

蒸汽发生器掺混工质对引射性能的影响分析

孔凡超, 刘万龙, 胡旭坤, 郭 敬
(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘 要: 在火箭发动机高空模拟试验领域, 常采用蒸汽发生器供应大流量的引射工质。蒸汽发生器利用燃料和氧化剂化学反应, 并和掺混工质混合产生引射工质。为了分析掺混工质对蒸汽发生器供应引射工质的性能的影响, 开展了理论计算研究。首先, 分析了冷却水掺混量变化对引射器零二次流引射性能的影响, 结果表明在最小启动压力点, 随着冷却水量增加, 最小启动压力增大, 真空度提高, 一次流流量增加, 消耗的酒精先减小后增大; 其次, 分析了采用不同流量液氮作为掺混工质的引射效果, 结果表明在最小启动压力点, 随着液氮量增加, 最小启动压力增大, 真空度提高, 一次流流量增加, 消耗的酒精减少; 最后, 比较了 2 种掺混方法, 发现采用液氮作为掺混工质, 极限真空度更高, 引射能力为采用水掺混的 3 倍。对于带有二次流的超超引射, 二次流一致时, 2 种方式的压缩比相当, 但液氮掺混工作范围更宽。

关键词: 蒸汽发生器; 引射; 引射器

中图分类号: V433-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 01-0077-06

Influence of steam generator's mixture on its ejection performance

KONG Fanchao, LIU Wanlong, HU Xukun, GUO Jing
(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: In the field of altitude test of rocket engines, steam generator is usually used to supply high-flow ejecting gas. In the steam generator, fuel reacts with oxidant and blends with mixture to produce ejecting gas. This paper studied the influence of mixture on performance of ejecting gas based on theoretical calculation. Firstly, the performance of a supersonic ejector without a second flow with ejecting gas mixed with different volumes of water was studied. The results show that at the minimum start pressure point, when the cooling water volume increases, a bigger minimum start pressure is needed and the vacuum level increases while more ejecting gas is required with alcohol consumption first decreases and then increases. Secondly, the performance of a supersonic ejector with ejecting gas mixed with different volumes of liquid nitrogen was studied. The results show that at

收稿日期: 2015-03-18; 修回日期: 2015-07-26

作者简介: 孔凡超 (1985—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机试验技术研究

the minimum start pressure point, when the liquid nitrogen volume increases, a bigger start pressure is needed and the vacuum level increases while more ejecting gas is required with less consumption of alcohol. Finally, the comparison of the two blending methods shows that using liquid nitrogen as mixture brings a higher vacuum level and an ejecting performance three times better than that of using water. As for supersonic-supersonic ejector with a second flow, the compression ratios are the same under the same second flow but the liquid nitrogen has a larger work scope.

Keywords: steam; generator; ejection; ejector

符号说明:

c_p	定压比热	h	焓值	T	温度
x	水相对质量流量	k	比热比	X	水和液氧酒精的质量流量比
m	质量流量	γ	液氮相对质量流量	M	摩尔质量、马赫数
p	压力	η	质量分数	R_g	气体常数
φ	体积分数	R	摩尔气体常数	Y	液氮和液氧酒精的质量流量比

下标:

i	组分	p	一次流	0	总参数	s	二次流
-----	----	-----	-----	-----	-----	-----	-----

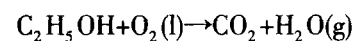
0 引言

目前蒸汽发生器广泛用于国内外的火箭发动机高空模拟试验台,为引射器提供引射工质。以美国 A3 试验台为例,引射器由流量为 2 177.28 kg/s 的过热蒸汽驱动,过热蒸汽由 27 台液氧/异丙醇化学蒸汽发生器(CSG)提供。该蒸汽发生器模型是基于 NASA 白沙试验场已经使用了近 40 年的模型而设计^[1]。与国外对比,国内某液氧火箭发动机主动引射高空模拟系统采用了 2 台 50 kg/s 的液氧/酒精蒸汽发生器提供引射工质,于 2012 年调试成功。无论是单台蒸汽发生器的能力、还是并联使用的规模以及技术水平,与国外存在较大的差距。看到国内发展更大推力的上面级火箭发动机高空模拟试验台所存在的困难。所以从各方面提高单台蒸汽发生器引射能力、减小并联规模、提高技术可靠性具有重要的意义。本文重点分析研究蒸汽发生器的掺混工质对引射性能影响。

1 蒸汽发生器的原理

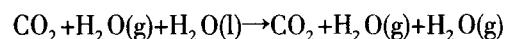
蒸汽发生器利用液氧与酒精在蒸汽发生器内

燃烧产生高温高压蒸汽导入混合室内,与混合室内掺混的冷却水混合,冷却水受高温蒸汽蒸发为过热蒸汽。作为引射器的工作介质,这种方法实现长时间、大流量供应过热蒸汽。不考虑复杂的平衡产物,并假设酒精和液氧之间的燃烧按照化学当量比,在冷却水掺混前,酒精和液氧燃烧可以用如下的表达式来表示:



$$46 \text{ g } 300 \text{ K} + 96 \text{ g } \rightarrow 88 \text{ g } 4 \text{ 631.2 K} + 54 \text{ g } 4 \text{ 631.2 K}$$

实际过程中作为引射工质,酒精和液氧燃烧直接产物温度过高,会在高温燃气中喷入冷却水^[2]或在酒精中掺入冷却水^[3],这种方式都能够有效的降低蒸汽的温度。因为 2 种情况下水都不参加化学反应,设冷却水量为 x ,如下式表示:



$$88 \text{ g } 4 \text{ 631.2 K} + 54 \text{ g } 4 \text{ 631.2 K} + x \text{ 300 K} \rightarrow$$

$$88 \text{ g } T + 54 \text{ g } T + x T$$

通过列解如下的热平衡方程可以得到给定 x 下的蒸汽温度 T :

$$88 \text{ g} \cdot h_{CO_2}(T - 4 \text{ 631.2 K}) + 54 \text{ g} \cdot h_{H_2O}(T - 4 \text{ 631.2 K}) +$$

$$x \cdot h_{H_2O}(T - 300 \text{ K}) = 0$$

定义冷却水量为冷却水和燃料加氧化剂的质量流量比, 即: $X=x/(46+96)$ 。冷却水量影响了最终蒸汽的组分和蒸汽的温度, 而蒸汽的热力学性质受组分和温度影响较大。通过下面 4 个式子可以得到蒸汽的热力学性质, 而蒸汽的热力学性质直接影响引射器的性能。

$$\text{定压比热: } cp(T) = \sum_{i=1}^n (\eta_i cp_i(T))$$

$$\text{分子量: } M = \sum_{i=1}^n (\varphi_i M_i)$$

$$\text{气体常数: } R_g = \frac{R}{M}$$

$$\text{比热比: } k = \frac{cp}{cp - R_g}$$

2 掺混冷却水量对引射性能的影响

以某等截面环形引射器为例, 考虑无二次流的情形。如图 1 所示, 定义 4 个关键截面, 截面 0 为一次流 p 和二次流 s 的出口; 截面 1 为燃气完全膨胀截面, 当无二次流时, 该截面的静压可以看作是引射器的极限真空; 截面 2 为正激波波后截面; 截面 3 为扩张段出口截面, 背压为大气压。

将截面 0 与截面 1 之间看作一个控制体, 该控制体满足流量、动量及能量的守恒关系。截面 1 与截面 2 之间满足朗金-雨贡钮激波绝热关系。同时将截面 2 与截面 3 之间也看作一个控制体, 该控制体也满足流量、动量及能量的守恒关系。具体计算方法可以参考文献 [4]。通过求解这些关系可以得到不同一次流参数对该引射器的影响。

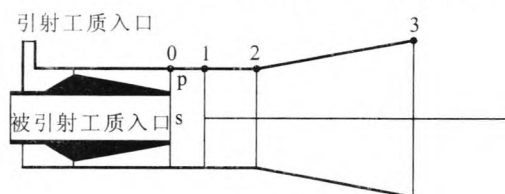


图 1 环形引射器结构示意图

Fig. 1 Structure of the annular ejector

不断改变冷却水量 X , 得到了其对引射器自引射性能的 4 个关键指标的影响, 包括: 最小启动压力 p_{pc} , 最小启动压力下的真空压力 p_s , 最小启动压力下的蒸汽流量 m_p , 最小启动压力下消耗

的酒精 $m_{C_2H_5OH}$ 。

如图 2~图 4 所示, 随着冷却水量 X 的不断增加, 一次流流量 m_p 不断的增加, 环形引射器所需要的启动压力 p_{p0} 不断提高, 极限真空压力 p_s 却不断降低。启动压力 p_{p0} 的不断提高主要因为一次流流量 m_p 不断增加, 极限真空压力 p_s 不断降低主要是因为一次流的性质不断接近于水蒸气。当 $X=2.89$ 时, 一次流温度恰好等于水蒸气在混合气体中对应分压下的饱和温度, 不宜继续增加冷却水量, 此时极限真空压力最低, 为 4 230.1 Pa。

如图 5 所示, 酒精的耗量 $m_{C_2H_5OH}$ 随着冷却水量的增加先不断降低, 后不断提高, 当 X 为 1.77 时, $m_{C_2H_5OH}$ 存在最小值 6.92 kg/s。不过, 此时燃气的温度为 1 064 K, 一般的燃气管道难以承受, 所以这个点只是一个理论上的点, 在采用长管道供应蒸气时并不实用。实际使用时, 燃气温度一般不超过 573 K, 此时酒精耗量最少, $m_{C_2H_5OH}$ 为 7.35 kg/s, X 为 2.68。

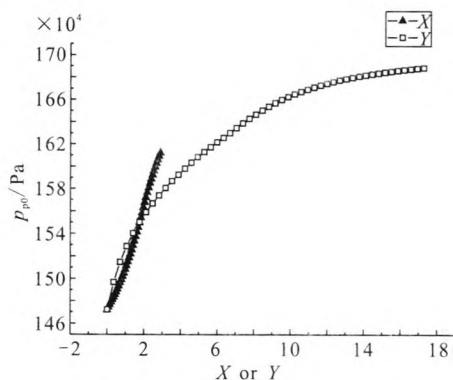


图 2 X 和 Y 对 p_{p0} 的影响

Fig. 2 Effect of X/Y on p_{p0}

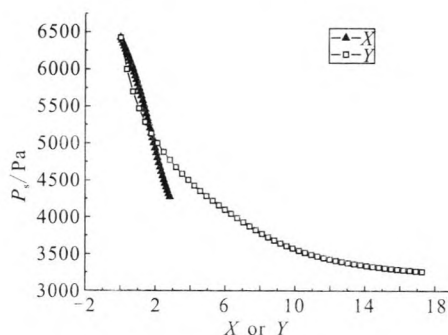
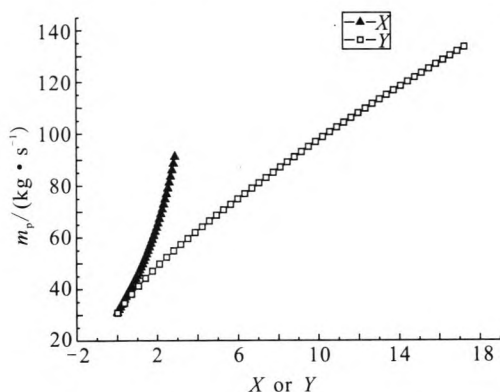
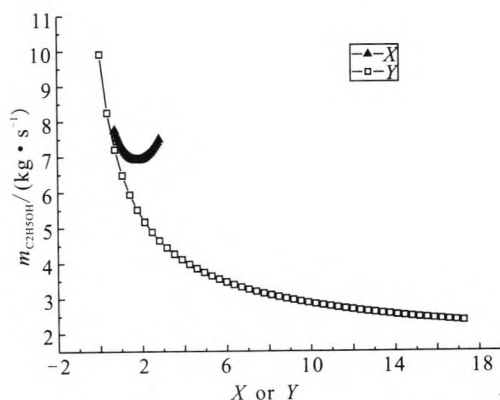


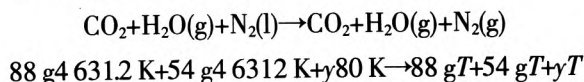
图 3 X 和 Y 对 p_s 的影响

Fig. 3 Effect of X/Y on p_s

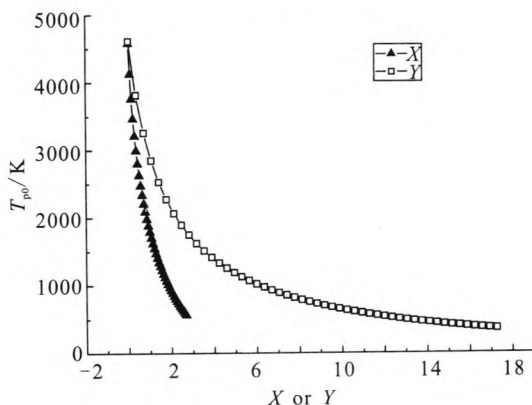
图4 X和Y对 m_p 的影响Fig. 4 Effect of X/Y on m_p 图5 X和Y对 $m_{C_2H_5OH}$ 的影响Fig. 5 Effect of X/Y on $m_{C_2H_5OH}$

3. 采用液氮作为冷却工质的效果

对于引射, 主要利用的是一次流从引射器喷嘴出来以后的动能, 而这种动能和它自身的内能提升均来自于燃料的化学能。考虑到水在汽化时的潜热很高, 定压比热也较高, 作为一种冷却工质这种特性比较理想, 但作为引射工质大量的化学能转化为了内能是一种潜在的浪费。与水相比, 液氮的汽化潜热和定压比热都较小, 能够避免这样的浪费。且在很多情况下氮气也是一种常用的引射工质, 如文献 [6] 中的引射器就采用氮气作为引射工质。本节考虑采用液氮作为蒸汽发生器的掺混工质, 表达式如下所示:



定义掺混液氮量 Y 为 y 和燃料加氧化剂的质量流量比, 即: $Y=y/(46+96)$, 得到一次流温度和液氮量 Y 的关系, 如图 6 所示。从图 6 可以看出, 要达到相同的一次流温度, 掺混液氮的量可以比掺混冷却水的量大得多, 这就意味着相同量的燃料可以产生更大质量流量的引射工质。当 $Y=17.26$ 时, 一次流温度恰好等于 361.41 K, 为引射工质中水蒸气 (酒精燃烧产生的水蒸气) 在其分压下的饱和温度, 不宜继续增加掺混量, 所以 $Y=17.26$ 为极限掺混量。

图6 X和Y对 T_{p0} 的影响Fig. 6 Effect of X/Y on T_{p0}

通过改变掺混液氮量, 研究 Y 对引射器被动引射性能的 4 个关键指标 (最小启动压力 p_{pc} , 最小启动压力下的真空压力 p_s , 最小启动压力下的蒸汽流量 m_p 及最小启动压力下消耗的酒精 $m_{C_2H_5OH}$) 的影响。

如图 2~图 5 所示, 随着掺混液氮量的不断增加, 环形引射器起动所需要的压力不断提高, 燃气总流量不断的增加, 极限真空压力却不断降低。当 Y 取极限掺混量 17.26 时, 极限真空压力的值最小, 为 3 261.3 Pa, 比采用冷却水掺混能够得到的最小极限真空压力还要低 969 Pa。

如图 5 所示, 酒精的耗量随着液氮量的增加不断的减少, 随着 Y 的增加逐渐的趋于平缓。当达到极限值 $Y=17.26$ 时, 酒精的耗量最少, 为 2.38 kg/s, 与采用掺混冷却水方式相比酒精耗量减少了 67%。换言之, 当酒精耗量同样为 7.35 kg/s 时, 采用掺混液氮的方式, 将能够使现在所用引

射器面积 3 倍大小的引射器启动。

4 掺混工质对引射系数的影响

因为与水蒸气相比, 氮气是无法用水冷凝的, 所以对于带有冷凝器的多级引射, 并不适合采用液氮作为掺混工质, 但是对于不带有冷凝器的引射, 液氮作为掺混工质是可行的。本节仍然采用上述引射器的几何尺寸, 引射工质参数采用上文得到的各自的最优混合参数 (见表 1), 二次流出口马赫数 M_s 取 1.5, 对 2 种掺混方式的性能进行对比计算, 计算方法见文献 [5]。

表 1 2 种一次流参数

Tab. 1 Parameters of two kinds of first-flow		
参数	H ₂ O 掺混	LN ₂ 掺混
X/Y	2.68	17.26
$m_{C_2H_5OH}/(kg \cdot s^{-1})$	7.35	2.38
p_{p0}/MPa	1.603	1.688
T_{p0}/K	573	361.4
$m_p/(kg \cdot s^{-1})$	83.6	133.9
M	19.99	28.02
$cp/(J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1})$	1 837.5	1 056.1
k	1.29	1.39

计算结果如图 7 和图 8 所示。图 7 为压缩比与引射系数之间的关系, 压缩比为引射器出口总压 p_{30} 比二次流出口总压 p_{s0} ; 引射系数为一次流流量 m_p 比二次流流量 m_s 。从图 7 中可以看出, “冷却水掺混” 和 “液氮掺混” 相比, 在相同的引射系数下压缩比更高, 主要原因是其一次流的比热比 k 相对要小, 和文献 [5] 的计算结果是一致的。

考虑到 2 种状态一次流的流量相差很大, 图 8 研究了二次流质量流量 m_s 与压缩比 p_{30}/p_{s0} 的直接关系, 对于 2 种不同的掺混方式, 在相同 m_s 下压缩比 p_{30}/p_{s0} 几乎没有差别, 注意此时酒精的耗量比仍然是 1:3 的关系。而 “液氮掺混” 比 “冷却水掺混” 对二次流引射的工作范围相对要

大。所以在当有二次流存在时, 采用 “液氮掺混” 比 “冷却水掺混” 更具有优势, 该结论和自引射条件下得获得的结论一致。

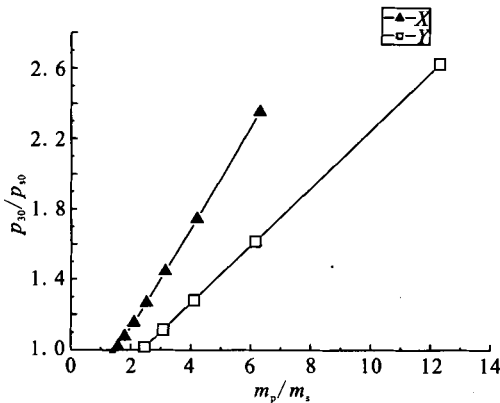


图 7 压缩比和引射系数的关系

Fig. 7 Relationship between compression ratio-ejecting coefficient

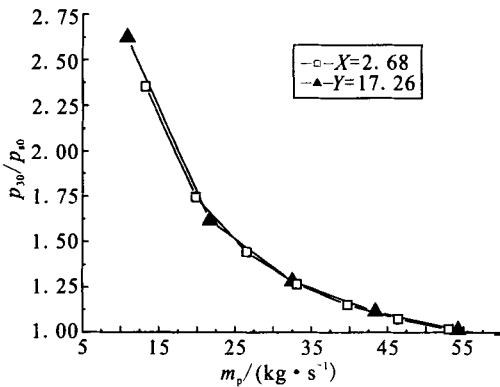


图 8 压缩比和二次流流量的关系

Fig. 8 Relationship between compression ratio-mass of secondary flow

5 结论

对于相同的引射器, 如果蒸气发生器采用冷却水掺混, 随着冷却水量增加, 最小启动压力增大, 最小启动压力下的真空度提高, 最小启动压力下的一次流流量增加, 最小启动压力下消耗的酒精 (氧化剂) 先减小后增大。

如果采用液氮掺混, 随着液氮量增加, 最小启动压力增大, 最小启动压力下的真空度提高, 最小启动压力下的一次流流量增加, 最小启动压力下消耗的酒精 (氧化剂) 减少。

采用液氮作为掺混工质, 能够比采用水作为

掺混工质得到更高的极限真空度,同时单台蒸汽发生器的引射能力大幅提高,为采用水掺混的3倍。

当带有二次流的超超引射,二次流一致时,2种方式的压缩比相当,但液氮掺混工作范围更宽。单台蒸汽发生器引射能力的提高,能够减小大规模引射工质供应系统中蒸汽发生器的数量,提高系统的可靠性。

参考文献:

- [1] RYAN J E. An Overview of follow-on testing activities of the A-3 subscale diffuser test project, AIAA, 2009-5009 [R]. USA: 2009.
- [2] 郭敬,孔凡超,胡旭坤,等. 蒸汽发生器泵压供水方式试验研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2011 (6): 57-60.
- [3] 周伟勇. 低浓度酒精燃气发生器燃烧性能试验与仿真研究[D]. 国防科技大学, 2007.
- [4] 郭霄峰. 液体火箭发动机试验 [M]. 北京: 宇航出版社, 1990.
- [5] 陈健,王振国,吴继平,等. 等截面超一超引射器流场结构及引射性能[J]. 2012, 24(6): 1301-1305.
- [6] DUTTON J C, MIKKELSEN C D. A theoretical and experimental investigation of the constant area supersonic-supersonic ejector[J]. AIAA journal, 1982, 20(10): 1392-1400.
- [7] MANIKANDA K R, VIVEKANAND P K, SUNDARARAJAN T. Analysis of diffuser and ejector performance in a high altitude test facility, AIAA, 2009-5008 [R]. USA: 2009.

(编辑: 马 杰)

(上接第70页)

3.2 试验验证

文中的研究内容直接应用于氢氧2个模块4次动力系统试验风险分析,在此期间,试验团队风险分析能力不断增强,技术支撑日益显现,试验台工艺系统可靠性持续提高,为氢氧模块动力系统试验的圆满完成提供了技术保障。

4 结论

动力系统试验规模大、技术复杂、风险高、持续时间长,需要在不同阶段针对不同模块的特点高度重视风险管控,进行风险分析与控制。本文结合氢氧模块动力系统试验特点,构建了试验台技术风险评估的方法流程,运用基于元件的系统级 FMECA 和基于工艺流程的过程 FMECA 相结合的方法,科学识别风险项目,在此基础上从设计、生产、试验、工艺保证、质量控制等方面制定并落实了一系列风险控制措施,从而确保氢氧模块动力系统试验的圆满完成。同时,为促进型号研制过程风险分析与控制的科学化、合理化,减少技术和管理不足带来的风险,提供借鉴与参考。

参考文献:

- [1] 郭海波,肖洪,南向谊,等. 复合预冷吸气式火箭发动机热力循环分析[J]. 火箭推进, 2013, 39(3): 15-20.
- GUO Hai-bo, XIAO Hong, NAN Xiang-yi, et al. LU Wan-ruo, Analysis on thermodynamic cycle characteristics of synergistic air-breathing rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(3): 15-20.
- [2] STAMATIS D H. 故障模式影响分析 FMEA 从理论到实践[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [3] 韩宗真,向平. 船舶保障系统 FMEA 分析[J]. 舰船科学技术, 2012(6): 129-131.
- [4] 孙有朝. 某新研轻型飞机副翼操纵系统 FMEA[J]. 机械设计与制造, 2001(6): 6-8.
- [5] 方群. 适用于流程工程工业的改进风险优先数方法及应用[J]. 工业技术创新, 2014(06): 42-45.
- [6] 刘志全,宫颖. 航天产品 FMEA 工作有效性的思考[J]. 航天器工程, 2011(1): 142-146.
- [7] 陈红,孙志礼. 工艺 FMEA 系统的设计[J]. 机械与电子, 2010(8): 78-80.
- [8] 刘正高,李福秋. 工艺 FMEA 技术应用研究[J]. 质量与可靠性, 2005(1): 42-48.

(编辑: 王建喜)