

# 液体运载火箭舱段防结露吹除流量控制技术研究

李大鹏, 张博俊, 邵业涛, 李若全, 朱平平, 柳海龙

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:** 常温推进剂液体火箭在炎热季节加注后往往容易产生结露现象, 结露后形成的积水严重影响舱内仪器设备及电缆的使用安全。给出防结露吹除用量精确计算方法, 通过对吹除入口压力、舱内达到压力、入口及出口面积等方面影响因素进行分析, 得出吹除用量与上述因素的关联关系, 提出火箭吹除量化控制措施, 达到了稳定的控制效果。

**关键词:** 液体火箭; 防结露; 吹除

**中图分类号:** V421.3

**文献标志码:** A

**文章编号:** 2096-4080 (2019) 02-0030-06

## Study on Air Blowing Consumption Control Method for Anti-Condensation System of Liquid Rocket's Cabin

LI Dapeng, ZHANG Bojun, SHAO Yetao, LI Ruoquan, ZHU Pingping, LIU Hailong

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** The problem of anti-condensation, which is caused by the propellant temperature of the rocket being lower than that of ambient atmosphere in hot seasons, is now considered to be an essential challenge to protect electronic equipment and cable. This paper focused on the accurate algorithm of air consumption for anti-condensation by analyzing the effect of blowout inlet pressure, equipment cabin environment pressure, blowout inlet and outlet areas. And the association relationship between air consumption and all factors was gained. An algorithm of air consumption quantification model has been found for setting up the anti-condensation system of rocket precisely.

**Key words:** Liquid rocket; Anti-condensation; Blowing

### 0 引言

我国液体火箭大多采用常规推进剂, 夏季来临时, 推进剂加注后温度偏低、环境温度偏高使系统漏热加剧, 各舱段内的温度逐渐降低, 外界空气抽吸进入舱段内产生凝结形成结露现象, 在多雨季节潮湿空气结露更加明显。目前花费了相当大的精力开展防水设计和落实工作, 对一枚火箭来说, 这些防护工作量相当庞大, 且仍存在风险。

对于低温液体运载火箭, 系统各舱段漏热带来的安全隐患更加明显: 1) 外界空气将抽吸进入舱段内, 产生凝结; 2) 舱段内温度低于所安装单机设计温度, 气瓶内压力下降, 姿控发动机低温条件下催化剂活性不足导致可能出现爆燃等; 3) 系统泄漏的危险气体将积存在舱段内, 存在一定的安全隐患。为了减小低温系统漏热的影响, 满足仪器设备温度控制的需求, 在低温推进剂加注后需要对存在漏热的各舱段进行热氮吹除。

近年来, 国内外学者针对气体吹除控制进行

**收稿日期:** 2018-10-19; **修订日期:** 2019-02-20

**基金项目:** 战略支援部队预研资助项目 (30506020305)

**作者简介:** 李大鹏 (1971-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为火箭动力系统总体设计。

E-mail: lidp@01.calt.casc

了大量深入的研究。2003 年, Bystrom<sup>[1]</sup>利用 Laval 喷管假定和气体等熵流动建立了气体吹除的数理模型; Hamed 等<sup>[2]</sup>、Ghaffari 等<sup>[3]</sup>针对气体流动提出了多种控制方法, 包括边界层吸除<sup>[2]</sup>、气体吹除<sup>[3-5]</sup>、起伏进气道<sup>[6-7]</sup>等。其中, 气体吹除法具有结构简单、参数调节方便等优点。

本文对防结露吹除流量控制技术进行研究, 在吹除用量精准性、用量影响因素等方面进行分析, 提出了改进措施, 在满足吹除效果的前提下更具经济性, 研究成果对于低温运载火箭存在的漏热进行热氮吹除同样适用。

## 1 结露机理

### 1.1 增大水蒸气分压力形成结露

对于未饱和湿空气, 若在温度不变的情况下, 向湿空气持续增加水蒸气量, 则水蒸气分压力将不断增加, 水蒸气分压力达到最大值即饱和分压力, 此时的相对湿度达到 100%。如果在温度保持不变的情况下, 继续向饱和空气加入水蒸气, 则将有水滴出现并析出, 而湿空气相对湿度维持在 100%。

### 1.2 降低温度至露点温度形成结露

对于未饱和湿空气, 若在水蒸气分压力不变的情况下, 降低温度, 当温度降低到露点温度时, 此时相对湿度达到 100%。若此时继续降低温度, 则将有水蒸气以水滴形式析出, 湿空气相对湿度维持在 100%。

### 1.3 空气状态参数的计算

高贵军等<sup>[8]</sup>提出了以下几种空气状态参数的计算方法:

露点温度计算公式为

$$t_d = \frac{243.12 \left( \ln \phi + \frac{17.62t}{243.12 + t} \right)}{17.62 - \left( \ln \phi + \frac{17.62t}{243.12 + t} \right)} \quad (1)$$

式中,  $t$  表示潮湿空气的温度, 单位为  $^{\circ}\text{C}$ ;  $\phi$  表示潮湿空气的相对湿度。

当  $t = -100^{\circ}\text{C} \sim 0^{\circ}\text{C}$  时, 水蒸气饱和分压力  $p_s$  计算公式为

$$\ln p_s = \frac{c_8}{T} + c_9 + c_{10}T + c_{11}T^2 + c_{12}T^3 + c_{13} \ln T \quad (2)$$

式中,  $c_8 = -5800.2206$ ;  $c_9 = 1.3914993$ ;  $c_{10} = -0.048640239$ ;  $c_{11} = 0.41764768 \times 10^{-4}$ ;  $c_{12} =$

$-0.14452093 \times 10^{-7}$ ;  $c_{13} = 6.5459673$ ;  $T$  表示热力学温度,  $T = 273.15 + t$ , 单位为 K。

相对湿度计算公式为

$$\phi = \frac{p_v}{p_s} \times 100\% \quad (3)$$

式中,  $p_v$  为水蒸气分压力, 单位为 Pa。

含湿量计算公式为

$$d = 622 \frac{p_s}{B - p_s} \quad (4)$$

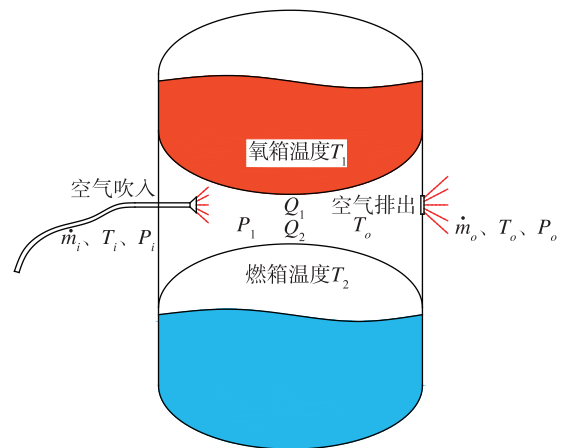
式中,  $B$  表示大气压, 单位为 Pa;  $d$  的单位为  $\text{g}/\text{kg}$ 。

由上文可知, 造成结露有两个主要原因, 即露点温度和水蒸气分压。防止结露措施一是减少外部潮湿空气的进入, 二是控制舱段温度在露点温度以上。本文通过吹除的方法防止外部潮湿空气进入, 从而解决结露问题。

## 2 理论模型

防结露吹除问题实质是稳态工作情况下气体流动问题, 是气体能量和质量不断交换达到平衡的过程, 在一定输入能量流率的情况下, 气体和箱壁进行充分换热后排出气体, 达到稳态平衡, 此时舱段吹除所需的空气质量流量与推进剂温度、贮箱热导率、舱段内压力要求、气体流速、舱段几何外形等因素有关。

典型的火箭舱段空气吹除能量和质量传递过程如图 1 所示。



$\dot{m}_i$ -进舱入口质量流量;  $T_i$ -进舱入口温度;  $P_i$ -进舱入口压力;  $Q_1$ -氧化剂箱漏热;  $\dot{m}_o$ -出口质量流量;  $T_o$ -舱内温度;  $P_o$ -出口环境压力;  $Q_2$ -燃烧剂箱漏热;  $P_1$ -舱内压力

图 1 典型的火箭舱段空气吹除示意图

Fig. 1 Typical schematic of rocket section air blowing

在稳态工作情况下, 进入舱段和排出舱段的空气之间的热量差等于两个贮箱的漏热, 对于如图1所示的空气吹除流动过程, 根据热力学定律, 得到如下能量守恒方程为

$$\dot{m}_i C_p T_i - \dot{m}_o C_p T_o = Q_1 + Q_2 \quad (5)$$

若进一步认为两个贮箱材料相同, 且空气的定压比热容  $C_p$  近似相等, 排出舱段的空气质量流量  $\dot{m}_o$  与进入舱段的空气质量流量  $\dot{m}_i$  相等, 则得到

$$\dot{m}_i \cdot C_p \cdot (T_i - T_o) = h_{\text{eff}} \cdot A_1 \cdot (T_o - T_1) + h_{\text{eff}} \cdot A_2 \cdot (T_o - T_2) \quad (6)$$

式中,  $h_{\text{eff}}$  为当量换热系数, 自然对流换热系数一般在  $3\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}) \sim 8\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$  范围, 此处取  $h_{\text{eff}} = 5\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ ;  $A$  为最小流通截面积。

由式(5)、式(6)导出所需要的空气质量流量关系式为

$$\dot{m}_i = \frac{h_{\text{eff}} \cdot A_1 \cdot (T_o - T_1) + h_{\text{eff}} \cdot A_2 \cdot (T_o - T_2)}{C_p \cdot (T_i - T_o)} \quad (7)$$

上述计算得出的吹除流量, 是进行舱内保持热平衡所需的基本流量, 实现舱内防结露还需要保证舱内正压, 且舱内压力足以抵御风速, 所产生的流量应不小于换热所需的基本流量, 因此还应从气体流动角度对约束条件加以分析, 具体如下。

首先, 进行流动状态判断, 当  $P_o \leq P_i \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}$  时为超临界流动状态, 否则为亚临界流动状态, 据此计算如下:

超临界流动状态: 吹入质量流量为

$$\dot{m}_i = \mu A_i P_i \sqrt{\frac{k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}{RT_i}} \quad (8)$$

排出质量流量为

$$\dot{m}_o = \mu A_o P_1 \sqrt{\frac{k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}{RT_o}} \quad (9)$$

亚临界流动状态: 吹入质量流量为

$$\dot{m}_i = \mu A_i P_i \sqrt{\frac{2k}{(k-1)RT_i} \left[ \left(\frac{P_1}{P_i}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_1}{P_i}\right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \quad (10)$$

排出质量流量为

$$\dot{m}_o = \mu A_o P_1 \sqrt{\frac{2k}{(k-1)RT_o} \left[ \left(\frac{P_o}{P_1}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_o}{P_1}\right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \quad (11)$$

式中,  $k$  为气体比热比, 空气取 1.4;  $R$  为气体常数, 单位为  $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ , 空气取 287;  $\mu$  为流量系数, 取 0.9。

上述舱段吹除模型建立过程中, 结合气体连续流动并最终达到稳态过程的特点, 采用如下假设:

- 1) 燃烧剂和氧化剂温度低于舱内温度;
- 2) 吹除气体进入舱段后压力、温度瞬时均匀;
- 3) 排出舱段的气体温度和舱段内气体温度相同, 为  $T_o$ ;
- 4) 稳态下进入舱段的气体质量流量  $\dot{m}_i$  和排出质量流量  $\dot{m}_o$  相等;
- 5) 舱段内气流仅与冷源壁面进行自然对流换热, 对流换热系数相同;
- 6) 舱内正压保护压力为  $P_1$ ;
- 7) 环境风速按照 5m/s 考虑。

### 3 仿真验证

选取火箭某舱段并设定边界条件开展计算, 表1给出了各计算参数的取值。

表1 防结露吹除系统基本参数

Tab.1 Basic parameters of anti-condensation blowing system

blowing system			
箱壁厚度 $\delta$	2.016mm	空气温度 $T_i$	15°C
自然对流当量换热系数 $h_{\text{eff}}$	5 W/ (m <sup>2</sup> · K)	舱内气体压力 $P_1$	0.02MPa
空气定压比热容 $C_p$	1041J/ (kg · K)	流量系数	0.9
舱段容积	6.22m <sup>3</sup>	氧化剂温度	6°C
舱段前/后底面积	11.22m <sup>2</sup>	燃烧剂温度	6°C
舱段排气面积	20000mm <sup>2</sup>	入口压力 $P_1$	0.5MPa

根据上述数值计算模型, 将式(5)~式(11)联立求解。为了进一步核实计算的正确性, 采用系统级动态仿真平台 AMESim 进行了计算, AMESim 是经过流体工程领域实际应用证明了的成熟正确方法, 可以用于结果验证。如图2建立 AMESim 简易模型, 采用与数值计算相同的入口

边界条件开展计算。

仿真计算结果如图 3 所示，图 3 显示仿真验证与表 2 数值计算结果几乎一致，证明了上述数值模型和仿真结果的正确性。

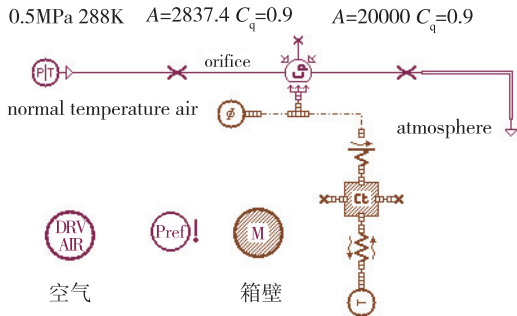


图 2 舱段吹除 AMESim 验证模型

Fig. 2 Section blowing AMESim verification model

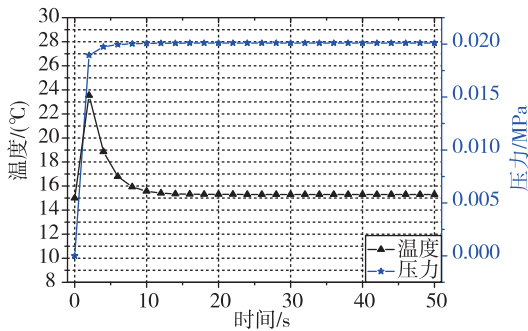


图 3 舱段温度、压力仿真计算结果

Fig. 3 Simulation results of section temperature and pressure

表 2 仿真验证结果

Tab. 2 Simulatoin verification results

舱段	需要最小入口面积/mm <sup>2</sup>	平衡舱内温度/K	需要质量流量/(kg/s)
数值计算结果	2837.4	287.24	3.5334
仿真验证结果	2837.4	288.46	3.5398

#### 4 影响因素分析

防结露吹除流量控制尽可能采用最小正压保护，用消耗最少的气体达到防结露的目标，据此考虑按以下步骤开展影响因素分析。

- 1) 确定实现热平衡所需的基本流量；
- 2) 确定抵御风速所需要的舱内最小压力；
- 3) 满足上述条件基础上优化舱口出口面积，减少气体消耗；
- 4) 调整进舱入口压力和入口面积，实现进出

口流量平衡。

#### 4.1 根据风速算舱内需要最小压力

在无风情况下，理论上舱内气体压力大于零即可满足防结露条件，但考虑抵御地面风阻的影响，舱内要求最小压力还应大于地面风速产生的动压，由动量定理可推出抵御风速舱内要求最小压力应满足  $P_1 \geq \rho_{\text{空气}} v^2$ 。舱内需要压力与风速计算结果如图 4 所示。由图 4 可以看出，舱内需要压力与风速平方成正比关系，风速越大需要的舱内压力越大，根据地面风速应不超过 5m/s 可以得出舱内需要最小压力应不低于  $3.2 \times 10^{-5}$  MPa，适当考虑设计裕度后舱内需要压力则可以确定，为分析方便，此处取舱内压力为  $3.2 \times 10^{-4}$  MPa。

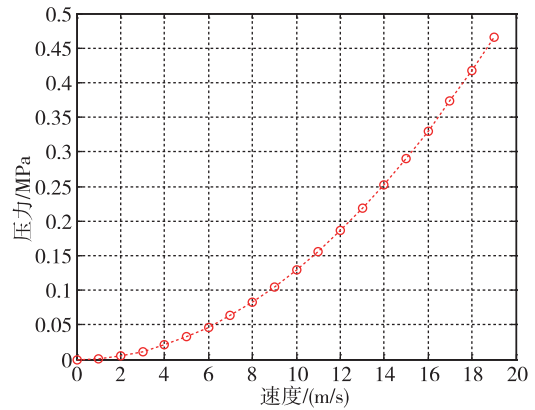


图 4 舱内需要压力与风速关系

Fig. 4 Relationship between pressure and wind speed in cargo

根据气体临界流动判断公式知，舱内压力为  $3.2 \times 10^{-4}$  MPa 时气体流出应为亚临界流动状态。

#### 4.2 出口面积变化对吹除用量的影响

当舱内压力确定后，吹除用量将由出口面积决定，假设舱内压力始终保持  $3.2 \times 10^{-4}$  MPa 不变，当逐渐增加出口面积时，吹除用量的变化规律如图 5 所示。由图 5 可以看出，吹除用量随着出口面积变化而增加，这是因为舱内压力确定，改变出口面积，则流出量发生变化。出口面积增加则吹除流出量增加，此时要求进入量也同步增加，否则舱内压力会下降达到新的平衡，出口面积减小则与之恰好相反，否则舱内压力会上升达到新的平衡。

上述分析表明，在舱内压力一定的情况下，且满足热平衡所需基本流量时，减少出口面积有利于减少吹除用量。

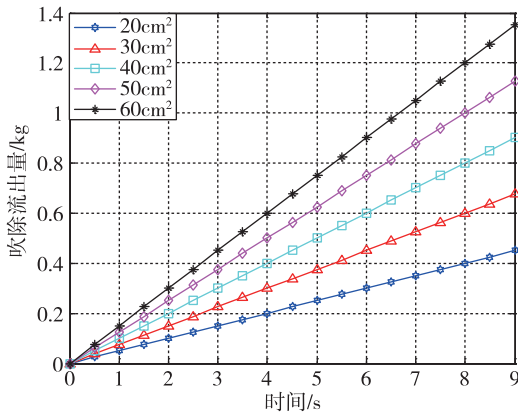
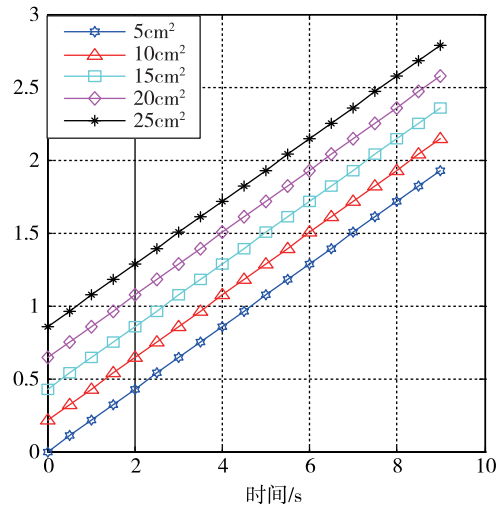


图5 吹除流出量与出口面积关系  
Fig. 5 Relationship between blowing outflow and export area



(b) 吹除流入量与进口面积变化关系

图6 吹除流入量与进口压力和面积变化关系  
Fig. 6 Relationship between blowing inflow and import pressure and area

### 4.3 入口压力和入口面积对吹除用量的影响

假设入口面积不变,增加入口压力后吹除用量变化计算结果如图6(a)所示。由图6(a)可以看出,吹除用量随着入口压力的升高而升高,入口压力越大吹除进入量越大,舱内平衡压力需要更高才能满足流量平衡,吹除流出量也同等程度增大,吹除用量增加。

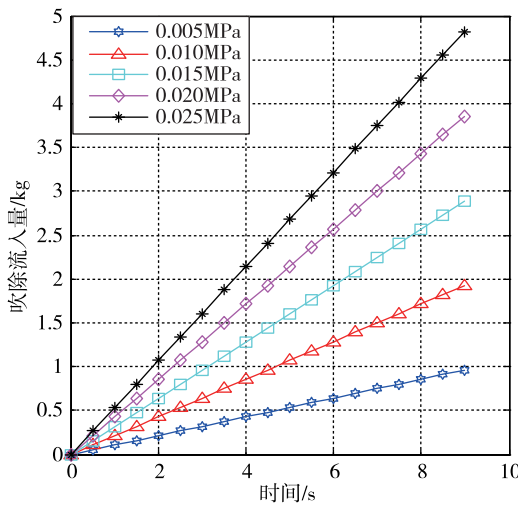
同样,在入口压力不变的情况下,增加入口面积后吹除用量变化的计算结果如图6(b)所示。由图6(b)可以看出,吹除用量随着入口压力的升高而升高,入口面积越大吹除进入量越大。

综上可以得出,吹除用量确定后,可以通过提高入口压力或增加入口面积增加吹除用量,也可以通过减少入口压力或入口面积减少吹除用量调整流量,根据实际条件进行调整。

### 4.4 小结

上述步骤完成即已实现了吹除用量的优化设计,防结露吹除过程气体流动是一个平衡过程,当进出舱口当量面积确定后,舱内压力会随着入口压力的变化而自动调节,最终达到平衡。舱内平衡压力由入口压力、入口当量面积、出口当量面积等多种因素决定,小结如下:

- 1) 吹除流量应不小于舱内换热所需基本流量;
- 2) 舱内压力应不小于抵御风速所需最小压力;
- 3) 在满足上述要求的情况下,减少出口面积有利于控制吹除流量,增加舱内压力;
- 4) 在满足上述要求的情况下,减少入口压力或入口面积有利于控制吹除流量。



(a) 吹除流入量与进口压力变化关系

## 5 结论

我国常温推进剂液体火箭加注后至发射前为关键时段,防结露吹除系统设计关键是吹除用量,本文建立了一种防结露吹除流量计算分析模型,研究表明:1)吹除用量由舱内压力、出口当量面积决定,舱内压力是吹除过程达到流量平衡后的结果,由入口压力、进口当量面积、出口当量面积共同决定。控制舱内压力可从控制入口压力、进口当量面积、出口当量面积等3方面综合考虑。2)舱内达到流量平衡后,舱内温度较为稳定,与气源温度接近。

## 参考文献

- [1] Bystrom L. Undersea focus-submarine recovery in case of flooding [J]. *Naval Forces*, 2004, 25 (3): 80-85.
- [2] Hamed A, Morell A, Bellamkonda G. Three-dimensional simulations of bleed-hole rows/shock-wave/turbulent boundary-layer interactions [R]. *AIAA 2012-0840*, 2012.
- [3] Ghaffari S, Marxen O, Iaccarino G, et al. Numerical simulations of hypersonic boundary-layer instability with wall blowing [R]. *AIAA 2010-706*, 2010.
- [4] Johnson H B, Gronvall J E, Candler G V. Reacting hypersonic boundary layer stability with blowing and suction [R]. *AIAA 2009-938*, 2009.
- [5] 孙润鹏, 朱卫兵, 黄舜, 等. 吹除法对斜激波/边界层干扰控制数值模拟 [J]. *哈尔滨: 哈尔滨工程大学学报*, 2012, 33 (2): 166-173.
- [6] Zhang Y, Tan H J. Three-dimensional characteristics and control method of shock/boundary layer interactions in a duct with finite width [R]. *AIAA 2012-5940*, 2012.
- [7] Loth E, Titchener N, Babinsky H, et al. Canonical normal shock wave/boundary-layer interaction flows relevant to external compression inlets [J]. *AIAA Jjournal*, 2013, 51 (9): 2208-2217.
- [8] 高贵军, 寇子明, 张俊, 等. 隔爆型水冷变频器内部结露机理及其试验研究 [J]. *工矿自动化*, 2012, 38 (9): 59-62.

引用格式: 李大鹏, 张博俊, 邵业涛, 等. 液体运载火箭舱段防结露吹除流量控制技术研究[J]. *宇航总体技术*, 2019, 3 (2): 30-35.

Citation: Li D P, Zhang B J, Shao Y T, et al. Study on air blowing consumption control method for anti-condensation system of liquid rocket's cabin [J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2019, 3 (2): 30-35.