基于 Flowmaster 的运输机供氧系统仿真

屠 毅 林贵平 李国栋

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191) (中航第一飞机设计研究院，西安 710089)

摘 要：研究运输机供氧系统，建立相应的系统仿真模型，对整个管网系统中氧气的流动及分配进行仿真分析. 系统由高压氧源、机组供氧点和座舱乘员供氧点 3 部分组成，各部分分别建模，然后集成系统；为了方便设计者针对不同的管路布置进行系统仿真分析，利用 Flowmaster 的外部元件模块开发出了氧气系统特有的元件，包括氧气调节器、减压器和快戴式氧气面罩；在某任务航程下利用此仿真模型对氧气系统进行了仿真计算，得到各气瓶耗氧量和各供氧点氧气流量的变化情况，验证了系统是否满足设计需求.

关 键 词：运输机；氧气系统；Flowmaster 软件；管网系统；计算机仿真

中图分类号：V 245.3$^+$1

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2009)11-1306-05

Computer analysis of transport aircraft oxygen system based on Flowmaster

Tu Yi Lin Guiping

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Li Guodong

(The First Aircraft Desingn Institute of AVIC Ⅰ, Xi'an 710089, China)

Abstract: Transport aircraft oxygen system was discussed, and a computer analysis model of oxygen system was established in order to analyze the flow and distribution of oxygen in the whole pipeline network. This system was comprised of three parts. They were high pressure oxygen source, aircrew oxygen supply points and cabin oxygen supply points. Separate models were established before the single system. Several special components of oxygen system were created using the external component models in Flowmaster, including the oxygen regulator, pressure reducer and quick-don oxygen mask. It made the designer more convenient to create new system models for different pipeline networksdesign. A computer analysis of the oxygen system was also performed with a given flight assignment using this analysis model, and the simulation results show the oxygen consumption and the flow rate of each oxygen supply points. It was used to verify that the system meets the design reguirements.

Key words: transport aircraft; oxygen system; Flowmaster software; pipeline network; computer analysis

运输机多乘员供氧系统具有气瓶数量多，供氧点数量多，供氧管路复杂的特点. 氧气系统的设计能否保证各个供氧点的氧气流量及压力，氧气瓶的储氧量能否满足最大续航时间要求，各个气瓶氧气消耗是否均匀，管路布置是否合理，需要进行专门的分析. 因此，开发出一套比较通用的氧气系统仿真模型用于氧气系统设计十分必要.

本文利用一维流体系统仿真软件 Flowmaster 建立系统仿真模型，着重分析在不同飞行高度下氧气系统各个位置的氧气流量及压力分布，各

收稿日期：2008-10-27

作者简介：屠 毅(1984—) 男，湖南常德人，博士生，tuyi@ase.buaa.edu.cn.

气瓶氧气消耗,对氧气系统特有的元件,包括氧气减压器、氧气调节器以及快戴式氧气面罩进行模型二次开发,以满足氧气系统设计者在日后有新的设计思想时可以方便地在 Flowmaster 平台下搭建新的系统模型.

1　系统设计要求

运输机供氧系统是一个复杂的流体管网系统,其功用主要是在气密舱高空失压后向机上人员补充呼吸用氧. 系统由氧源、机组供氧点和空运人员供氧点 3 大块组成. 氧源一般可以分为高压气氧、液氧以及分子筛产氧,本文系统采用高压气氧. 氧源由 14 个高压气瓶构成,并分成机组氧源(2 个气瓶)和空运人员氧源(12 个气瓶)两部分. 机组供氧点共包括 4 个支路,采用将微型氧气调节器和氧气面罩合为一体的快戴式氧气面罩,实现不同高度下对机组人员的氧气供给. 空运人员供氧点采用集体使用的连续供氧设备,分为 4 个支路,每一支路使用一个集体用直接式氧气调节器承担 60 个人的氧气流量. 氧气系统设计必须满足给定的航空用氧标准,并综合考虑飞机整体结构等因素设计供氧系统管路分布和氧气减压器、氧气调节器这些主要部件的参数,来满足机组及空运人员的用氧需求. 设计时须保证气瓶总储氧量满足最大续航时间的要求;各气瓶氧气被均匀消耗;各供氧点的氧气流量满足乘员的呼吸需求;各供氧点氧气流量分布均匀[1-2].

2　系统 Flowmaster 模型建立

Flowmaster 具有比较完备的元件库,对于本文涉及的复杂的管网系统,丰富的标准元件库,既简化了设计过程,又能减少失误,而其强大的控制元件以及交互式仿真功能,则方便在进行仿真分析时对系统整体性能的把握. 系统分为高压氧源、机组人员供氧点以及空运人员供氧点 3 个部分,分别建模,各部分调试成功后集成为系统.

2.1　高压氧源

氧源采用高压气氧,设计每个氧气瓶的储氧压力为 15 MPa,容积为 25 L. 为避免高压管路进入座舱,气瓶自带减压器,使其氧气出口压力维持在 2～3 MPa 之间. 整个氧源系统由机组氧源(2 个气瓶)和座舱乘员氧源(12 个气瓶)两部分组成.

图 1 所示为单个高压氧源支路模型,用 Flowmaster 中的储气罐元件模拟高压气瓶. 单向阀采用离散损失元件模拟,分别给定正向和逆向的流动损失系数,计算不同流量时造成的压力损失. 减压器是元件库中没有的元件,需要利用外部模型库进行二次开发. 开发减压器使用后文所述压力-流量特性数学模型. 通过上述支路模型,利用管道和接头连接成为整个氧源系统模型.

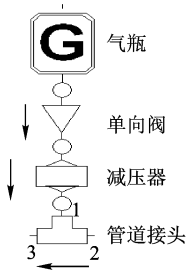


图 1　气瓶支路模型

2.2　机组人员供氧点

采用两人驾驶体制,飞行员氧气面罩采用微型氧气调节器与氧气面罩合二为一的快戴式氧气面罩,微型氧气调节器可以提供稀释氧,随高度不同自动调节吸入气的含氧浓度. 如图 2 所示,从上到下分别是减压器、微型氧气调节器以及模拟飞行员肺式呼吸的模块. 减压器用于提供氧气面罩需求的入口压力,微型氧气调节器用于调节不同高度下的供氧压力,飞行员呼吸模块根据飞行员的呼吸状况调节氧气流量[3].

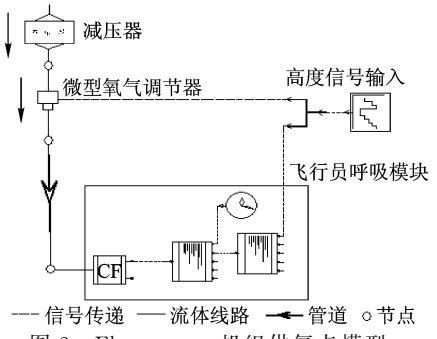


图 2　Flowmaster 机组供氧点模型

2.3　空运人员供氧点

空运人员供氧采用集体使用的连续供氧设备,即集体用直接式氧气调节器. 空运人员使用开式氧气面罩,面罩内压力等于座舱气压. 各供氧点支路模型如图 3 所示,用一个信号发生器元件模拟座舱高度信号,通过一个控制端口计算出对应高度的座舱压力,然后控制可控压力源的压力作为边界压力;在系统中用一个限流孔元件模拟供氧面罩处的限流环节.

2.4　系统整体模型

将高压氧源、机组人员供氧点和空运人员供氧点 3 部分模型通过管道、阀门、接头等元件连接成为整个运输机多乘员供氧系统的模型(图 4).

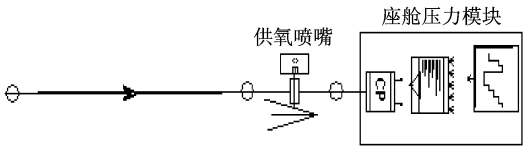


图3 Flowmaster座舱供氧点一个支路模型

结果.在给定不同流量的情况下,考察氧气减压器出口压力随入口压力的变化情况.本文采用顺向式减压器模型,由图可知随着入口压力增加,出口气体压力略有增大,保持在2.33～2.44 MPa范围内变化.

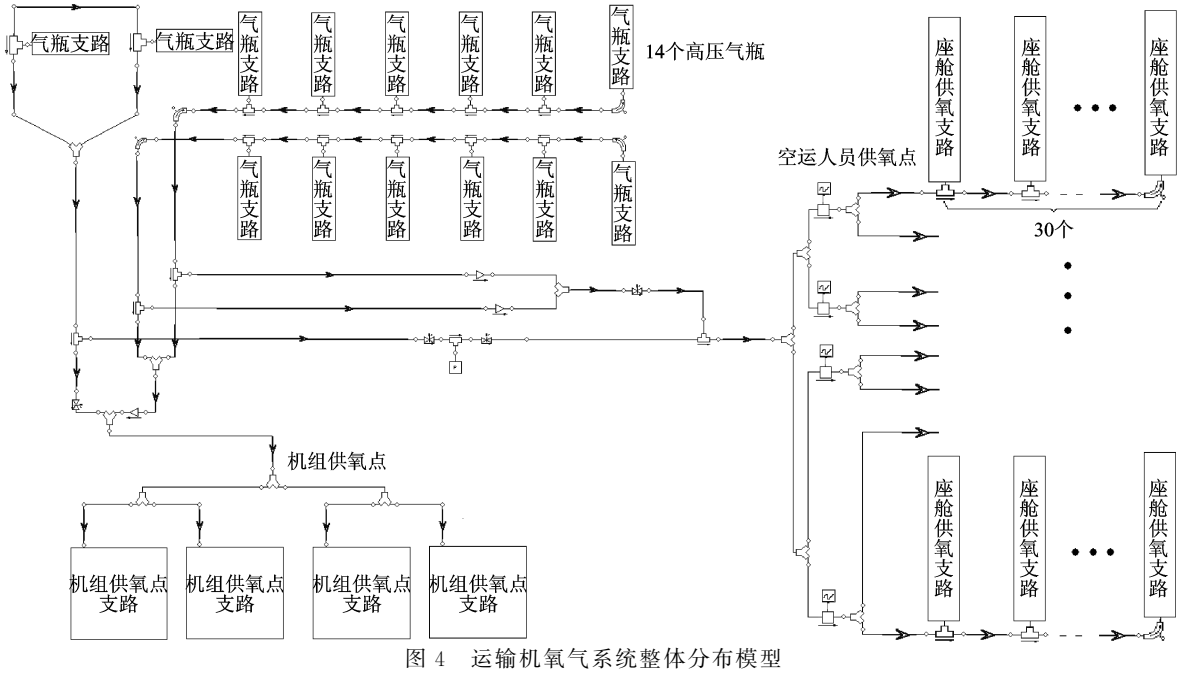


图4 运输机氧气系统整体分布模型

3 主要元件的数学模型

3.1 减压器数学模型

减压器的作用是保证其下游的氧气调节器正常工作,本文系统计算关心的是它的流量特性,即在一定的入口压力下,输出压力与输出流量的函数关系,图5[4]为减压器工作原理图.设减压器输出质量流量为 $\dot{m}_1$,减压器活门开启量为 L_1,此时输出压力为 P_1.其压力-流量特性满足以下关系[4]:

$$\dot{m}_1 = K\mu\pi dL_1 p_0 \sqrt{T_0} \tag{1}$$

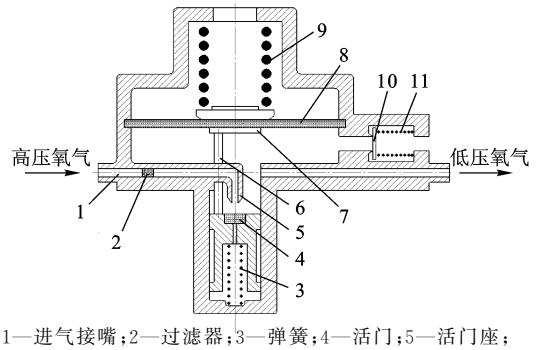
$$P_1 = \frac{P_{s1} - P_{s2} + p_0 A_2 - (k_1 + k_2)L_1}{A_1 + A_2} \tag{2}$$

K 为计算氧气流量的常数:

$$K = \sqrt{\frac{\kappa g}{R}\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}} \tag{3}$$

式中,P_{s1},P_{s2}为活门关闭时调压弹簧和活门弹簧弹力;d 为活门4直径;A_1 为减压器膜片有效面积;A_2 为减压器活门的活门座包围面积;p_0 为减压器入口压力;T_0 为减压器入口气体温度;k_1 为调压弹簧刚性;k_2 为活门弹簧刚性;μ 为流量系数;κ 为气体绝热指数;R 为气体常数.

图6给出了开发的一组氧气减压器元件调试



1—进气接嘴;2—过滤器;3—弹簧;4—活门;5—活门座;6—顶杆;7—下硬心;8—膜片;9—调压弹簧;10—安全活门;11—弹簧.

图5 减压器工作原理图

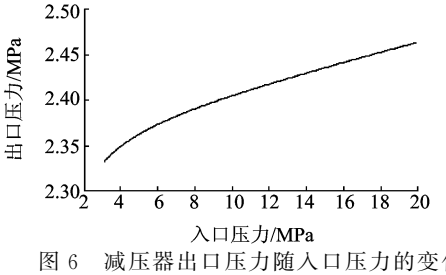


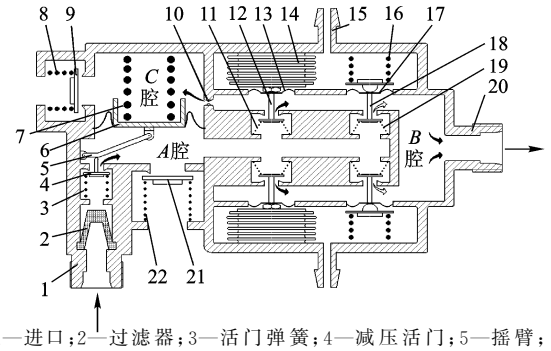
图6 减压器出口压力随入口压力的变化

3.2 集体用直接式氧气调节器数学模型

氧气调节器用于随飞行高度调节输出气的压力,从而每个使用者的供氧率由此压力及供氧限流孔来确定.系统计算需要考虑其高度-压力-流

量特性,即对应于不同的座舱高度,氧气调节器的输出压力随流量的变化. 图 7[4] 为氧气调节器工作原理图,它的调压机构由两个组件构成,分别是恒定压力调节组件和高度压力调节组件.

1) 恒定压力组件数学模型



1—进口;2—过滤器;3—活门弹簧;4—减压活门;5—摇臂;6—减压器膜片;7—减压弹簧;8—安全活门弹簧;9—安全活门;10—限流孔;11—活门弹簧;12—高度调节活门;13—膜片;14—波纹盒;15—感压接嘴;16—余压弹簧;17—膜片;18—活门;19—弹簧;20—输出接嘴;21—安全活门;22—弹簧.

图 7　集体用直接式氧气调节器工作原理图

4.5 km 以下,高度压力机构不起作用,由恒定压力组件调节出口压力. 若调节器输出的质量流量为 $\dot{m}$,活门开启量为 L,输出压力为 p_{B1},则[4]:

$$p_{B1}=\frac{P_{s3}-P_{s4}-p_{A0}A_2}{A_1}-\Delta p \tag{4}$$

$$\Delta p=(k_3+k_4)L/A_1 \tag{5}$$

$$\dot{m}=K\mu\pi dLp_0\sqrt{T_0} \tag{6}$$

式中,P_{s3} 为活门 18 关闭时余压弹簧 16 弹力;P_{s4} 为活门 18 关闭时活门弹簧 19 弹力;p_{A0} 为 B 腔压力为 0 时 A 腔的平衡压力;k_3 为余压弹簧 16 的刚性;k_4 为活门座弹簧 19 的刚性;L 为活门 18 开启量;A_1 为膜片 17 的有效面积;A_2 为活门 18 的活门座包围面积;Δp 为输出流量引起的压力降.

2) 高度压力组件数学模型

4.5 km 以上,高度压力组件开始起作用,波纹盒工作,随高度变化调节活门开启量. 氧调器输出压力 p_{B1} 与输出质量流量 m_h 的关系计算如下[4]:

$$p_{B1}=\frac{A_3}{A_4}(p_{h0}-p_h)-\Delta p_1 \tag{7}$$

$$\Delta p_1=(k_5+k_6)L_h/A_4 \tag{8}$$

$$\dot{m}_h=K\mu\pi dL_h p_0\sqrt{T_0} \tag{9}$$

式中,p_{h0} 为波纹盒 14 使活门 12 将开未开的大气压力;p_h 为计算高度的大气压力;Δp_1 为因输出流量引起的压力降;L_h 为对应高度下活门的开启度;k_5 为波纹盒 14 的刚性;k_6 为活门座弹簧 11 的刚性;A_3 为波纹盒的有效面积;A_4 为膜片 13 的有效面积;

图 8 为集体用直接式氧气调节器仿真模型的调试结果. 在给定流量和入口压力的情况下,考察氧气调节器的出口压力随飞行高度的变化. 飞机飞行高度在 3.8 km 以下时,氧气调节器不工作,调节器出口压力等于座舱压力;3.8～4.5 km 时,氧气调节器向座舱提供恒定压力的氧气;4.5 km 以上时,氧气调节器的输出压力随高度的增加逐渐增大.

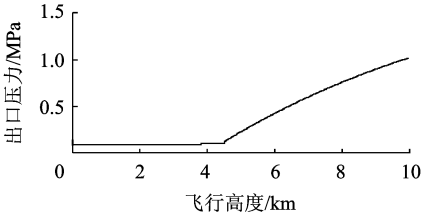


图 8　一定流量下氧气调节器出口压力随高度的变化

4　系统动态仿真结果

整个运输机多乘员供氧系统如图 4 所示,氧气从高压气瓶流出,经过减压器将压力降至约 2 MPa,然后通过管道分别流向机组和空运人员供氧点. 机组供氧点前设置一个减压器,提供快戴式氧气面罩所需的入口压力. 空运人员供氧点前使用集体用直接式氧气调节器给各供氧点管道入口提供一个随座舱高度变化的压力,空运人员供氧点的氧气流量通过该入口压力和限流孔共同调节,该氧气流量随高度增加而逐渐增大.

系统仿真任务航程为飞机在 10 km 高空发生事故,在 200 s 内匀速下降至 6 km,然后在此高度上平飞一个小时. 系统设计者关心的问题包括高压气瓶耗氧的均匀性,各供氧点在不同飞行高度上的氧气流量大小以及各个供氧点氧气流量分配的均匀性.

图 9～图 12 给出了几组主要的仿真结果,包括座舱气瓶氧气余量随飞行时间的变化;各气瓶耗氧量的对比;整个飞行过程中供氧点氧气流量的变化;各供氧点氧气流量对比. 由仿真结果可以

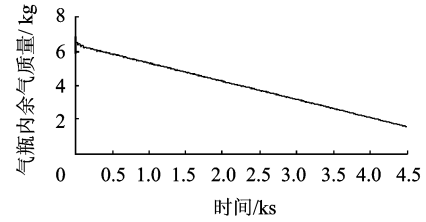


图 9　飞行过程中气瓶的氧气余量随时间的变化

看出,在该飞行任务下,仿真结束时各气瓶有1.8 kg左右余氧,各气瓶剩余氧气压力差小于0.03 MPa,说明消耗均匀,供氧点氧气流量满足各高度下乘员的呼吸需求(见表1).从各供氧点氧气流量对比可以看出,其最大流量差小于各点流量的0.1%,流量分配比较均匀.

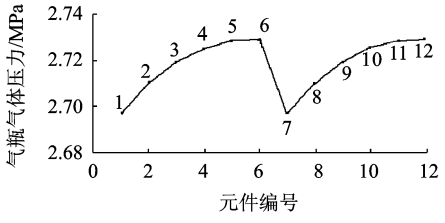


图10 各气瓶余气压力对比

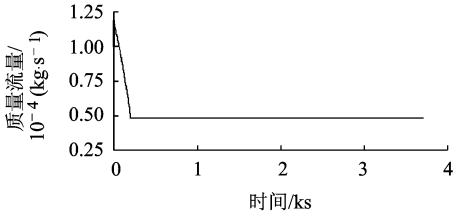


图11 整个任务航程中某供氧点氧气流量变化

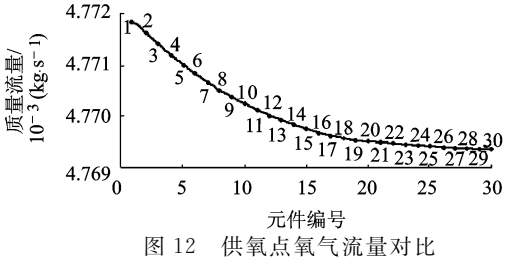


图12 供氧点氧气流量对比

表1 空运人员用氧标准与计算流量对比

座舱高度/km	空运人员呼吸需求/(kg·s^{-1})	供氧点计算流量/(kg·s^{-1})
10	1.01×10^{-4}	1.12×10^{-4}
9	8.60×10^{-5}	1.01×10^{-4}
7.5	6.90×10^{-5}	7.70×10^{-5}
6	4.80×10^{-5}	4.77×10^{-5}
4.5	1.70×10^{-5}	1.77×10^{-5}
3.8	1.70×10^{-5}	1.77×10^{-5}

5 结 论

通过对整个运输机供氧系统进仿真分析,系统设计者能很快得到不同座舱高度下系统各供氧点的氧气流量和系统各点的压力情况,可以根据实际的任务航程计算出各气瓶的耗氧量及耗氧均匀性,通过这些结果对系统设计进行评价并提出优化方案.

对于庞大复杂的大型运输机氧气系统进行仿真可以使设计者更加熟悉系统的工作过程,了解各个元件对系统流动状况的影响,主要部件参数的改变对系统各点压力及流量分布的影响,从而更好地把握系统,指导系统设计.在设计完成之后,也可以用本系统仿真模型分析验证系统设计的可行性.

参考文献(References)

[1] 辛慧秋.CRJ-200氧气系统设计分析[J].民用飞机设计与研究,2002(4):19-22
Xin Huiqiu. The analysis of CRJ-200 oxygen system[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2002(4): 19-22(in Chinese)

[2] 张汉镔.飞行器安全救生[M].北京:北京航空航天大学出版社,1990:173-182
Zhang Hanbin. Aircraft life saving[M]. Beijing: The Press of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1990: 173-182(in Chinese)

[3] 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,2005:416-422
Xiao Huajun. Physiology of aviation oxygen protective equipment[M]. Beijing: Military Medicine Science Press, 2005:416-422(in Chinese)

[4] 南京航空学院,北京航空学院.航空个人防护装备[M].北京:国防工业出版社,1982:210-313
Nanjing Aeronautical Institute, Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics. Aviation personal protection equipment[M]. Beiing: National Defence Industry Press, 1982: 210-313 (in Chinese)

(编 辑:李 晶)