

DOI:10.16434/j.cnki.zgql.2015.11.006

2015年10月5~8日,第40届国际质量管理小组会议(ICQCC)在韩国昌原召开,共有来自13个国家和地区的256个QC小组参加了本次大会的项目发布与竞赛。本期我们选择了其中部分获得金奖的成果,与大家分享。

——编者

国际质量管理小组会议(ICQCC)金奖成果选登

减少火箭不可用推进剂量

北京宇航系统工程研究所出流装置研制QC小组



一、小组简介

北京宇航系统工程研究所隶属于中国运载火箭技术研究院,是运载火箭总体设计单位,拥有运载火箭总体设计、箭体结构、测量通信等几十个专业。一部十一室为北京宇航系统工程研究所下属研究室,负责液体运载火箭总体技术与工程设计工作。

出流装置研制QC小组成立于2013年12月,由10位设计人员组成,共计活动约45次,活动主要内容是开展A型火箭贮箱底出流装置设计,最大限度减少火箭飞行末期不可用推进剂量,提高运载能力。小组团队组成如表1所示,组员经验丰富、专业能力强。

表1 小组成员概况

小组名称	出流装置研制QC小组		编号	201412
课题名称	减少火箭不可用推进剂量		活动次数	45次
活动时间	2013年12月~2014年12月		课题类型	攻关型
小组成员简介				
姓名	性别	技术职称	学历	分工职责
邵业涛	男	高级工程师	博士	组长/试验组织
秦 瞳	男	工程师	博士	计算仿真
何 巍	男	高级工程师	博士	试验组织
王 楠	男	高级工程师	硕士	试验组织
黄 辉	男	高级工程师	硕士	计算仿真
王 丹	女	工程师	硕士	试验组织
沈 丹	女	工程师	硕士	资料调研
朱学昌	男	研究员	硕士	专家顾问
张福忠	男	研究员	硕士	专家顾问
胡承秀	女	高级工程	硕士	QC活动推进指导

二、选择课题

(一) 课题来源。

与水池放水时形成的漩涡类似,液体火箭关机前贮箱剩余推进剂较少时,也易形成两种液面状态:一种为液面塌陷,一种为漩涡穿通。两种情况发生时,均会造成推进剂夹带气体。水池中形成漩涡后可增大吸力,有利于带走脏物。但火箭上出现此类现象则危害较大。推进剂夹气可能引起发动机涡轮泵气蚀,直至发动机断流造成爆炸。因此,夹气发生后,剩余推进剂不再可用,等同箭体“死重”。设计适当的出流装置,可消除漩涡穿通并降低塌陷时液面高度,减少推进剂夹气后的这部分“死重”,转化为珍贵的运载能力。

QC小组成立前,A型号运载火箭已先期开展了缩比出流试验。前期试验过程中,使用的圆盘结构出流装置如图1所示。前期试验的主要思路为借鉴成熟型号の出流装置形式,通过调整圆盘直径与安装高度,以最终优选出流装置。但经过近30种状态约90余次试验,推算出单个5m直径贮箱的最小剩余量仍大于800L(见图2),无法满足型号指定的400L剩

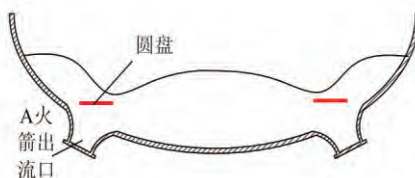


图1 试验装置结构示意图

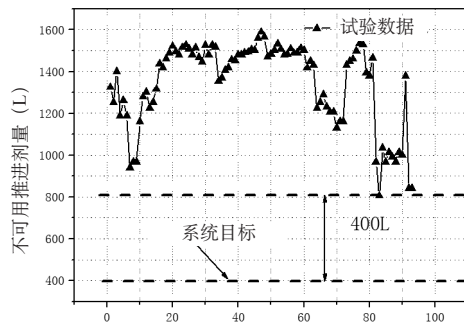


图2 前期试验结果

余量要求。

(二) 确定课题。

基于出流装置设计对运载能力的重要影响, 小组选择“减少火箭不可用推进剂量”为课题研究内容。

(三) 现状调查及目标依据。

经调查, 中国在飞火箭B型与C型的贮箱直径为3350mm, 塌陷时液面距出流口下沿高度分别为150mm、140mm, 对应剩余量分别为214L与188L。火箭推进剂的剩余量与贮箱直径有很大的关系, 作为亚洲运载能力最大的火箭, A型火箭的贮箱直径为5m。假设A型火箭液面塌陷液面距出流口下沿高度也为150mm, 则剩余量比较如表2所示。按传统方法其剩余量应在690L左右。但考虑到对运载能力的重大影响, 仍要求采用新方法将贮箱剩余量降至400L以下。

表2 A型火箭与其他火箭贮箱不可用量比较

火箭型号	贮箱直径	夹气时液面距出流口下沿高度	剩余量
A型火箭	5000mm	150mm	690L
B型火箭	3350mm	150mm	214L
C型火箭	3350mm	140mm	188L

(四) 确定目标。

1.目标确定。根据型号需要, QC小组确定活动目标为: 在保证工艺安装简单, 装置重量小于10kg的前提下, 使贮箱内不可用推进剂量减少至400L以下, 满足型号要求, 提高运载能力。

2.目标可行性分析。流体流动过程中形成的旋涡问题本身机理复杂, 旋涡问题目前仍为流体研究领域的难点。据调研, 水电站的出水口出流装置设计问题同火箭研究类似, 仍是根据经验以试验摸索为主。但前期虽已开展了大量试验, 剩余量仍无法大幅降低, 现制定的400L剩余量目标具有较大挑战性。小组对目标的可行性进行了分析(见图3)。通过可行性分析一致认为, 通过努力可以达到活动目标。

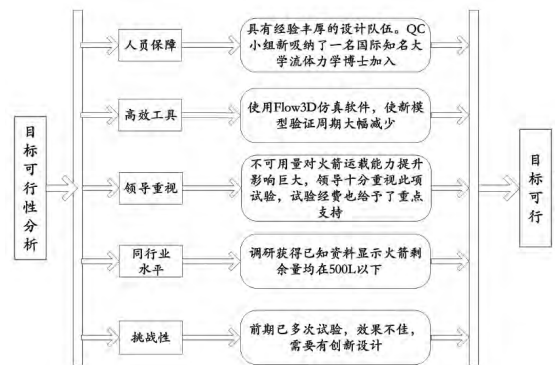


图3 目标可行性分析

三、原因分析

目标确定后, 小组成员利用头脑风暴法对剩余量偏多的原因提出了多种可能性分析, 并利用系统图法对剩余量多的末端原因进行了归类(见图4)。

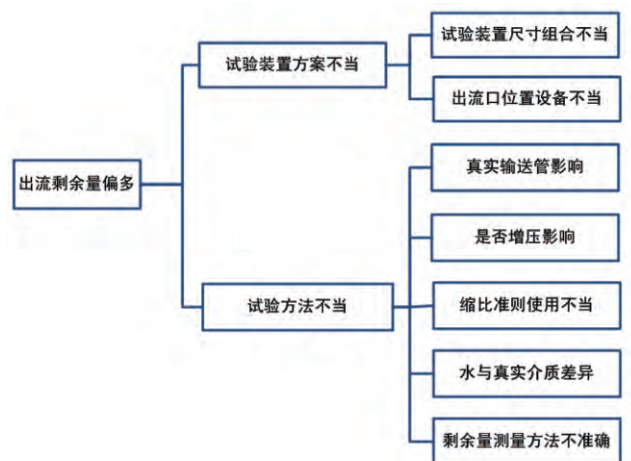


图4 剩余量较多的原因分析

四、确定要因

小组采取现场试验、数值仿真、查阅资料等方法, 对可能影响不可用推进剂量的因素进行了逐个确认, 并制定了要因确认计划表(见表3)。

要因确认一: 出流装置尺寸组合不当

1.确认过程。

早期试验中针对不同圆盘直径与圆盘安装高度, 获得的试验数据见表4。通过矩阵表比较可见: 使用圆盘结构, 剩余量随圆盘半径(R)与安装高度(H)的变化规律性不强, 散度较大。圆盘尺寸与安装高度微调后剩余量变化明显, 试验剩余量不稳定。根据表4, 建立了剩余量Y与安装高度(H)及圆盘半径(R)的关系方程 $Y=f(H, R)$, 进



表3 要因确认计划表

末端原因	确认内容	确认方法	确认标准
出流装置尺寸组合不当	是否可继续通过调整尺寸减少剩余量	对前期试验结果进行回归分析, 仿真计算	确定是否可继续优化尺寸, 达到目标
真实输送管影响	确认使用真实缩比输送管参加试验是否对试验结果有影响	调研相关行业资料	获得输送管是否有影响的结论性判断
缩比准则使用不当	分析缩比准则对试验的影响	计算缩比与等比例的差异	计算缩比与真实尺寸出流剩余量的差异, 确认缩比的正确性
是否增压的影响	不增压是否影响剩余量	调研资料和仿真分析	获得增压与对剩余量有影响的结论
水与真实介质的差异	用水做试验是否可等价到真实工况	调研资料或仿真分析	获得工质差异的影响
剩余量测量方法不准确	分析不可用推进剂剩余判断标准	确定发动机对推进剂含气的承受能力	确认之前试验对剩余量的判断是否正确

表4 不同圆盘直径与安装高度时剩余量 (单位: L)

半径/mm \ 高度/mm	22.5	34	37.5	42	51.3	54	60	66
16	1426	842	1088	1142	--	--	--	--
22	1357	806	1408	1034	--	--	--	--
28	1446	1337	1215	1088	--	--	--	--
50.7	--	--	1136	1268	1435	1446	1302	1515
52.7	--	--	--	1371	1354	1379	1450	1530
56.3	--	--	--	968	1485	1480	1187	1418
61.9	--	--	--	1457	1498	1517	1344	1494

行回归分析。从回归分析规律可见, 回归方程的总体显著性 $P=0.122>0.05$, 说明线性回归方程的总效果不显著。分别对“圆盘高度和剩余量”、“圆盘半径和剩余量”进行线性拟合 (见图5), 可见这两个因素与剩余量的相关性较小。从上述统计规律来看, 继续改变圆盘大小及安装高度都无法有效减少剩余量。

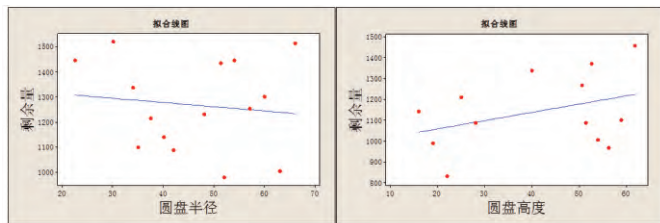


图5 圆盘半径和高度对剩余量的提升不明显

QC小组成员应用Flow-3D数值仿真软件, 开展了仿真计算。计算发现最早出现夹气的位置均在管路靠外侧。试验中约90%以上夹气也是发生在此侧。剩余量较多的机理为: 圆盘与箱壁间流道较窄, 局部流速大, 易发生塌陷发生。一方

面, 圆盘安装高度较低时, 局部流速高, 易造成较早塌陷夹气; 另一方面, 如提高圆盘高度, 则液面低于圆盘后出流装置失效。两种状态均会造成剩余量较多。因此得出结论: 现有出流装置结构形式不当。

2. 结论: 出流装置结构形式不当为要因。

要因确认二: 真实输送管对剩余量的影响

1. 确认过程。

根据中国水利科学院对D型火箭出流剩余量理论分析, 得到的结论为: “输送管入口夹气后, 漩涡会迅速穿通至输送管出口, 即输送管出口会同时夹气, 此时全部输送管内推进剂完全不可用。”因此, 前期开展出流试验过程中, 未考虑输送管的影响, 仅使用了简易工艺输送管。经过查阅美国航天飞机及乌克兰天顶号出流试验资料, 显示无漩涡穿通时, 输送管入口夹气后, 需要一定时间气体才会流到输送管出口 (见图6)。而A火箭的输送管长度约15m (见图7), 输送管内推进剂继续流动对不可用量减少意义重大。因此, 输送管内推进剂利用率需要考虑, 设置真实缩比输送管参加试验, 可确定输送管内可继续使用的推进剂量, 为减少不可用量做贡献。

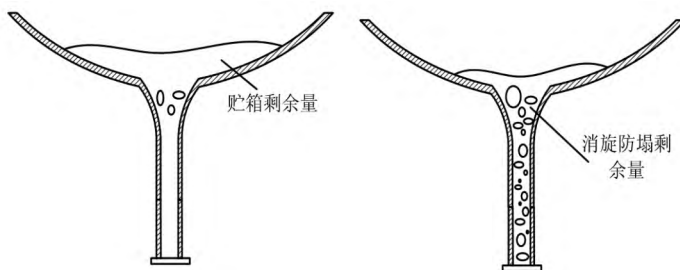


图6 剩余量示意图

2. 结论: 输送管设置对剩余量影响因素不可排除为要因。

要因确认三: 缩比准则使用不当

1. 确认过程。

根据流体流动控制方程 (N-S方程) 的无量纲分析, 弗洛德数 (Fr数)、雷诺数 (Re数)、韦伯数 (We数)、欧拉数 (Eu数) 分别决定了出流过程中重力、粘性力、表面张力和压力等对流场的影响。经查阅相关文献, 管口出流问题可忽略其他特征数的差异, 仅保证Fr数相等即可保证缩比试验与等比例试验的一致性。

弗洛德数 (Fr) 表示惯性力和重力之比, 公式定义为:

$$Fr = \frac{V}{\sqrt{gL}} = \frac{4Q}{\pi g^{\frac{1}{2}} L^{\frac{5}{2}}} \quad (1)$$



其中，V为管内流速，Q为出流流量，g为箭体过载。为保证Fr数相等，地面出流流量Q_m与飞行状态出流流量Q_r的关系应满足：

$$\frac{4Q_r}{\pi g_r^{\frac{1}{2}} L_r^{\frac{5}{2}}} = \frac{4Q_m}{\pi g_m^{\frac{1}{2}} L_m^{\frac{5}{2}}} \quad (2)$$

由于地面状态与飞行状态缩比比例L_m/L_r=1/4，获得地面试验与飞行状态参数比较见表5。

表5 缩比与等比例状态差异计算比较

序号	影响因素	缩比试验	真实工况
1	过载 (m/s ²)	9.8	29.4
2	贮箱尺寸(m)	1.25	5
3	管内流速 (m/s)	2.02	7
4	流量 (L/s)	134	2.35

为确保缩比准则适用于出流试验，应用Flow-3D软件，对A型火箭地面缩比出流过程与真实飞行状态出流过程进行仿真比较（见图7）。从流场变化可见，剩余量满足缩比比例关系。通过仿真计算确认，目前按Fr数相等原则进行缩比试验的方法正确。

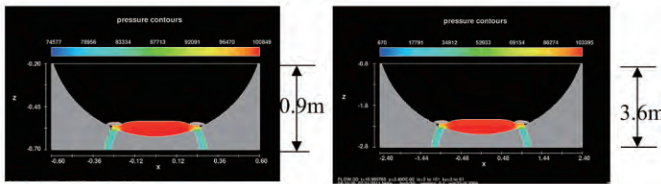


图7 缩比出流与飞行状态出流塌陷时刻液面对比图

2.结论：缩比准则使用不当为非要因。

要因确认四：是否增压的影响

1.确认过程。

经实测，现有试验流量造成的输送管内动压损失及流阻损失总计为0.035MPa，实测管路内压力值约为0.065MPa，远大于水的汽化压力值（0.00232MPa，20℃），因此不会因为压力小造成试验介质水的汽化。另外，调研早期试验结果，D型火箭早期不同压力下剩余量相等。

2.结论：流量相等时，是否增压对试验结果无影响。

要因确认五：水与真实介质的差异

1.确认过程。

真实介质与试验介质物性比较如表6所示。试验介质与真实介质存在一定差异。但经计算，在其他情况相同时，两种介质出流剩余体积相同，物性差异对剩余量无影响。

2.结论：水与真实介质的差异无影响，非要因。

要因确认六：剩余量测量方法不合理

表6 液氧与水的物性比较

	液氧	水
密度(kg/m ³)	1140	1000
动力粘性系数 (10 ⁻³ Pa·s)	0.196	1.0
表面张力(10 ⁻³ N/m)	13.23	72.9
计算剩余量 (L)	793	795L

1.确认过程。

试验中，我们观察了输送管夹气状态的变化。当透明玻璃管透光度降低时，认为此时推进剂已夹气。通过玻璃管上下压差变化分析，4/24s时刻输送管内体积含气率已接近5%。

大量工程实践表明，当发动机使用推进剂的含气量超过5%，即存在发动机断流进而发生爆炸的可能。因此，试验中剩余量判定方式合理。

2.结论：现塌陷夹气确认方法合理，非要因。

五、制定对策并实施

经过上述分析，小组得出导致“剩余量偏大”的主要原因因为“出流装置结构设计不当”与“输送管对剩余量影响未考虑”两项。为了解决以上问题，小组从问题入手，逐项剖析，制定了解决问题的对策表（见表7），并按计划开展了对策实施工作。

表7 对策表

要因	对策	目标	措施
出流装置结构设计不当	设计新型出流装置	使出流过程无漩涡，剩余量满足总体要求	1.设计新型出流装置结构形式； 2.计算不同尺寸组合新装置的效果； 3.试验验证计算结果。
输送管对剩余量影响未考虑	使用真实缩比输送管开展补充试验	获得真实输送管对剩余量的影响	使用真实缩比输送管开展试验，获得气泡在管路内的传播时间

实施一：新型出流装置结构设计

1.新装置方案设计。

在寻找主因中组员发现，圆盘靠近贮箱内壁一侧局部流速较大，容易在流通截面较小处造成液面塌陷。为解决此问题，QC小组成员针对新装置设计，再次利用PDCA循环方法，通过运用头脑风暴法，设计了4种可能适用的出流装置方案（见图8）。

2.新装置优选。

由于试验周期较长，无法对所有装置进行全面考核，需

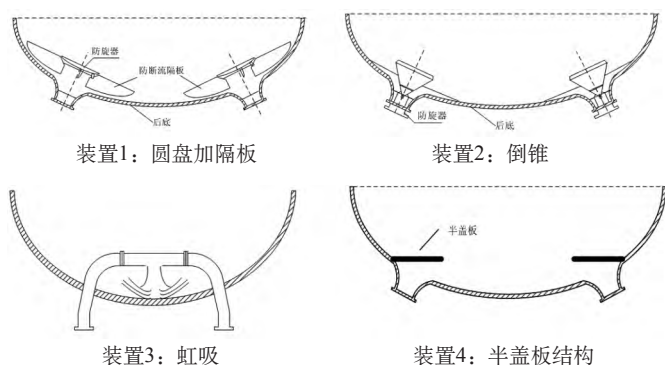


图8 新设计出的出流装置

对4种方案进行优选。考虑层次分析法(The analytic hierarchy process, AHP)在处理复杂的决策问题上的实用性和有效性,组员使用AHP法对新出流装置的方案进行比较,选出最优方案。

(1) 建立层次结构模型。

建立三层次结构模型,针对4种方案进行评价。经专家打分和QC小组成员讨论,设定评价准则为“技术继承性”、“流动均匀性”、“工艺难度”、“验证周期”和“推进剂剩余量”共5项。该模型的示意图如图9所示。

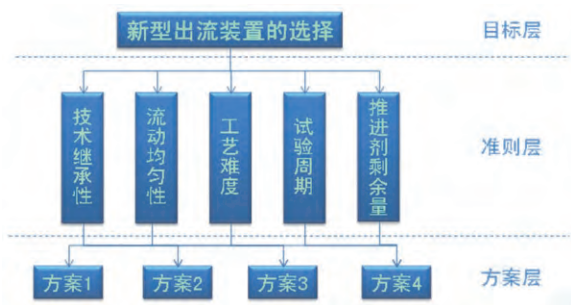


图9 层次分析模型

(2) 综合比较。

由层次分析法的特征可以得出,各方案的总得分即为各个准则层的重要性与各方案相对应的权重之积之和(见表8)。根据加权相加得出方案4的最终得分为0.347,得分最高,因此选取方案4为最优方案。

表8 层次综合比较

F	技术继承性	流动均匀性	工艺难度	验证周期	推进剂剩余量	总排序
	0.04	0.20	0.29	0.11	0.36	
方案1	0.273	0.2	0.3	0.292	0.154	0.226
方案2	0.273	0.4	0.1	0.17	0.154	0.195
方案3	0.091	0.2	0.1	0.198	0.385	0.232
方案4	0.364	0.2	0.5	0.330	0.308	0.347

3.实施效果:创新设计4种出流装置结构形式,最终优选了半盖板结构,用时10天,预期目标实现。

实施二:新型装置出流效果数值仿真计算

1.实施过程。

新装置设计出后,对出流装置结构尺寸进行计算仿真优化。分别计算了不同尺寸组合的出流效果(见表9)。对于80mm盖板半径及20mm安装高度时,效果最佳;其他安装状态较此状态效果略差。为减少试验工作量,选择了表9中阴影部分结构状态开展验证。

表9 盖板结构出流装置剩余量计算结果(单位:L)

半径 \ 高度	60mm	80mm	100mm	112mm
15 mm	452	433	413	450
20 mm	456	395	415	447
25 mm	471	463	448	463
30 mm	501	524	530	528

2.实施效果:仿真优化了关键尺寸设计要求,确定了最终试验的尺寸组合,用时10天,预期目标实现。

实施三:新型装置试验

1.实施过程。

使用新型出流装置,开展了6种状态试验,每个状态重复3次以保持一致性。大多数试验结果不可用量介于394L~480L之间,已接近目标剩余量,但是有两次试验中出现的漩涡穿通夹气现象,剩余量约达960L,未达到要求。小组成员经现场讨论分析,尝试了两种消除漩涡的方法。

(1) 对半盖板边缘利用O型橡胶条进行包覆,避免薄壁锐边对漩涡的诱导作用。更改前后半盖板边缘结构如图10所示。但经试验后,证明此种方法无效。

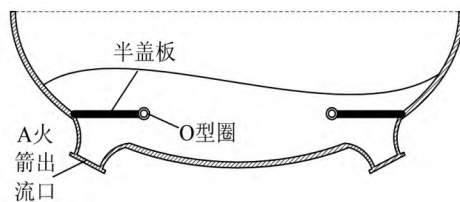


图10 盖板边沿增加O型圈后示意图

(2) 在原结构上增加简易防漩隔板结构。增加后重复6次试验,试验结果基本一致,试验最大剩余量为394L(见图11),达到目标要求值,装置可用。

2.实施效果:通过试验,装置4达到试验目标要求,用时30天,预期目标实现。

实施四:使用真实缩比输送管开展试验

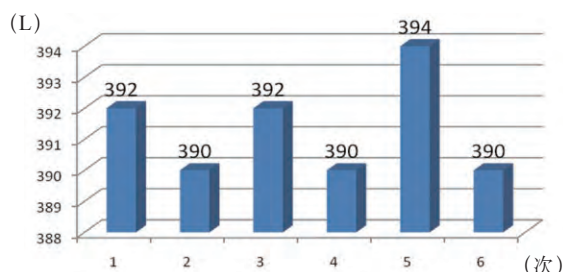


图11 改进后装置剩余量

1.实施过程。

为验证输送管对剩余量的影响，制作了缩比的输送管参加试验。增加缩比管路后，在输送管出口设置观察窗，观察管路出口夹气发生时间。经试验确认管路入口夹气后需一定时间才会到达管路出口。试验获得增加缩比管路后，试验剩余量由原394L减小至136L，剩余量大幅减少。

六、效果确认

(一) 目标完成情况。

小组按对策表执行后，到达了设计效果。对于剩余量效果，通过设计新出流装置并增加缩比输送管，最终实现将不可用推进剂量由800L降至136L，试验结果较总体400L的要求少264L。

同时，新装置安装简单，不影响贮箱内其他装置结构状态，满足工艺要求。为满足强度及刚度要求，装置厚度为3mm，计算显示最大Mises应力为196MPa，满足314MPa的材料强度极限要求。整个装置重量约8kg，相对剩余量减少量，装置重量可忽略，满足要求。

综上，通过活动效果对标检查（见表10），QC小组活动目标实现。

表10 目标完成情况对照表

项目	指标要求	实际达到	是否完成目标
剩余量 (L)	400	136	100%完成
流阻值 (MPa)	0.04	0.019	100%完成
工艺简单	工艺可行	工艺简单	100%完成
重量	小于10Kg	8Kg	100%完成

(二) 效益分析。

1.经济效益。

新型装置试验花费经费约15万美元，单个贮箱剩余量减少约 $264\text{L} \times 1.14\text{kg/L} = 300\text{kg}$ 。同时，本出流装置具有共用性，A型火箭其它所有贮箱应用此种装置后，对应地球同步转移轨道（GTO）运载能力总提升约180kg，换算单发火箭经济效益约200万美元，经济效果显著。



2.社会效益。

通过试验确认输送管内推进剂可继续使用，对历史上形成的结论获得了新的认识，对后续火箭设计具有较大意义，同时机理研究成果发表于国际会议。由于新装置为火箭减重效果明显，成果获得院级技改进二等奖，并在报纸、网络上得到报道。通过QC活动提高了小组成员参与活动的积极性。

(三) 效果巩固。

为保证QC小组成果的有效性及其持续性，按照小组活动获得的成果对出流装置的结构设计要求进行了固化。目前，新型出流装置的试验结果分析报告、设计要求、设计蓝图已经归档管理。依据新型出流装置设计要求，QC小组成员跟踪了实际产品生产及总装过程，新装置装箭后实物产品工艺过程满足设计要求。新装置的出流效果经过动力试车试验，证明了结构设计的合理性，证明了QC活动成果的正确性。

七、总结与展望

通过一年的活动，小组从技术水平、质量意识、问题意识、改进意识、参与意识、QC知识、自信心和团队精神等方面均得到了提升。活动过程中，小组成员提出的虹吸式出流装置具有较好的效果，但由于A火箭贮箱出流口位置已定，结构安装上无法实施。后续我们将结合新型号研制，提前考虑出流口位置，探索虹吸出流装置在火箭上的应用，开展QC小组活动。