

火箭发动机-超音速扩压器-蒸汽引射泵 组合式高空模拟试验系统的性能研究*

张奎好

(航天工业总公司 101 所, 北京, 100074)

摘 要: 通过对火箭发动机-超音速扩压器-蒸汽引射泵组合式高空模拟系统的理论分析和实验研究, 提出了扩大 GS-1 高空模拟试车台试验能力的几项新方案。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 高空试验, 试验设备, 超音速扩压器

分类号: V433.9

A STUDY ON PERFORMANCES OF HIGH ALTITUDE SIMULATION TEST SYSTEM COMPOSED OF ROCKET ENGINE, SUPERSONIC DIFFUSER AND VAPOUR JET VACUUM PUMP

Zhang Kuihao

(The 101st Research Inst., Beijing, 100074)

Abstract: In this paper, high altitude simulation test system composed of rocket engine, supersonic diffuser and vapour jet vacuum pump is analysed theoretically and studied experimentally. Several new methods used to extend test ability of GS-1 High Altitude Simulation Test Bed are proposed.

Subject terms: Liquid propellant rocket engine, High altitude test, Test equipment, Supersonic diffuser

1 引 言

创造并维持发动机高空模拟试验的动态真空环境, 需解决高温、高速、大质量流燃气的抽吸问题。目前普遍采用的抽气方式有三种。发动机-超音速扩压器系统, 模拟试验高度上限为 21~23km (4.5~3.4kPa), 多适用于大推力、高燃压发动机。例如: CZ-3A 三子级氢氧发动机的高空模拟试验。发动机-超音速扩压器-蒸汽引射泵系统, 模拟试验高度为 30~60km

* 本文 1994 年 5 月 17 日收到

(1180~21Pa), 多适用于空间较小推力的发动机。例如: 同步通信卫星的 490N 远地点发动机的高空模拟试验。低温泵-机械真空泵机组, 直接对安装发动机的真空舱进行抽气。模拟试验高度可达到 80km 以上。但是由于设备投资大和技术上的困难, 仅适用于极小推力发动机的空间环境模拟试验。例如: 美国 4.5N 姿控发动机的羽焰效应试验。

2 发动机-超音速扩压器-蒸汽引射泵组合式高空模拟试车台的系统组成

GS-1 高空模拟试车台即属发动机-超音速扩压器-蒸汽引射泵类。试车台真空抽气系统如图 1 所示, 主要组件有:

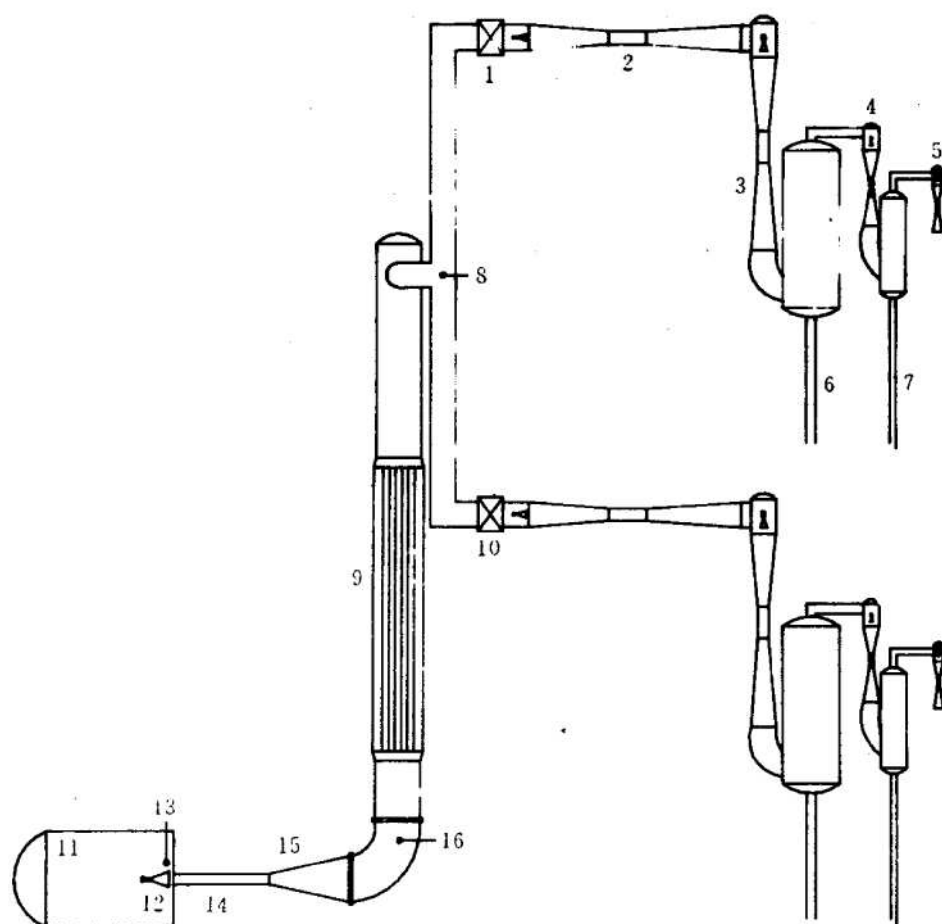


Fig. 1 Composition diagram of GS-1 high altitude simulation test system

1. Four-Stages vapour jet pump A 2. First-Stage injector 3. Second-Stage injector
4. Third-Stage injector 5. Fourth-Stage injector 6. First-Stage water condenser
7. Second-Stage water condenser 8. p_{in} -vacuum measuring point of inlet of pump
9. Flame cooler 10. Four-Stages vapour jet pump B 11. Vacuum cabin 12. Engine 13. p_v -vacuum measuring point of cabin 14. Cylindrical section 15. Supersonic diffuser 16. p_{ex} -vacuum measuring point of exit of diffuser

(1) 真空舱。内径 2.4m, 长 5.0m, 有效容积 20m³, 内有工作平台。

(2) 试验发动机。安装于真空舱内的工作平台上, 喷管与扩压器入口对中。

(3) 超音速扩压器。与发动机组合成一超音速气体引射器,分圆柱段和亚音速扩散段,总长 3640mm,圆柱段内径 350mm。扩压器采用夹套水冷,水流量 40t/h。

(4) 火焰冷却器。其作用是将发动机排出的高温燃气进行降温,使进入蒸汽引射泵的燃气温度 $<400\text{K}$ 。冷却器直径 1.4m,高为 21m,采用三段水冷却方式:下段为夹套散热板式,中段为管束式换热器,上段为圆筒体。冷却水流量 60t/h。

(5) 蒸汽引射泵。由四级蒸汽引射器和两级水冷凝器串联构成。高压(0.8MPa)蒸汽通过引射器的拉瓦尔喷管和扩压管形成抽气作用。一、二级水冷凝器分别凝结二、三级引射器排气中的水蒸汽,降低三、四级引射器的抽气负载。两套蒸汽引射泵并联,水蒸汽总耗量 16t/h,循环冷却水总耗量 1000t/h。可根据试验需要使用两套或其中的一套。

3 蒸汽引射泵的抽气能力

蒸汽引射泵有四级蒸汽引射器,引射器结构型式如图 2 所示。

工作原理与发动机-超音速扩压器系统相似:蒸汽喷嘴等效于发动机;扩压管相当于超音速扩压器。其区别在于:蒸汽引射器有被抽气体的二次流;而发动机无二次流。由于二次流的存在,使蒸汽引射泵入口所能达到的真空压力决定于被抽气体的流量。

3.1 四级蒸汽引射泵对 20℃干空气的抽气能力

GS-1 试车台建成后,应用 20℃的干空气作为被抽气体,分别对两套蒸汽引射泵进行了调试。调试中,通过调节流量孔板改变吸入空气的质量流量 G_a (kg/h),记录对应流量下一级引射器入口的真空压力 p_{in} 。图 3 中曲线 1 是调试得到的单套蒸汽引射泵的负载性能曲线。

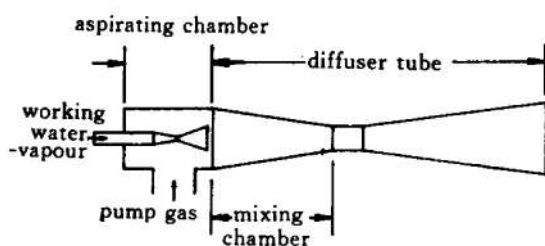


Fig. 2 Working principle of water-vapour injector

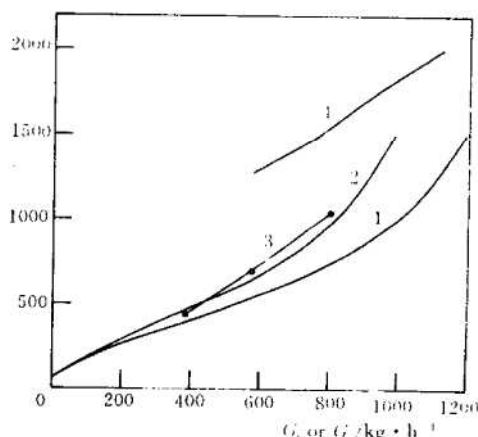


Fig. 3 Pumpability curve of single vapour jet pump

从图中看出:四级蒸汽引射泵的空载极限真空压力为 50Pa。对于单套泵,当空气负载流量 $G_a > 105\text{kg/h}$ 时,蒸汽引射泵失稳,最大稳定工作真空压力为 1.2kPa。

3.2 四级蒸汽引射泵对发动机燃气的抽气能力

发动机试验中,蒸汽引射泵的吸入气体是燃气,依据发动机燃气的温度和平均分子量的

修正比率, 可由下式换算得到与 20°C 的干空气流量 G_a 等效的燃气流量 G_c 。

$$G_c = C_t \cdot \sqrt{M_c/M_a} G_a \\ = 0.96 \sqrt{21/29} G_a$$

式中 C_t ——燃气的温度修正系数。例如: $T=540^{\circ}\text{C}$ 时, $C_t=0.78$; $T=20^{\circ}\text{C}$ 时, $C_t=1.0$; $T<400\text{K}$, $C_t>0.96$ 。

M_c ——燃气的平均分子量, 对于 NTO/MMH 和 NTO/UDMH 推进剂燃气, $M_c=21$ 。

M_a ——空气的平均分子量, $M_a=29$ 。

因此, 由图 3 中曲线 1 可换算得到单套蒸汽引射泵对发动机燃气的理论性能曲线, 如图 3 中曲线 2 所示。

发动机实际试验中, 在不同燃气排气流量下, 记录蒸汽引射泵入口所达到的真空压力 p_i , 得到实际的抽气性能曲线 3, 可以与曲线 2 进行比较。

3.3 三级蒸汽引射泵对发动机燃气的抽气能力

为提高蒸汽引射泵的试验能力, 发动机试验中, 还对三级蒸汽引射泵(第二、第三、四级蒸汽引射器启动, 第一级蒸汽引射器不启动)的实际抽气能力进行了研究, 得到图 3 中曲线 4 所示的实际抽气性能曲线。

研究蒸汽引射泵的抽气能力, 目的在于确定超音速扩压器的出口压力 p_{ex} , p_{ex} 近似等于 p_{in} 。

4 发动机-超音速扩压器的性能

发动机-超音速扩压器-蒸汽引射泵系统中的发动机-超音速扩压器与单纯的发动机-超音速扩压器系统相比, 其工作原理相同: 当发动机按超音速扩压器的启动要求进行工作时, 扩压器内形成封闭的正激波系, 正激波系在扩压器内的传播会产生低压区, 喷管周围的气体和超音速气流一起被引射, 使真空舱保持高空低压环境。二者的最重要的区别是: 前者的扩压器出口为一变化的真空压力, 这一真空压力决定于蒸汽引射泵的抽气能力; 而后者的扩压器出口恒定为大气压力。

发动机-超音速扩压器的流动模型及理论计算, 文献〔1〕中有较为详细的论述。计算公式中所用部分符号的注解为

ϵ ——扩压器入口对发动机喉部的面积比

ϵ_e ——发动机喷管出口对喉部的面积比

A ——扩压器入口截面积

A_e ——发动机喷管出口截面积

p_c ——发动机燃烧室压力

D_t ——发动机喉部直径

k ——喷管内燃气热过程指数

4.1 性能计算

(1) 真空舱试验真空压力 p_v

发动机喷管出口压力 p_e

$$\epsilon_e = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{(k+1)/(2(k-1))}}{\left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{1/k} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{k-1/k} \right]}}$$

发动机试验真空舱内的压力 p_v 等于喷管出口气流进一步膨胀到扩压器入口壁面处的气流静压。

$$\epsilon_c = \frac{A}{A_t} = \frac{\sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{(k+1)/(2(k-1))}}{\left(\frac{p_v}{p_c} \right)^{1/k} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_v}{p_c} \right)^{k-1/k} \right]}}$$

发动机高空模拟试验要求 $p_v < p_c$, 因此只要 $A > A_c$, 就能满足此试验要求。

(2) 扩压器最大出口压力 $p_{ex, \max}$

超音速扩压器入口截面上气流马赫数 M 由下式求得

$$\epsilon = \frac{A}{A_t} = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{k+1} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$$

根据超音速扩压器的一元正激波理论, 激波前后气流最大压缩比 $R_{\max}$ 为

$$R_{\max} = \frac{p_{ex, \max}}{p_v} = \frac{2kM^2 - (k-1)}{k+1}$$

$$\text{故: } p_{ex, \max} = R_{\max} \cdot p_v$$

(3) 扩压器最小启动压力 $p_{c, \min}$

假定在发动机排气流量下, 超音速扩压器出口压力为 p_{ex} , 则

$$p_{v, \min} = p_{ex} / R_{\max}$$

$$p_{c, \min} = \left[\frac{2}{(k-1)M^2 + 2} \right]^{\frac{-k}{k-1}} \cdot p_{v, \min}$$

4.2 扩压器的稳定工作范围

超音速扩压器的稳定工作条件是: 发动机燃烧室压力 $p_c > p_{c, \min}$; 扩压器出口压力 $p_{ex} < p_{ex, \max}$ 。在此工作条件下, 真空舱压力 p_v 保持为定值; 而 p_{ex} 是由蒸汽引射泵的抽气能力所决定的, 扩压器能够发挥的实际作用压缩比 $R = p_{ex} / p_v$ 。

4.3 计算实例与试验结果

(1) 490N 发动机计算实例

GS-1 试车台圆柱型超音速扩压器内径 350mm, 对于 490N 远地点发动机: $p_c = 0.67\text{MPa}$, $D_t = 2.25\text{mm}$, $\epsilon_c = 154$, $k = 1.23$, 计算结果如下: $\epsilon = 240$, $p_c = 220\text{Pa}$, $p_v = 126\text{Pa}$, $R_{\max} = 38$, $p_{ex, \max} = 4770\text{Pa}$; 在 $p_{ex} = 700\text{Pa}$ 时, $p_{c, \min} = 0.1\text{MPa}$ 。

(2) 490N 发动机试验结果

490N 发动机试验中, 通过改变蒸汽引射泵的运行条件来改变扩压器出口压力 p_{ex} , 从而达到验证超音速扩压器最大工作能力的目的。试验结果反映在表 1 中。

由表 1 证明: ①只要 $p_{ex} < p_{ex, \max}$, p_v 就恒为定值, $p_v =$

Table 1 Result of 490N engine test (single vapour jet pump)

Working condition of single vapour jet pump water-vapour pressure of every injector				Pressure of vacuum cabin p_v (Pa)	Pressure of diffuser's exit p_{ex} (Pa)
First- Stage MPa	Second- Stage MPa	Third- Stage MPa	Fourth- Stage MPa		
0.8	0.8	0.8	0.8	150	670
0	0.8	0.8	0.8	180	1270
0	0.5	0.8	0.8	150	2010
0	0.4	0.8	0.8	180	3330
0	0.3	0.8	0.8	170	4430
0	0	0.8	0.8	>1000 sud- denly rising	4720

150~190Pa。② $p_{ex, \max} = 4770\text{Pa}$, 与理论计算值相吻合。

5 扩大 GS-1 高空模拟试车台试验能力的新方案

5.1 三级蒸汽引射泵替代四级蒸汽引射泵试验技术

根据 GS-1 台的最初设计, 应用双套四级蒸汽引射泵, 其最大试验推力为 500N, 因此 490N 发动机试验应当采用双套四级蒸汽引射泵, 但此时扩压器出口压力 p_{ex} 仅为 400Pa 远远小于 $p_{ex,max} = 4770\text{Pa}$, 扩压器的作用远未得到发挥。

为了保证 $p_{ex} < p_{ex,max}$ 的前提下, 改变试验条件, 应用单套三级蒸汽引射泵抽气进行 490N 发动机试验, 取得了成功, 接着加大发动机的工作推力以验证试车台的最大试验推力, 试验结果列于表 2。从表 2 可以看出:

(1) 应用单套三级蒸汽引射泵成功进行了 490N 发动机试验, 使蒸汽耗量由原来的 16t/h 降至 7t/h; 冷却水耗量由 1000t/h 降至 450t/h。

(2) 单套三级蒸汽引射泵的试验推力可到 900N, 那么双套三级蒸汽引射泵的试验推力可到 1800N, 大大高于设计时的 500N。

5.2 真空非平衡过渡过程的应用

应用单套四级蒸汽引射泵进行 1600N 发动机试验, 真空压力 p_v 和 p_{ex} 随点火时间的非平衡上升过程如图 4 所示。

内径 350mm 的扩压器对 1600N 发动机: $p_c = 0.77\text{MPa}$, $D_t = 3.88\text{mm}$, $k = 1.23$, $\epsilon_c = 50$ 。计算结果为: $p_c = 1070\text{Pa}$, $p_v = 570\text{Pa}$, $p_{ex,max} = 15\text{kPa}$ 。

发动机流量 $G = 2110\text{kg/h}$ 已经远超出单套四级蒸汽引射泵的 860kg/h 的最大抽气量。但是由于扩压器出口 30m^3 冷却器容积的缓冲作用, p_{ex} 上升至 $p_{ex,max} = 15\text{kPa}$ 约需要 14s 的时间, 只要 $p_{ex} < p_{ex,max}$, 舱压 p_v 就小于 570Pa。因此应用单套四级蒸汽引射泵进行 1600N 发动机的 10s 稳态的性能试验是完全可以满足试验要求的。

5.3 变长度超音速扩压器技术的应用

发动机的自由射流长度 L 是指发动机喷管出口截面与扩压器入口截面之间的轴向距离。扩压器作用的发挥受自由射流长度 L 的影响很大。

图 5 是应用单套四级蒸汽引射泵进行 490N 发动机试验, 真空压力 p_v 与 L 的关系曲线。不难看出随着 L 的增大, p_v 上升, 模拟高度下降。当 $L > 200\text{mm}$ 时, 扩压器完全不起作用, $p_v = p_{ex}$ 完全决定于蒸汽引射泵。

490N 发动机进行推力矢量测量试验过程中, 发动机要沿轴向前后移动 80mm, 为了保持移动前后真空压力 p_v 的一致性, 采用了变长度超音速扩压器技术, 图 6 所示的辅助扩压筒可与发动机一起前后移动, 保持 $L < 10\text{mm}$ 基本不变, 相当于调节了超音速扩压器的长度。

Table 2 Test ability of single three-stages vapour jet pump (490N engine)

Pressure of combustion chamber p_c MPa	Trust F N	Flow of combustion -gas G kg/h	Pressure of vacuum cabin p_v Pa	Pressure of diffuser's exit p_{ex} Pa
0.67	490	576	166	1270
0.80	590	694	181	1400
0.90	680	801	220	1540
1.0	760	893	211	1700
1.1	860	1015	190	1860
1.2	940	1122	196	200

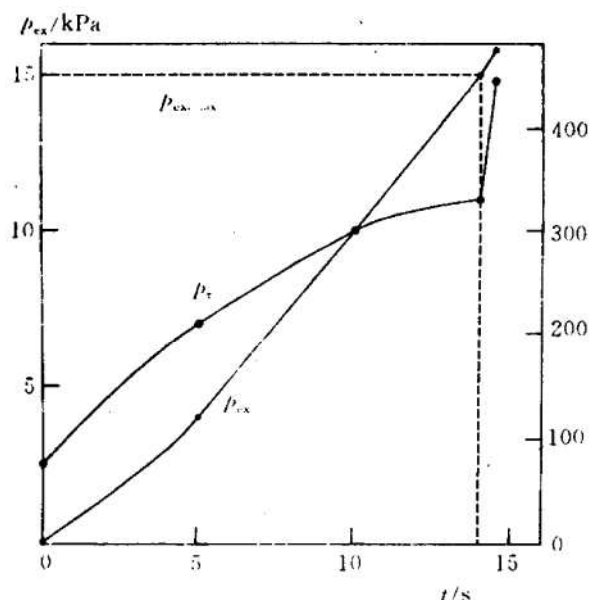


Fig. 4 Vacuum non-equilibrium rising process of 1600N engine test

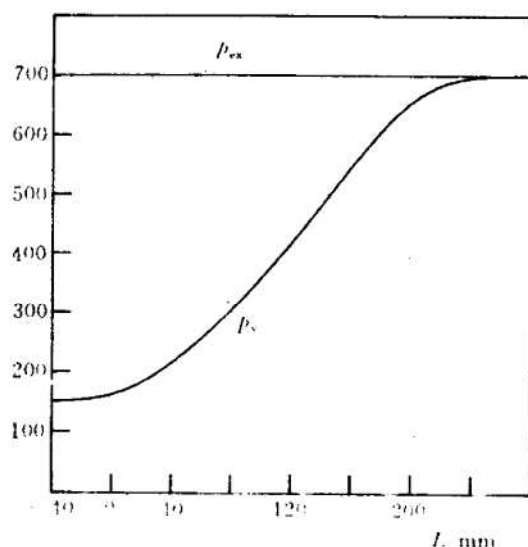


Fig. 5 The relation between vacuum cabin pressure p_v and engine's free-jet length L

5.4 大面积比超音速扩压器技术

对于单纯的发动机-超音速扩压器试验系统,扩压器对发动机喉部的面积比 ϵ 一般小于 100,而对于发动机-超音速扩压器-蒸汽引射泵系统,面积比 ϵ 可以大到几百乃至上万,从而大大提高了模拟试验高度。

例如:某卫星的 10N 姿控发动机: $p_c = 0.8\text{MPa}$, $D_t = 3\text{mm}$, $\epsilon_e = 93$, $k = 1.23$ 。扩压器内径仍旧为 350mm, ϵ 高达 13500, 计算结果为: $p_c = 480\text{Pa}$, $p_v = 1.0\text{Pa}$, $p_{ex} = 110\text{Pa}$ 。

实际试验测量结果为: $p_{ex} = 100\text{Pa}$, $p_v = 18\text{Pa}$, 相当于达到了 60km 的模拟试验高度。

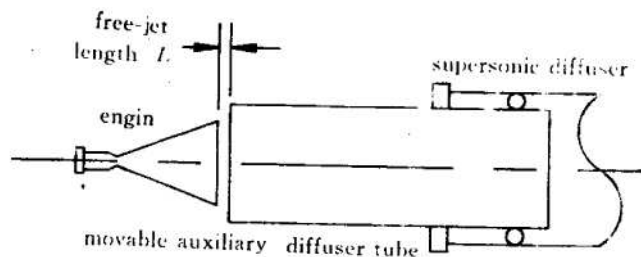


Fig. 6 Working principle of variable-length supersonic diffuser

6 结 论

(1) 发动机-超音速扩压器-蒸汽引射泵作为组合式高空模拟系统,蒸汽引射泵的抽气能力决定了超音速扩压器的出口压力 p_{ex} ; 蒸汽引射泵的抽气能力应保持 $p_{ex} < p_{ex,max}$ 。

(2) 在超音速扩压器的稳定工作条件 $p_c > p_{c,min}$ 、 $p_{ex} < p_{ex,max}$ 下,可以改变蒸汽引射泵的运行条件,大大降低试验设备的能耗。

(3) 四级蒸汽引射泵用三级替代的试验技术、真空非平衡过渡过程、变长度超音速扩压器技术、大面积比超音速扩压器技术的应用极大地提高了 GS-1 高空模拟试车台试验能力。

参 考 文 献

- [1] 郭霄峰等. 发动机试验. ISBN7-80034-312-X/V027, 1990. 12
- [2] 蒸汽喷射制冷设计手册. 北京: 中国建筑工业出版社, 1972