

YTQ-7氧气调节器性能参数调整分析与实验验证*

Adjustment Analysis and Experimental Validation on YQT-7 Oxygen Regulator's Performance Parameter

邹念东 张宝平 王定生 / 中国人民解放军93987部队
肖华军 刘晓鹏 臧斌 / 空军航空医学研究所

摘要: 通过对YTQ-7氧气调节器供氧浓度调节原理的分析,说明调整氧浓度调节机构后,在高空输入富氧情况下,可以达到输入纯氧时的供氧浓度要求。经测试并对比分析YTQ-7氧气调节器调整前后供氧性能参数实验数据,验证调整后的氧气调节器供氧性能能够满足不同高度下供氧浓度生理学要求。

关键词: 氧气调节器; 模拟分子筛供氧; 性能参数; 调整分析; 实验验证

Keywords: oxygen regulator; simulating molecular sieve oxygen supply; performance parameter; adjustment analysis; experimental validation

0 引言

机载分子筛制氧技术已运用于新一代飞机的防护救生系统,实现了远程飞行供氧的跨越性变革^[1-4]。对于使用纯氧的现役飞机,能否在只更换氧源而不更换供氧装备的情况下,将分子筛富氧运用于其上,值得探讨。本文依据国内外相关生理理论研究和生理实验评价^[5-7],以某型飞机供氧装备YTQ-7氧调器为例,从调节原理上对比分析氧调器在氧源为纯氧和富氧条件下的供氧性能参数;并在输入富氧情况下,对氧调器进行调整,实验测试调整前后的供氧性能参数,验证调整后的供氧性能可以满足不同高度下航空生理供氧浓度要求;探索现役飞机运用分子筛富氧供氧的可能性,以达到只换氧源不换氧调器的目的。

1 方法与材料

1.1 YTQ-7氧调器供氧情况调整分析

YYTQ-7氧调器基本工作环境为:2000 m以下高度供空气;2000~10000 m高度供混合气,混合气含氧量随高度升高而升高;10000 m以上高度供纯氧。

参照YTQ-7氧调器出口混合气含氧百分比(即吸入气含氧浓度)统计,在座舱高度为4000 m、6000 m和8000 m时氧调器实际平均供氧浓度分别为44%、63%和81%。依据吸入气氧分压和吸入气含氧浓度的关系^[8],在6000 m时其氧分压约为26 kPa,4000 m和8000 m高度时的氧分压约为24 kPa。

保持现有氧调器附加供氧百分比,即氧调器供氧浓度调节机构不经任何改变,各高度下输入纯氧与输入90%和80%浓度氧气,吸入气含氧浓度理论曲

线对比,如图1所示。

由图1可知,使用现有YTQ-7氧调器分别输入90%和80%浓度的氧气时,输出氧浓度符合氧气调节器技术要求,但随着高度的上升,其浓度曲线逐渐靠近技术要求浓度范围下限,且与现有氧调器输出氧浓度偏差加大。因此,氧源浓度为90%和80%时,若使氧调器的输出浓度达到氧源为纯氧时的供氧规律,需要对氧调器进行必要的调整。

YTQ-7氧调器是以引射器—空气自动器调节含氧浓度,其原理如图2所示。

设经喷嘴进入引射器的氧气流量一定,为 Q_{O_2} ,则氧浓度就只取决于经进空气活门进入的空气流量 Q_2 ,这样就可以得出吸入气含氧浓度的计算公式为:

$$F_{O_2} = \frac{Q_{O_2} + 0.21Q_2}{Q_{O_2} + Q_2}$$

由吸入气含氧浓度调节基本原理可知,当氧源浓度一定时,吸入气含

* 由总装主要研制项目资助(KJ200629)

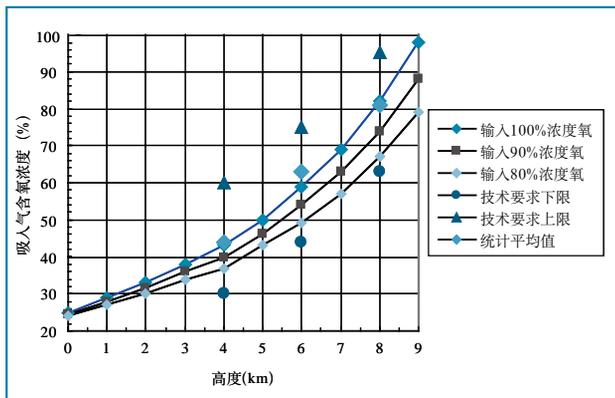


图1 现有氧调节器输入各浓度氧时吸入气含氧浓度理论曲线对比

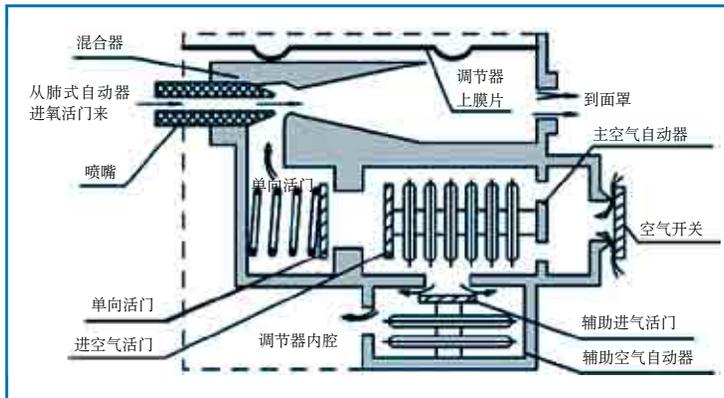


图2 引射器—空气自动器原理图

氧浓度随空气流量的减小而增大,而

$$Q_2 = 6\mu f \sqrt{\frac{2\Delta p_2}{\rho}} = 6\mu f \sqrt{\frac{2(\Delta p + H - H_1)}{\rho}}$$

式中: Δp_2 为进空气活门两端压力差, Δp 为引射器的压力增量, H 为吸气阻力, H_1 为单向活门阻力, μf 为进空气活门的流通面积, ρ 为大气密度^[9]; 当高度一定时, 可认为 Δp_2 为一定值, Q_2 只与 μf 值有关。YTQ-7 氧调节器的空气自动器采用的是两级控制活门, 空气由进空气活门和活门座之间以及活门上的小孔流入, 活门上小孔的流通面积为定值, 不可调。因此, 一定高度下的 μf 值大小, 可通过调整进空气活门和活门座之间的间隙(即活门开度)大小来实现, 即空气流量 Q_2 随活门开度减小而减小, 这样就可以通过减小空气自动器进空气活门开度来提高各高度吸入气含氧浓度。

现有氧调节器保持吸入气氧分压为 24 kPa, 在 8500 m 高度时, 供氧浓度已经达到 90%。要采用浓度为 90% 的氧气附加供氧, 在此高度已经达到氧源的最高氧气浓度, 因此, 应将氧调节器空气自动器进空气活门的关闭高度由现在的 10000m 调整为 8500m。若进空气活门关闭高度低于 8500m, 则供氧浓度要优于现氧调节器供氧浓度, 由于飞机密封座舱高度不大于 8000m, 因此活门的关闭高

度调至 8000~8500 m 较为合适。

采用上述调整方法, 输入浓度为 90% 的氧气附加供氧, 并保持各高度吸入气氧分压为 24 kPa, 各高度上吸入气含氧浓度和附加供氧量^[8](理论值)见表 1, 其浓度曲线(理论曲线)如图 3 所示:

通过上述理论分析, 氧调节器经调整后, 系统输入 90% 浓度的氧气时, 采用表 1 附加供氧百分比, 其调节后吸入气含氧浓度符合氧调节器技术要求并达到原供氧性能要求。同时, 在低高度, 输入 80% 浓度的氧气时, 其吸入气含氧浓度曲线与实际供氧浓度趋势也基本一致, 因此, 根据航空生理学要求, 在较低座舱高度时, 分子筛制氧装置初期提供 80% 以上浓度的氧气可以满足要求。

1.2 实验设备

实验设备有飞行高度实验舱、低压实验舱、YTQ-7 氧气调节器、SL-4 氧气示流器、YUZ-1000 氧气余压表、YSL-1A 氧气示流器、YTQ-6A 降落伞氧气调节器、YM6502 氧气面罩、标准假人头模、TK-11 保护头盔、机械肺、氧浓度仪。

1.3 实验项目与方法

在低压舱内, 用一具标准假人头模配戴 TK-11 保护头盔、YM6502 氧气面罩并与机械肺连接, 机械肺模拟通气量分别为 20L/min 和 30L/min^[10]。首先, 分别输入纯氧和浓度为 90% 的氧气, 测试氧调节器在 0~13km 高度范围内的呼吸气阻力、吸入气含氧浓度、安全余压(注:

表1 附加供氧量和附加供氧百分比理论值(输入氧气浓度为90%、吸入气氧分压24kpa)

高度(m)	气压(kPa)	氧气浓度	肺通气量(L/min)NTPD	附加供氧量(L/min)NTPD	附加供氧百分比(%)
0	101.3	0.25	20.00	1.16	5.80
1000	89.9	0.29	17.75	2.06	11.60
2000	79.5	0.33	15.70	2.73	17.39
3000	70.1	0.38	13.84	3.41	24.64
4000	61.6	0.43	12.16	3.88	31.91
5000	54.0	0.50	10.66	4.48	42.26
6000	47.2	0.59	9.32	5.13	55.04
7000	41.1	0.69	8.11	5.64	69.54
8000	35.6	0.82	7.03	6.21	88.34
8500	33.1	0.90	6.535	6.535	100.00

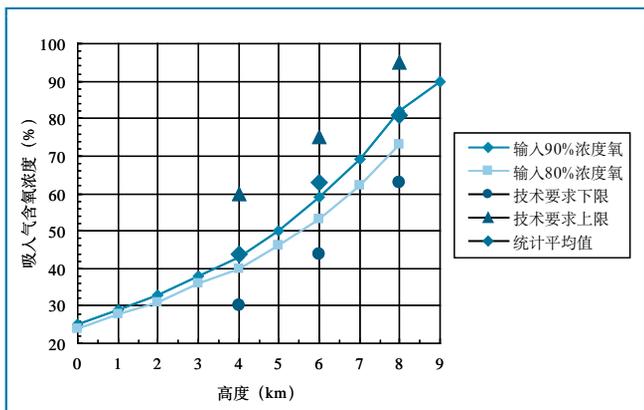


图3 调节后输入90%和80%浓度氧气时的吸入气含氧浓度理论曲线

表2 纯氧供氧性能实验结果(氧气调节器:92304)

高度 (km)	安全余压 (mmH ₂ O)	通气量20L/min			通气量30L/min		
		氧浓度 (%)	吸气阻力 (mmH ₂ O)	呼气阻力 (mmH ₂ O)	氧浓度 (%)	吸气阻力 (mmH ₂ O)	呼气阻力 (mmH ₂ O)
地面	0	36~40	-49	23	35~39	-56	31
1	0	38~41	-44	23	38~42	-55	29
2	0	39~43	-42	21	39~45	-52	28
3	0	38~43	-41	20	40~47	-52	27
4	0	38~43	-35	20	43~47	-50	26
5	0	47~50	-40	22	55~61	-49	31
6	4~7	49~54	-39	38	60~67	-47	53
7	6	58~64	-30	42	68~73	-48	56
8	7~8	70~74	-39	48	81~85	-49	52
9	7~9	88~93	-38	47	92~98	-45	55
10	9~11	95~98	-37	48	95~99	-45	53
11	12~13	97~99	-35	49	...	-43	54
12	13~17	...	-29	49	...	-39	56
13	77~79	...	77	85	...	75	85

备注:空气活门关闭高度10~11km.

表3 输入90%浓度氧气供氧性能实验结果(氧气调节器:92304调整后)

高度 (km)	安全余压 (mmH ₂ O)	通气量20L/min			通气量30L/min		
		氧浓度 (%)	吸气阻力 (mmH ₂ O)	呼气阻力 (mmH ₂ O)	氧浓度 (%)	吸气阻力 (mmH ₂ O)	呼气阻力 (mmH ₂ O)
地面	0	35~39	-40	23	37~40	-48	31
1	0	36~39	-41	22	37~40	-47	32
2	0	37~40	-41	21	38~42	-48	29
3	0	38~40	-41	20	38~42	-45	27
4	0	38~42	-39	21	50~54	-47	32
5	7~8	57~62	-38	24	60~63	-47	37
6	8	60~63	-39	41	64~67	-46	51
7	8~11	68~72	-40	44	72~75	-47	51
8	8~9	85~87	-39	47	85~88	-46	52
9	8~13	88~90	-38	49	88~90	-45	49
10	9~24	88~90	-37	48	...	-44	52
11	18~21	...	-36	53	...	-40	50
12	18	...	-34	53	...	-36	50
13	18~120	...	-22	54	...	112	130

备注:空气活门关闭高度8.1km.

氧调器原状态下,输入浓度为90%氧气的测试数据在以下表格中不显示);然后,将氧调器空气活门的关闭高度调整到8.1km,再输入浓度为90%的氧气,测试氧调器在0~13km高度范围内的呼吸气阻力、吸入气含氧浓度、安全余压。

2 实验结果与分析

0~13km纯氧供氧性能实验结果,如表2所示。

0~13km,输入90%浓度氧(模拟分子筛氧)供氧性能实验结果(调整氧调器,空气活门关闭高度8.1km),如表3所示。

通过表2和表3的数据对比,参照《GJB 2193-94飞行人员加压供氧系统规范》各高度吸入气含氧浓度上下限值^[1],并依据YTQ-7氧调器技术要求,当输入氧调器内氧气压力为0.981 MPa时,以固定流量为20 L/min为例(30L/min试验数据与此较为相似),采用90%的氧气代替医用纯氧,可确定氧调器调整后吸入气含氧浓度随高度变化的上、下限曲线及参考点,其与现氧调器纯氧供氧情况对比,如图4和图5所示。

由图4和图5可见,输入纯氧和经过调节后输入90%浓度的富氧气,氧调器输出的吸入气含氧浓度曲线都在要求的范围内;在3 km以下(上限时为4 km),调节后的曲线比原曲线浓度低1%~3%,在4~8.5 km,调节后的曲线比原曲线浓度高8%~15%,调节后的曲线更接近浓度要求范围的中间值。由于调节后的氧调器输入氧气浓度为90%,8.1 km以上时氧调器空气活门已关闭,故9 km以上其输出混合气浓度不再增加,浓度曲线将低于原氧调器曲线,但在实际应用时,氧调器空气活门关闭后,将转为备用氧供氧,即座舱高度在8.1 km以上使用纯氧,因此供氧浓度仍在航空生理要求的范围内。

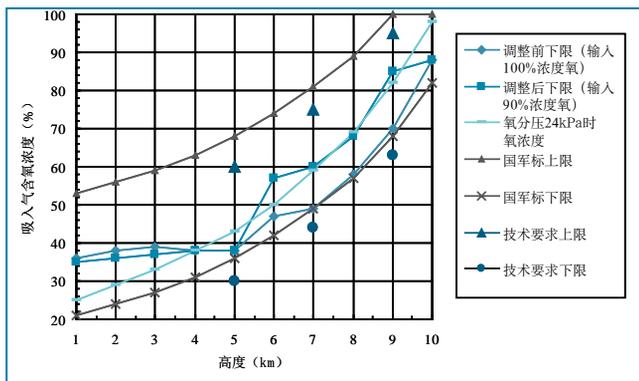


图4 调整前后氧调器输出的吸入气含氧浓度下限对比图

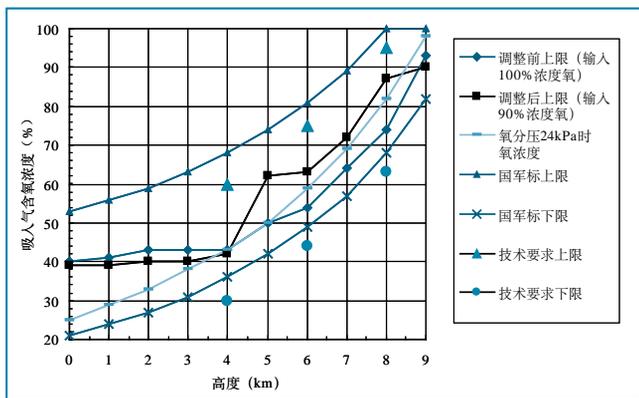


图5 调整前后氧调器输出的吸入气含氧浓度上限对比图

3 结论

通过调整YTQ-7氧调器的供氧调节机构,输入90%浓度的氧气,输出的吸入气含氧浓度与原氧调器(输入纯氧)吸入气含氧浓度进行对比分析,并参照吸入气的含氧量要求,说明调整后的氧调器输入90%浓度的氧气,在舱高8.5 km以下时,YTQ-7氧调器调整后的吸入气含氧浓度符合呼吸氧浓度随高度变化的规律,可以满足不同高度下航空生理供氧浓度要求。

以上研究是基于输入氧调器内氧气压力为0.981 MPa、氧气浓度为90%的条件下进行的,与国外相关生理实验研究有所区别^[12],在今后系统设计中,应注意把握以下几点:一是使用现有氧调器,要求机载分子筛制氧装置输入氧调器的富氧气浓度,在各高度都必须保持在90%或以上;二是机载分子筛制氧装置产氧量要有足够的余量做为贮备,以满足各种条件下的实际使用需要^[13];三是在以上两个前提下,由于机载分子筛制氧装置出口压力较低,供氧系统中需增加氧气增压装置,以达到YTQ-7氧调器入口压力要求(0.589MPa~2.943MPa)。同时氧压装置为将分子筛产氧气体

作为备用氧源贮存起来提供了可能性^[1],其意义在于使飞机在正常飞行和应急两种情况下,都用分子筛产生的富氧气体,使飞机彻底摆脱对地面的依赖。

AST

参考文献

- [1] 肖华军. 航空氧源的必然发展趋势——机载分子筛[J]. 航空系统工程, 1992(2):35-40.
- [2] Xiao Huajun. The physiological requirement on the concentration of air -crafts' oxygen supply equipment[C]. Proceedings of SAFE 29th Annual symposium, Las Vegas, Nevada, 1991.11:192-194.
- [3] Ernsting J, Miller R. Advanced oxygen system for aircraft[M]. North Atlantic Treaty Organization. Neuilly-Sur-Seine, France: Canada Communication Group. 1996:21-33.
- [4] 肖华军. 战斗机高空供氧防护系统的研究进展[J]. 中华航空航天医学杂志, 2002, 13(3): 198-201.
- [5] Thommas E N. Hypoxia symptoms resulting from various breathing gas mixtures at high altitude. SAFE Journal, 1989, 19(2):20-26.
- [6] 肖华军. 航空分子筛供氧防护生理理论与应用[D]. 北京:北京航空航天大学博士学位论文, 2000.
- [7] 肖华军, 刘晓鹏, 王琼. 机载制氧与供氧系统防护性能的生理实验评价[J]. 解放军医学杂志, 2004, 29(10):837-840.
- [8] 肖华军. 航空供氧防护装备生理学[M]. 北京:军事医学科学出版社, 2005:234-237.
- [9] 张汉斌. 航空个人防护装备[M]. 北京:国防工业出版社, 1982:276-279.
- [10] GJB 591-88航空供氧装备生理鉴定要求和试验方法. 北京:国防科工委, 1988-8-12.
- [11] GJB 2193-94飞行人员加压供氧系统规范. 北京:国防科工委, 1994-12-13.
- [12] Buick F. Oxyhemoglobin saturation following rapid decompression to 18288 m preceded by diluted oxygen breathing[J]. Aviat Space Environ Med, 1991, 62(12):1119-1121.
- [13] 肖华军, 袁修干. 飞行环境综合因素对飞机供氧参数的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 1997, 22(3):586-589.

作者简介

邹念东, 讲师, 目前从事航空机械教学工作。