导管、节流圈等零组件的流阻系数或流量系数。液流试验介质通常选用水。

定义流阻系数 $\xi = \Delta p^* \rho / q_m^2$, 或定义流量系数 $C_d = q_m / A \sqrt{2\rho\Delta p}$, 其中 Δp^* 是总压降。当雷诺数较小时, 流动处于层流或层流至紊流的过渡区内, 这时 ξ 和 C_d 是雷诺数 Re 的单值函数; 当 Re 相当大时(通常大于 10^5), 流动处于紊流区内, ξ 和 C_d 保持常数, 不再随 Re 变化。过渡区和紊流区分界处的雷诺数称作临界雷诺数, 用 Re_{cr} 表示, 如图 1 所示。

若液流试验参数加注脚 m , 真实工作参数加注脚 n , 则液流试验的相似方程如下:

收稿日期: 2003-08-26; 修回日期: 2003-09-11。

作者简介: 董锡鉴(1936—), 男, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机系统。

图1 流阻系数 ξ 和雷诺数 Re 的关系

当 $Re_n \leq Re_{cr}$ 时, 取 $Re_m = Re_n$, 即

$$\left(\frac{\rho dv}{\eta}\right)_m = \left(\frac{\rho dv}{\eta}\right)_n, \text{ 由此导出}$$

$$q_{m_m} = \frac{d_m \eta_m}{d_n \eta_n} q_{m_n} \quad (1)$$

式中, d — 试件入口的当量直径, 它等于四倍流通面积 A 除以湿周长 L ;

η — 流体的动力粘度。

当 $Re_n > Re_{cr}$ 时, Re_m 可在略大于 Re_{cr} 的区域内任选, 由雷诺数公式得

$$q_{m_m} > A_m \eta_m Re_{cr} / d_m \quad (2)$$

对局部流阻很大的组件, 为防止气蚀, 应提高出口压力 p_{lm} , 使其满足下式

$$p_{lm} \geq \Delta p \quad (3)$$

如果真实工作条件下的介质动力粘度很大或雷诺数远大于 Re_{cr} , 按相似方程(1)或(2)算出的液流试验流量可以很小, 从而降低了对试验设备的要求。例如某发动机液氧主阀的液氧流量为 150kg/s , $Re_n = 1.12 \times 10^7$, 液流试验用水, 取 $Re_m = 10^{5.5}$, 算得水流量

$$q_{m_m} = 10^{5.5} \times \frac{\pi}{4} \times 0.09 \times 1.1 \times 10^{-3} = 24.6\text{kg/s}$$

3 泵水力试验

液体火箭发动机的泵内流动通常处于 Re 的自模化区, 若泵不气蚀, 由几何相似和运动相似

(速度三角相似), 可导出下面相似方程

$$\left(\frac{q_v}{nd^3}\right)_m = \left(\frac{q_v}{nd^3}\right)_n \quad (4)$$

$$\left(\frac{H}{n^2 d^2}\right)_m = \left(\frac{H}{n^2 d^2}\right)_n \quad (4a)$$

$$\left(\frac{p}{\rho n^3 d^5}\right)_m = \left(\frac{p}{\rho n^3 d^5}\right)_n \quad (4b)$$

对液体火箭发动机的泵, 其尺寸不是很大, 一般不采用缩比的模型泵, 而是用真实的泵进行水力试验, 因此(4)~(4b)式中的 $d_m = d_n$, (4)~(4b)式改写为

$$\left(\frac{q_v}{n}\right)_m = \left(\frac{q_v}{n}\right)_n \quad (5)$$

$$\left(\frac{H}{n^2}\right)_m = \left(\frac{H}{n^2}\right)_n \quad (5a)$$

$$\left(\frac{p}{\rho n^3}\right)_m = \left(\frac{p}{\rho n^3}\right)_n \quad (5b)$$

因为(4)~(4b)和(5)~(5b)式都是由速度三角相似导出的, 所以只要保持(4)式或(5)式就能保持工作相似。

对气蚀特性试验, 欧拉准则属于确定相似的准则数。准则方程为

$$\lambda_{cav} = \frac{p_{ip} - p_s}{\rho v^2 / 2} \quad (6)$$

在一定范围内, 气蚀并不影响泵的参数, 即存在 λ_{cav} 的自模化区。对两相流, 还可采用含气量 q_{vg}/q_v 作为准则数。

4 气流试验

气流试验的目的是测定气路中的阀、节流圈、管路等的流阻系数和流量系数。广泛选用空气作为试验介质, 空气膨胀后温度降低, 其中水份会凝结, 有时需要将空气加温, 还可采用空气/酒精燃气发生器产生的富氧燃气作为试验介质。

气流试验的相似准则为马赫数 Ma 或欧拉数 Eu , Ma 和 Eu 有如下关系

$$Eu = p / \rho v^2 = p / \frac{kp}{kRT} v^2 = 1 / kMa^2 \quad (7)$$

相似理论已经证明：当气体的等熵指数

$k_m = k_n$ 时，对不动通道，只要保持模型和实物任一

一对应截面的 Ma 或 Eu 相等，就能得到流动相似。

事实上，难以做到 $k_m = k_n$ ，因此相似准则则具

有近似性。如果 $|k_m - k_n| / k_n \leq 10\%$ ，试验表明，

当 Ma 较小时，这种差别可忽略不计。

用试件的出口马赫数 Ma_1 或出口欧拉数 Eu_1

作为相似准则，则有以下式

$$Ma_1^2 = \left[\left(\frac{p_0^*}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \frac{2}{k-1} \quad (8)$$

若用马赫准则，应保持 $Ma_{1m} = Ma_{1n}$ ，由(8)

式得相似方程

$$\left(\frac{p_0^*}{p_1} \right)_m = \left\{ 1 + \frac{k_m - 1}{k_n - 1} \left[\left(\frac{p_0^*}{p_1} \right)_n^{\frac{k_n - 1}{k_n}} - 1 \right] \right\}^{\frac{k_m}{k_m - 1}} \quad (9)$$

若用欧拉准则，应保持 $k_m Ma_{1m}^2 = k_n Ma_{1n}^2$ ，由

(8)式得相似方程

$$\left(\frac{p_0^*}{p_1} \right)_m = \left\{ 1 + \frac{k_n(k_m - 1)}{k_m(k_n - 1)} \left[\left(\frac{p_0^*}{p_1} \right)_n^{\frac{k_n - 1}{k_n}} - 1 \right] \right\}^{\frac{k_m}{k_m - 1}} \quad (10)$$

5 涡轮特性试验

涡轮特性试验可选用本文 4 中介绍的气体；

为降低转速和功率，通常还选用气体常数小，温

度较低的气体，这种气体能使涡轮的膨胀功和膨

胀速度降低，氟里昂类气体能满足这一要求。

对涡轮静子通道，相似准则同本文 4。

对涡轮转子通道，相似理论已经证明：当

$k_m = k_n$ 时，只要保持模型和实物任一截面的两个

马赫数相等 (Ma_u 、 Ma_c 、 Ma_w 中的任意两个)，

就能保持旋转通道中流动相似。进一步证明得出：

涡轮出口处的 Ma_{c_2} 和 $\frac{u_2}{c_2}$ 和这一准则等价，

Ma_{c_2} 、 c_2 是假想的。当 $k_m \neq k_n$ 时，这一准则也是近似的。

由 $Ma_{c_{2m}} = Ma_{c_{2n}}$ 确定涡轮特性试验压比

$$\left(\frac{p_0^*}{p_2} \right)_m = \left\{ 1 + \frac{k_m - 1}{k_n - 1} \left[\left(\frac{p_0^*}{p_2} \right)_n^{\frac{k_n - 1}{k_n}} - 1 \right] \right\}^{\frac{k_m}{k_m - 1}} \quad (11)$$

由 $\left(\frac{u_2}{c_2} \right)_m = \left(\frac{u_2}{c_2} \right)_n$ 确定涡轮特性试验转速

$$c_2 = \left\{ \frac{2k}{k-1} RT_0^* \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}}$$

$$n_m = \frac{d_n n_n}{d_m} \left\{ \frac{\frac{k_m}{k_m - 1} R_m T_{0m}^* \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0^*} \right)_m^{\frac{k_m - 1}{k_m}} \right]}{\frac{k_n}{k_n - 1} R_n T_{0n}^* \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0^*} \right)_n^{\frac{k_n - 1}{k_n}} \right]} \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (12)$$

6 发动机试车

发动机的动态过程与贮箱至发动机入口的推进剂供应系统有关，应尽量做到试车台和火箭的供应系统动态相似。然而做到试车台和火箭的供应系统动态相似是十分困难的，这是因为：

通常要求试车台具备通用性，能够试验不同类型的发动机，对某种发动机不一定完全适合；

从安全考虑，贮箱远离试车间，管路很长；且做了加强，强度、刚度都大；

试车台上附件多，例如流量计、阀等。

解决这一问题的办法是加一起动贮箱，起动贮箱至发动机入口的管路长度、直径、材料、管壁厚度和火箭上保持一致。起动贮箱容积不大，其中推进剂只工作几秒钟，待测出供应系统和发动机的动特性之后，便可关闭起动箱，由主贮箱

接替。这样做可得到 pogo 的有关信息。

根据静态和动态的相似准则，可导出从起动贮箱至发动机入口管路的相似方程：

相对流阻

$$\left(\frac{\Delta p}{p}\right)_m = \left(\frac{\Delta p}{p}\right)_n$$

无因次波阻

$$\left(\frac{\rho v c}{p}\right)_m = \left(\frac{\rho v c}{p}\right)_n$$

式中 v — 推进剂组元流速；

c — 推进剂组元的声速，与推进剂组元类别、管壁弹性、推进剂中气体含量有关；

若试车台和火箭的 p 、 q_m 分别相等，则有

$$\left(\frac{c}{A}\right)_m = \left(\frac{c}{A}\right)_n$$

惯性流阻系数

$$\left(\frac{L}{A}\right)_m = \left(\frac{L}{A}\right)_n$$

式中 L — 供应管路长度；

A — 供应管路流通面积。

参考文献：

- [1] Сточек Н П, Гидравлика ЖРД. Машиностроение, 1978.
- [2] Волков Е В, Стамика и динамика ракетных двигателей. Машиностроение, 1978.
- [3] Присняков В Ф, Динамика Ж Р Д установок. Машиностроение, 1983.



波音公司试验未来火箭发动机部件

波音公司成功进行了 RS-84 原型发动机一个关键部件的试验，其推进力超过美国制造的同类型发动机。

RS-84 发动机是由波音洛克达因公司研制的一种可重复使用液体助推发动机，它是为 NASA 下一代运载技术计划而研制的。该发动机是目前正在研制的用于替代传统的以氢为燃料的两种相互竞争的发动机之一，它是一种可重复使用的、采用分级燃烧循环以煤油为燃料的发动机。这种发动机性能高、推进剂密度大，维护相对简单，也就是说它比采用其它技术的发动机能提供更大的推力，而占用的燃料贮箱容积较小。

缩尺预燃室尺寸是实际全尺寸的 1/5，该预燃室将用于推力为 1000000 磅的 RS-84 富氧分级燃烧循环发动机中，RS-84 发动机计划在 2007 年夏天进行试验。这种新预燃室是在一月份结束的一系列热试期间进行的。

RS-84 发动机计划 NASA 项目经理 Danny Davis 说，“还没有那种发动机能象 RS-84 那样能满足高可靠性、低成本和灵活性要求，我们的设计结合了在材料研究方面的最新成果、采用了先进的故障监控和预测软件以及过去发动机研制中的经验。”

RS-84 发动机的好处在于它可使发动机系统更紧凑、使地面燃料处理和加注更容易，可缩短各次发射之间的转场时间。相应地，就减少了整个发射费用，使太空飞行更便宜进而对商业企业更具吸引力。

(编译：吕奇伟)