

文章编号: 1000-8055(2010)04-0735-06

燃油洗涤引射器充氮性能实验

刘小芳^{1,2}, 刘卫华¹, 钱国诚³, 赵宏韬³

- (1. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016;
2. 安徽工业大学 冶金与资源学院, 马鞍山 243002;
3. 江淮航空供氧制冷设备有限公司, 合肥 230035)

摘 要: 通过建立地面燃油洗涤模拟实验台, 采用正交实验等手段来有效地减少实际实验次数, 在此基础上, 对燃油洗涤引射器展开了较为系统的理论分析与实验研究. 结果表明, 燃油洗涤引射器的面积比 m 、长径比 L/D 、喷嘴工作压力 p 是影响充氮性能的重要因素, 但重要性主次有其相对性; 得到一系列经验公式和优化值, 且对按这些经验公式和优化值设计加工的燃油洗涤引射器进行了实验验证, 结果证实其既能喷出足够小的微细气泡, 以提高燃油洗涤效率, 又满足油箱上部气层空间氧体积分数要求.

关 键 词: 充氮性能; 燃油洗涤引射器; 正交试验; 微细气泡; 氧体积分数; 飞机油箱

中图分类号: V228.1+1; V233.2

文献标识码: A

Experiment on nitrogen-filling performance of fuel scrubbing ejector

LIU Xiao fang^{1,2}, LIU Wei hua¹, QIAN Guo cheng³, ZHAO Hong tao³

- (1. College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. College of Metallurgy and Resources,
Anhui University of Technology, Ma'anshan 243002, China;
3. Jianghuai Aviation Oxygen Supply and Refrigeration Equipment
Corporation Limited Company, Hefei 230035, China)

Abstract: The experimental and theoretical analysis was implemented on the basis of fuel scrubbing orthogonal tests for reducing experiment times. Results show that the nitrogen filling performance of the scrubbing ejector is influenced by important factors of area ratio m , length to diameter ratio L/D , and nozzle pressure p . But their significance is relative. A series of experience formulae and good values is found out. The scrubbing ejector designed and manufactured on these formulae and values not only ejects very small nitrogen-enriched microbubbles to improve scrubbing efficiency, but also satisfies the oxygen concentration of ullage throughout.

Key words: nitrogen-filling performance; fuel scrubbing ejector;
orthogonal experiment; microbubble; oxygen concentration;
aircraft fuel tank

收稿日期: 2009-10-17; 修订日期: 2010-01-11

基金项目: 航空科学基金(2007ZC52038); 中国航空工业集团公司成都飞机设计研究所航空科学基金

作者简介: 刘小芳(1976-), 男, 福建三明人, 讲师, 博士生, 主要从事油箱惰化、污水处理、电子散热方面研究.

飞机油箱的防火防爆能力,直接关系到飞机的生存力和易损性,也关系到飞机的利用率、成本以及人员安全,因此,提高飞机油箱的防火防爆能力,使飞机油箱始终处于安全状态之中是十分必要的^[1-3].

自上世纪 60 年代以来,国外已开展了大量的有关飞机油箱防火防爆技术的基础理论及实验研究工作^[4-6],结果表明:飞机油箱惰性化技术是有效可行的.

所谓飞机油箱惰性化技术就是通过一定的技术措施来控制飞机油箱上部气层空间的氧体积分数,使其低于支持燃烧所需的最低氧体积分数水平,以此来保障飞机油箱的安全性^[7].目前,军机普遍要求其氧体积分数低于 9%,而民机为 12%^[8].

众所周知,燃油中溶解着一定量的气体,且气体的溶解度随着压力、温度的变化而变化.研究表明,若初始飞机油箱上部气层空间的氧体积分数为 21%,在飞机爬升至巡航状态时,由于油箱内压力变化,导致溶解氧的逸出,油箱上部气层空间的氧体积分数最大将升至 34%^[9];而当油箱在地面条件下,如上部气层空间初始氧体积分数惰化为 6%时,对该油箱搅动或摇晃,其上部气层空间的氧体积分数将增至 13%^[10].由此而知,随着飞机的爬升,油箱上部气层空间氧体积分数还会进一步增加.综上所述,有必要在飞行之前对燃油进行洗涤,使溶于油中的氧有效析出,以保障全时段油箱上部气层空间氧体积分数的要求.

要实现燃油洗涤,就是要把惰化气体以微细气泡形式喷入油箱,通过微细气泡与油中溶解氧的传质作用,将氧气置换.其技术要点是:既要保证喷出的惰化气体微细气泡足够小,以提高洗涤效率,又要保证整个洗涤过程中油箱上部气层空间氧体积分数不超过 9%或 12%,即控制氧逸出速率^[11].其关键设备就是燃油洗涤引射器,燃油洗涤引射器设计的好坏直接影响着该技术要点是否得以实现.然而,查阅到的国内外文献对此鲜有报道.

本文针对燃油洗涤引射器进行了实验研究和理论分析,目的就是确定影响引射器充氮性能的主要因素及其之间的关系;归纳总结出燃油洗涤引射器的设计公式.最后,对设计的燃油洗涤引射器进行实验验证,为实际飞机油箱燃油洗涤引射器提供理论及设计基础.

1 燃油洗涤理论及引射器基本结构

燃油洗涤的理论基础是紊流射流理论和传质理论.燃油洗涤就是通过人工方法,创造条件,加速气相中氮和液相中氧的相互转移,实质是一个传质过程.关于这一传质过程,最著名的解释是“双膜理论”.由于氮和氧都是难溶于航空燃油的气体,实验证明,氮氧在气相中的扩散系数比液相中大 10^4 倍,故它们传质的主要阻力来自液膜^[12].所以洗涤中气泡直径大小、气液接触面积、液体紊动程度都将影响洗涤效率.只有通过产生微细气泡,增大气液接触面积,同时产生强烈紊动,促进界面更新,提高气泡的滞留率和气液接触时间,从而提高洗涤充氮性能.

燃油洗涤引射器的基本结构包括:喷嘴、引射管、吸气室、喉管等四部分.经过加压的燃油(约 0.1 MPa)由燃油洗涤引射器喷嘴喷出后形成高速射流(20m/s 左右),带动富氮气体一起喷入油箱,以对油箱中的燃油进行有效洗涤.如图 1 所示,整个燃油洗涤引射器内的射流运动分为三个阶段:Ⅰ段为液体与气体相对运动段;Ⅱ段为液滴运动段;Ⅲ段为泡沫流段,最后将富氮气体粉碎成微细气泡,被燃油协同一起喷入油箱,在油箱内形成强烈紊动,以增强氮氧的传质速率,达到洗出油中溶解氧的目的.

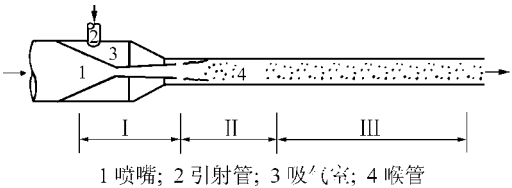


图 1 引射器结构及工作过程示意图

Fig. 1 Diagrammatic sketch of structure and working process of scrubbing ejector

2 引射器充氮性能实验方案

2.1 实验装置及设备

实验选用的引射器喷嘴直径 $d = 2.5, 2.8, 3.2, 3.6, 4.0$ mm. 由于加工不便,其吸气室和喉管均采用了阻力损失较大的最不利的突然过渡型.

实验在尺寸分别为 $1.15\text{m} \times 0.7\text{m} \times 1.0\text{m}$ 和 $2.1\text{m} \times 0.7\text{m} \times 1.0\text{m}$ 的两个飞机模拟油箱隔舱内进行,油箱装载 50% 容积的 3 号喷气燃油,被引射气体为氧体积分数为 5% 的富氮气体 (NEA5),其流量为 24~30 L/min;燃油工作介质

表 1 $L_9(3^4)$ 正交表
Table 1 Orthogonal table of $L_9(3^4)$

实验号	A	B	C	D
1	1	1	1	1
2	1	2	2	2
3	1	3	3	3
4	2	1	2	3
5	2	2	3	1
6	2	3	1	2
7	3	1	3	2
8	3	2	1	3
9	3	3	2	1

3 实验结果与分析讨论

3.1 实验结果

经过近 200 次实验得到六组正交实验结果,表 2、表 3 为其中两组结果.

表 2 正交实验结果分析
Table 2 Analysis of orthonogonal experiment results

实验号	p/MPa	m	L/D	z/mm	$q/\mu\text{m}$
1	0.08	4.59	10	3	288
2	0.08	2.04	50	5	320
3	0.08	8.21	30	7	334
4	0.1	2.04	30	3	612
5	0.1	8.21	10	5	302
6	0.1	4.59	50	7	286
7	0.12	8.21	50	3	367
8	0.12	4.59	30	5	581
9	0.12	2.04	10	7	345
I	942	1 155	935	1 267	$\sum q = 3435$
II	1 200	1 277	973	1 203	$\mu =$
III	1 293	1 003	1527	965	$\sum \sigma \setminus 9 \approx$
I / 3	314	385	312	422	382
II / 3	400	426	324	401	
III / 3	431	334	509	322	
$(\text{I} / 3 - \mu)^2$	4 624	9	4900	1 600	
$(\text{II} / 3 - \mu)^2$	324	1 936	3364	361	
$(\text{III} / 3 - \mu)^2$	2 401	2 304	16 127	3 600	
R	4 300	2 295	12 763	3 239	

注: 实验条件为短油箱隔舱, 喷嘴直径 $d = 2.8\text{mm}$

表 3 正交实验结果分析
Table 3 Analysis of orthonogonal experiment results

实验号	p/MPa	m	L/D	z/mm	$q/\mu\text{m}$
1	0.1	2.25	30	5	286
2	0.1	4.00	50	7	330
3	0.1	6.25	70	9	342
4	0.12	2.25	50	9	602
5	0.12	4.00	70	5	304
6	0.12	6.25	30	7	236
7	0.14	2.25	70	7	578
8	0.14	4.00	30	9	381
9	0.14	6.25	50	5	305
I	958	1466	903	895	$\sum q = 3364$
II	1 142	1015	1 237	1 144	$\mu =$
III	1 264	883	1 224	1 325	$\sum \sigma \setminus 9 \approx$
I / 3	319	489	301	298	374
II / 3	381	338	412	381	
III / 3	421	294	408	442	
$(\text{I} / 3 - \mu)^2$	3 025	13 225	5 329	5 776	
$(\text{II} / 3 - \mu)^2$	49	1296	1 444	49	
$(\text{III} / 3 - \mu)^2$	2 209	6400	1 156	4624	
R	2 976	11 929	4 173	5 727	

注: 实验条件为长油箱隔舱, 喷嘴直径 $d = 4.0\text{mm}$

3.2 分析讨论

3.2.1 影响因素的主次分析

由正交实验结果及分析可以得出如表 4 所示的因素主次分析表.

表 4 影响充氮性能因素主次表
Table 4 Primary and secondary factors influencing nitrogen filling performance of scrubbing ejector

隔舱	喷嘴直径 d/mm	因素主次顺序			
		1	2	3	4
短隔舱	2.5	L/D	p	m	z
	2.8	L/D	p	z	m
	3.2	m	p	L/D	z
长隔舱	3.2	L/D	p	m	z
	3.6	m	L/D	p	z
	4.0	m	z	L/D	p

由表 4 可见, 影响洗涤引射器充氮性能的诸因素中, 引射器的面积比 m 、长径比 L/D , 以及喷嘴工作压力 p , 对充氮性能影响较大, 喷嘴距 z 在所选的变动范围内影响较小. 但它们的主次也并非按同一顺序排列, 而是呈现了变化性. 例如, 喉管长径比 L/D 这一因素, 在短油箱隔舱实验中, 其变化范围较大, $L/D = 10, 30, 50$. 因此, 它表现为一主要影响因素, 但在三组实验中也并非均居首位, 如喷嘴直径 $d = 3.2\text{ mm}$ 这组实验中, L/D 倍数虽然同前两组, 但由于喷嘴出口处的压力已小于前两组, 其重要性由第 1 位降至第 3 位. 而长油箱隔舱实验中, 喉管长径比 L/D 由于变化较小 (30~ 70 倍), 因此重要性不如短油箱隔舱实验中表现明显, 且随着喷嘴直径的变大, 喷嘴出口处压力的降低, 其重要性是下降的.

由此可见, 影响洗涤引射器充氮性能的因素, 其重要性是有一定条件的. 本次实验中影响因素的主次为长径比 L/D 、面积比 m 、喷嘴工作压力 p 和喷嘴距 z .

3. 2. 2 影响洗涤引射器充氮性能主要因素的优化值及相互关系

1) 正交实验结果

由上述正交实验结果可得出如表 5 所示的各因素的优化值.

表 5 各影响因素的优化值

Table 5 Good values of every influencing factor

隔舱	喷嘴直径	因素主次顺序			
	d/mm	L/D	m	p/MPa	z/mm
短隔舱	2. 5	10	8. 21	0. 10	7
	2. 8	50	4. 59	0. 12	5
	3. 2	50	2. 04	0. 08	3
长隔舱	3. 2	50	4. 00	0. 12	7
	3. 6	50	4. 00	0. 12	9
	4. 0	30	6. 25	0. 12	7

2) $d \sim m, L/D$ 的关系

按表 5 所示, 对洗涤引射器面积比 m 进行最小二乘拟合, 得到 m 与喷嘴直径 d 的如下关系:

$$m = 6.4d^2 - 42d + 74 \tag{1}$$

另外, 洗涤引射器的喷嘴直径 $d = 2.5 \sim 4.0\text{ mm}$ 时, 其喉管直径 D 与长度 L 有如下关系:

$$L = (10 \sim 50) D \tag{2}$$

3) 短油箱隔舱中以 $d = 2.8\text{ mm}$, $p = 0.10\text{ MPa}$, $z = 5\text{ mm}$ 为宜, 长油箱隔舱中以 $d = 4.0\text{ mm}$, $p = 0.12\text{ MPa}$, $z = 7\text{ mm}$ 为宜.

4 实验验证

对按上面经验公式和优化值设计加工的燃油洗涤引射器 (图 3), 在短油箱隔舱内进行验证实验, 图 4 为实验时测得的油箱隔舱上部气层空间氧体积分数随时间的变化曲线. 由图 4 可见, 油箱隔舱上部气层空间氧体积分数完全满足民机要低于 12% 的要求, 军机也基本满足.

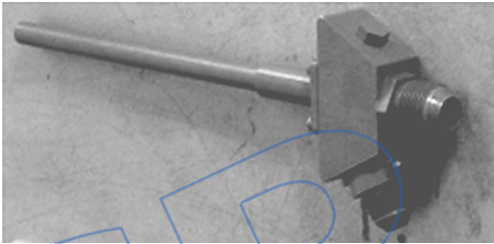


图 3 洗涤引射器外形轮廓图

Fig. 3 Skeleton map of scrubbing ejector

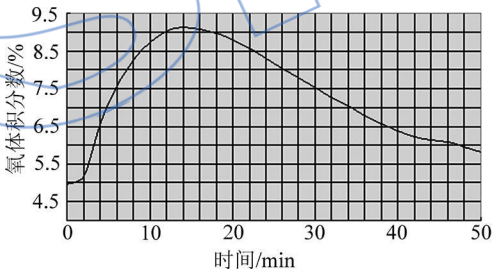


图 4 油箱上部空间氧体积分数变化曲线

Fig. 4 Trend of oxygen concentration of ullage

图 5 为实验中拍摄的其中一张二相微细气泡照片, 用 QUANTMET 900 图像分析仪分析得到的微细气泡直径分布直方图如图 6. 照片上 334 个气泡中, 小于 $388\mu\text{m}$ 气泡数占 95%.

另外利用 Insight 软件对图 5 的微细气泡进

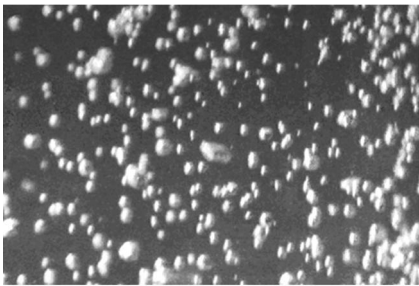


图 5 二相气泡照片

Fig. 5 Photo of liquid gas phases bubble

行处理, 得到其气泡速度场如图7.

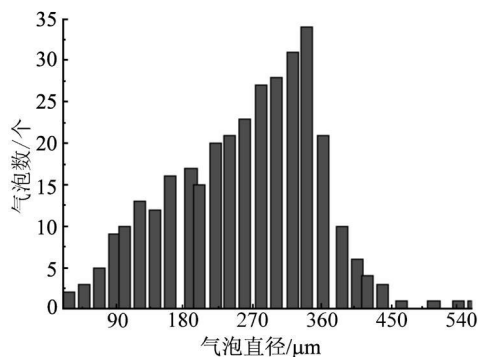


图6 气泡直径分布直方图

Fig. 6 Histogram of size distribution of bubbles

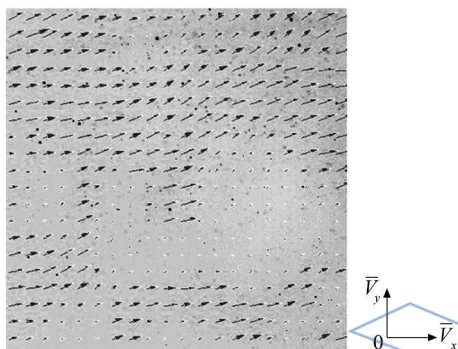


图7 气泡速度场

Fig. 7 Speed field of gas bubble

通用快速傅里叶变换得该气泡速度场中气泡的平均速度为

$$\bar{V}_x = 4.96 \text{ m/s}, \bar{V}_y = 0.017 \text{ m/s}.$$

由图6和图7可见, 该燃油洗涤引射器产生的微细气泡直径小, 但气泡横向速度大, 这将对燃油产生强烈扰动, 气泡在油中停留时间却延长, 这均有助增强油中氮氧的传质效率.

综上所述, 按上述方法设计的燃油洗涤引射器, 既能保证其出口的富氮气体微细气泡直径足够小, 以提高洗涤效率; 又能保证在整个洗涤过程中油箱上部气层空间氧体积分数要求.

5 结 论

1) 燃油洗涤引射器的面积比 m 、长径比 L/D 、喷嘴工作压力 p 是影响其充氮性能的重要因素, 但重要性主次有其相对性.

2) 按上述经验公式和优化值设计的燃油洗涤引射器, 既能产生直径小的微细气泡, 以提高燃

油洗涤效率, 又能满足油箱上部气层空间氧体积分数的技术要求.

参考文献:

- [1] 肖再华. 飞机燃油箱惰化[J]. 航空科学技术, 2005(1): 31-32.
XIAO Zaihua. Inerting aircraft fuel tanks[J]. Aviation Technology, 2005(1): 31-32. (in Chinese)
- [2] MacDonald J A, Wyeth H W G. Fire and explosion protection of fuel tank ullage[R]. Farnborough, England: Ministry of Aviation Supply, Engineering Physics Department, Royal Aircraft Establishment, 1983.
- [3] Desmarais L A, Grenich A F, Yagle W J. Vulnerability methodology and protective measures for aircraft fire and explosion hazards: Volume III—On board inert gas generator system (OBIGGS) studies: Part 3—Aircraft OBIGGS designs[R]. AFWAL-T-R-85-2060, 1986.
- [4] Klein J. The F-16 halon tank inerting system[C]//AIAA Aircraft Systems and Technology Conference. Dayton, Ohio: AIAA, 1981.
- [5] Morris R W, Miller J, Limaye S Y. Fuel deoxygenation and aircraft thermal management[C]//The 4th International Energy Engineering Conference and Exhibit (IEEC). San Diego, California: AIAA, 2006.
- [6] Reynolds L, Bailey D B, Lewinski D F, et al. Onboard inert gas generation system/onboard oxygen gas generation system (OBIGGS/OBOGS) study: Part I—Aircraft system requirements[R]. NASA D950-10529, 2001.
- [7] Summer S M. Limiting oxygen concentration required to inert jet fuel vapors existing at reduced fuel tank pressures[R]. Washington, DC: FAA, DOT/FAA/AR-TN02/79, 2003.
- [8] Burns M, Cavage W M, Morrison R, et al. Evaluation of fuel tank flammability and the FAA inerting system on the NASA 747 SCA[R]. Washington, DC: FAA, DOT/FAA/AR-04/41, 2004.
- [9] Cavage W M. The effect of fuel on an inert ullage in a commercial transport airport fuel tank[R]. Washington, DC: FAA, DOT/FAA/AR-05/25, 2005.
- [10] Polymeropoulos C E, Ochs R I. Jet a vaporization in a simulated aircraft fuel tank[C]//The Fourth International Aircraft Fire and Cabin Research Conference. Lisbon, Portugal: IFCSRC, 2004.
- [11] McConnell P M, Dalan G A, Anderson C L. Vulnerability methodology and protective measures for aircraft fire and explosion hazards: Volume III—On board inert gas generator system studies: Part 2—Fuel scrubbing and oxygen evolution tests[R]. AFWAL-T-R-85-2060, 1986.
- [12] 卡法罗夫 B B. 传质原理(上)[M]. 天津大学化工系化工教研室, 译. 北京: 中国工业出版社, 1966: 134-138.