

惰化系统两种不同引气方式比较

薛勇*, 张斌, 朱德轩, 周宇穗

上海飞机设计研究院 动力燃油部, 上海 200232

摘要: 对发动机引气惰化系统及座舱引气惰化系统进行了分析介绍, 并对这两种惰化系统的代偿损失进行了计算分析, 结果表明, 利用座舱引气来替代发动机引气作为空气分离器(ASM)的分离气源, 虽然表面上增加了系统重量, 但实际对于飞机而言, 却可以降低系统的总燃油代偿损失约 18.3%。就惰化系统而言, 座舱引气方式优于发动机引气方式, 它不但可以排除高温气体进入燃油箱的灾难性风险, 增加系统在下降阶段的性能, 同时能够显著的降低惰化系统对飞机的总燃油代偿损失。

关键词: 惰化; 空气分离器; 引气; 座舱; 代偿损失

中图分类号: V228; TQ021.4 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 08-0012-04

飞机惰化系统^[1]利用空气分离器从引气中分离出富氮气体, 并将其通入飞机燃油箱内, 以降低氧气浓度, 防止发生燃烧或爆炸。惰化系统的引气方式一般分为发动机引气和座舱引气两种。发动机引气来自于发动机的高压级或者中压级出口, 在经过环控系统的预冷器冷却之后, 温度一般降低到 200℃ 左右, 再通过气源总管分配给惰化系统, 具有高温高压的特点。座舱引气是直接利用飞机客舱的排气作为惰化系统的气源, 温度一般在 20℃ ~26℃ 之间, 压力高度一般在 0~2000m 之间, 具有温度和压力稳定的特点。

不同的引气方式对于惰化系统的设计有重大影响, 表明了惰化系统的两种发展方向。本文就民用飞机惰化系统的两种引气方式进行分析比较。通过对系统设计、运营和维修维护过程进行计算和总结分析, 全面比较发动机引气惰化系统和座舱引气惰化系统。

1 发动机引气惰化系统的缺点

目前, 在役的民用飞机惰化系统大多采用发动机引气作为空气分离的气源, 包括 B737、B747、B757、A320 等, 在飞机的设计和运营、维修维护过程中发现发动机引气主要会带来以下 3 方面的问题:

(1) 利用高温高压的发动机引气作为惰化系统的气源,

带来了高温气体进入燃油箱这一灾难性危害, 当温度超过燃油燃点的热空气进入燃油箱时, 油箱内的燃油可能会马上被点燃, 导致油箱爆炸, 机毁人亡。

(2) 高温高压的引气会带来高温气体泄漏的危险, 容易引起系统或结构的损坏、着火。出于安全性的考虑, 惰化系统的高温引气管附近需要增加防火探测线, 在探测到有高温气体泄漏时, 立即切断高温引气, 关闭惰化系统。这就增加了系统重量和复杂度及飞机的维护时间和成本。

(3) 地面阶段发动机不工作时, 惰化系统将不能得到引气, 无法对油箱进行惰化; 在下降阶段, 引气流量不足。在飞机的下降阶段, 外界大气压力的持续增加, 由于油箱内外压差的作用, 大量的空气会从油箱的通气系统持续进入燃油箱内。此时油箱内原本已经惰化的气相空间内的氧气浓度急剧地升高, 导致油箱再度回到非惰化的状态, 可能给飞机油箱带来燃烧和爆炸的危险。下降阶段, 发动机处于慢车状态, 如果输出过多流量的发动机引气会降低燃油利用率并影响飞行性能。

2 座舱引气惰化系统

本文初步设计一种座舱引气惰化系统, 如图 1 所示。

收稿日期: 2016-05-04; 退修日期: 2016-05-12; 录用日期: 2016-05-30

* 通讯作者. Tel.: 021-20866981 E-mail: xueyong@comac.cc

引用格式: XUE Yong, ZHANG Bin, ZHU Dexuan, et al. Comparison of two different bleed air ways in inerting system. [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (08): 12-15. 薛勇, 张斌, 朱德轩, 等. 惰化系统两种不同引气方式比较 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (08): 12-15.

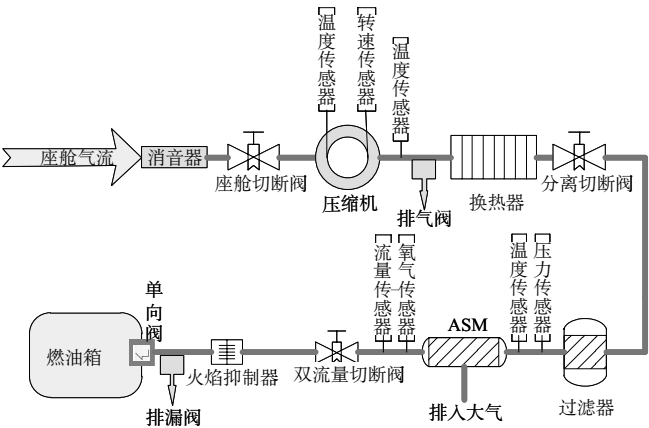


图1 座舱惰化系统原理图
Fig.1 Cabine bleed air inerting system

由于座舱内气体的压力较小，座舱引气需要加压后才能达到空气分离器（ASM）的工作压力要求，因此需要利用空气压缩机来提高气流的压力。虽然座舱内气体温度较低，但压缩机在增加气体压力的同时也提高了气体的温度，所以采用座舱引气方式，仍然需要对气源进行冷却。

为了降低压缩机噪音对乘客和机组的影响，座舱空气首先通过压缩机消音器，降低压缩机的噪音传递。随后安装的座舱切断阀用于在异常情况下切断对座舱的供气。座舱气流接着进入压缩机进行压缩，气流增温增压。

对于压缩机的选择，航空规则制定咨询委员会（ARAC）工作组在报告中指出，可以使用往复式、离心式、螺杆式这3种压缩机。离心式压缩机具有重量轻的特点，更适合用于机载环境。为了实现闭环控制，需要在压缩机电机上设置温度传感器和速度传感器，用于采集电机的数据并对电机的转速进行相应调控。在压缩机气流出口设有温度传感器，用于监控压缩机出口的温度数据，在系统异常的情况下这些传感器可以命令系统关闭。

从压缩机流出的气流在进入换热器前设有应急排气阀，用于在切断压缩气流或换热器堵塞的情况下进行应急排气，防止超压的气流对设备和管路造成超压损坏。

冲压空气在经过冲压空气单向阀后进入冷边流量控制阀。单向阀可以防止特殊情况下气流反向，冷边流量控制阀可以控制冷却气流的流量，调节热边换热气流的出口温度，保证ASM内的气流温度在合适的温度范围内。

分离切断阀安装在换热器热边出口的下游，用于在系统异常情况下切断气流。分离切断阀的下游是空气过滤器，能够去除空气中的油气、水蒸气、二氧化碳等杂质气体和微小灰尘颗粒，防止对ASM造成污染和损坏。

ASM是惰化系统的核心部件，它利用空气分离膜对氧气、氮气等气体不同的渗透性，可以分离制得出纯度较高的富氮气体（NEA）。ASM的数量同需要惰化的油箱体积成正比，不同机型的ASM数量和需要惰化的油箱体积如表1所示。B787飞机由于需要惰化的油箱很大，需要采用5个ASM，采用座舱引气可以节约可观的发动机引气代偿损失。

表1 不同机型惰化系统的ASM数量
Table 1 The quantity of ASM in different aircraft inerting system

机型	惰化的油箱体积/L	ASM数量
B787	89491	5
B747	63177	3
B737	16933	1
B757	26210	2
A320	8250	1

ASM的富氧气体排入大气，富氮气体通入油箱。ASM出口的下流分别安装有流量传感器和氧气浓度传感器，用于监测NEA的流量和氧气浓度，对ASM的健康状况进行监控，在设备性能显著降低的时候，维护系统将提醒需要对ASM进行更换。接着NEA流入双流量切断阀。双流量切断阀在飞机下降时开启大流量模式，为油箱提供更多流量的NEA，防止过多的空气进入油箱，防止油箱内气相空间氧气浓度的急剧提高，但此时NEA的氧气浓度会稍有增加。

在NEA排入油箱前，需要在油箱外安装排漏阀，用于排放倒流进入气体分配管路的燃油，防止其倒流进入设备。

3 座舱引气的优势

座舱引气惰化系统由于不使用高温高压的发动机引气，排除了高温引气泄漏和进入油箱的危险，同时使用的座舱引气可在地面或下降阶段调节流量，不会对飞机带来过大的影响，可以避免上述发动机引气带来的弊端。

利用座舱引气替代发动机引气可以降低惰化系统的代偿损失。座舱引气是利用电动压缩机对座舱引气进行加温加压，使分离的气源达到ASM入口的温度和压力要求。发动机引气的温度在260℃左右，机载ASM的稳定工作温度在65℃左右，将发动机引气作为机载制氮系统的气源，需要对利用换热器带走大量热能，即增加了冲压空气的流量、增大了换热器的重量，也浪费了较多的引气能量，带来了较大的代偿损失。如果使用座舱引气，可以利用电能替代对引气能量的消耗，同时降低了对冷却空气流量的要求，降低了换热器的重量，节约了引气能量。

4 系统代偿损失比较

计算表明,利用座舱引气替代发动机引气作为惰化系统的气源,可以降低惰化系统的总燃油代偿损失。

以安装单个 ASM 的惰化系统为例,对发动机引气惰化系统和座舱引气惰化系统的燃油代偿损失分别进行计算比较,计算的相关发动机和飞行参数如表 2 所示。

表 2 发动机和飞行参数
Table 2 The parameters of engine and flight

名称	数值	单位
飞行速度	295.04	m · s ⁻¹
计算飞行时间	2.5	h
飞机气动质量	6	kg
燃油比耗	0.1225	kg · (Nh) ⁻¹
发动机涡轮入口燃气温度	1350	K
燃油单位燃烧值	4.4 × 10 ⁶	J · kg ⁻¹
压气机进口温度	284	K
压气机增压比	2.92	
燃油完全燃烧系数	0.98	
燃气比热	1130	J (kg · K) ⁻¹

系统设计相关参数如下:发动机引气的温度为 260℃,压力为 276000Pa (40 Psia),分离空气源的压力为 276000Pa。座舱为恒温气密舱,其排气的温度为 26℃,起飞初期压力为地面大气压 101325Pa,随飞行高度的升高逐渐降低至为 75266Pa (8000ft),然后保持恒定。ASM 需要的引气流量为 0.0317kg/s,在发动机引气方式下需要的冷却空气流量为 0.1890kg/s。发动机引气和座舱引气两种惰化系统所共有的系统重量为 40kg (包括设备和管路)。

座舱引气系统需要压缩机对气体进行压缩,从气体与外界的热交换程度出发,分别考虑充分热交换与绝热两个极端情况,可确定封闭气室热力学过程介于等温过程与等熵过程之间,多变指数取值范围为 1.0 ~ 1.4^[2]。在地面和巡航阶段,分别按照多变指数为 1.3 和 1.4 的单机压缩进行计算,得到压缩机的出口气流温度见表 3 (在此仅按照单级压缩机进行计算)。当压缩机出口气流温度大于 120℃ 时,需要在高温管路外加装隔热层,防止管路外表面对周围的系统附件和结构造成热损伤;当气流温度进一步升高时,具体的热防护措施需要根据飞机的安全性要求来进行

设计。

表 3 多变指数对压缩机出口气流温度的影响

Table 3 The polytropic index effect on the temperature of compressor outlet

参数	地面阶段		巡航阶段	
	1.3	1.4	1.3	1.4
多变指数 n	1.3	1.4	1.3	1.4
座舱压力 /Pa	101325	101325	75266	75266
压比	2.724	2.724	3.667	3.667
压缩机出口温度 /℃	103.8	125.1	130.5	160.4

本文选取多变指数 $n=1.3$ 来进行后继的计算分析,此时压缩机出口气流温度为 130.5℃。ASM 的正常工作范围在 65℃ 左右,不考虑换热效率的差异,座舱引气需要的冷却冲压空气量和发动机引气的冷却冲压空气量比值见式 (1):

$$\frac{m_{\text{ram座}}}{m_{\text{ram发}}} = \frac{\frac{Q}{C_{\text{air}} \Delta T_{\text{座}}}}{\frac{Q}{C_{\text{air}} \Delta T_{\text{发}}}} = \frac{\Delta T_{\text{座}}}{\Delta T_{\text{发}}} = \left(\frac{130.5 - 65}{260 - 65} \right) = 0.336 \quad (1)$$

计算得出座舱引气方式下需要的冲压空气流量为 0.0635kg/s。

假设压缩机的电能利用效率为 η ,压缩机输入功率为 w_n/η 。 w_n 为压缩机输出功率,计算见式 (2):

$$w_n = \frac{p_1 v_1}{n-1} \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right] = \frac{m R_g T_1}{n-1} \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right] \quad (2)$$

计算飞行器的燃油代偿损失,比较常用的是当量质量法、起飞质量法和当量阻力法。本文采用起飞质量法进行计算。起飞质量法是把系统的固定质量、可变质量、冲压空气、轴功率和发动机压气机引气等折算为对飞机的总燃油起飞质量的影响,系统的总燃油起飞质量越小越好。计算过程可参见文献 [2],计算结果如表 4 所示。

从表 4 可以看出在座舱引气方案下,虽然增加了 (5+5.85+3) - (5.25+1.7+1) = 5.9kg 的系统重量,但由于座舱引气温度的显著降低,换热器冷边流量下降到 33.6%,节约了 28.69-9.645 = 19.045kg 的代偿损失重量。最终对整个惰化系统而言,虽然表面看系统重量增加了 5.9kg,但是惰化系统实际对飞机的影响是:降低惰化系统总燃油代偿损失 14.9kg。表 4 的计算结果表明,对于单个空气分离器的惰化系统而言,采用座舱引气代替发动机引气可以降低系统的总燃油代偿损失约 18.3%。

表 4 代偿损失计算比较
Table 4 Fuel penalty compariaon

代偿损失来源	座舱引气系统	发动机引气系统	单位
冲压空气流量	0.0635	0.1890	$\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$
引气流量	0.0317	0.0317	$\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$
系统共有重量	40	40	kg
压缩机电能	3.232	0	kVA
热交换器	3	5.25	kg
压缩机	5.85	0	kg
电机	5	0	kg
防火探测线	0	1	kg
臭氧转换器	0	1.7	kg
冲压空气代偿损失	9.645	28.69	kg
引气代偿损失	0	4.82	kg
压缩机耗电代偿损失	3.083	0	kg
系统总燃油代偿损失	66.578	81.46	kg

5 结论

座舱引气惰化系统顺应了飞机多电化的发展趋势,多电飞机要求尽量使用电力作为二次能源,降低对引气的直接依赖,可以加强对能源的综合管理,能够方便、有效的协调能

源的分配和使用,节约飞机能源。

本文认为对于惰化系统而言,座舱引气方式优于发动机引气方式,它不但可以减少惰化系统的高温气体进入燃油箱的灾难风险,增加系统在下降阶段的性能,同时能够显著降低惰化系统的总燃油代偿损失。

AST

参考文献

- [1] 冯诗愚,展士华,刘卫华,等. 洗涤效率对飞机燃油箱惰化过程的影响分析[J]. 航空动力学报, 2010 (11): 2457-2463.
FENG Shiyu , ZHAN Shihua, LIU Weihua, et al. Analysis of inerting process influenced by scrubbing efficiency in aircraft fuel tank[J]. Journal of Aerospace Power, 2010 (11) : 2457-2463. (in Chinese)
- [2] 寿荣中,何慧嫻. 飞行器环境控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2004.
SHOU Rongzhong, HE Huishan. Aircraft environment control[M]. Beijing: Beihang University Press, 2004. (in Chinese)

作者简介

薛勇(1985—) 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机燃油和惰化系统设计。
Tel : 021-20866981 E-mail : xueyong@comac.cc

Comparison of Two Different Bleed Air Ways in Inerting System

XUE Yong^{*}, ZHANG Bin, ZHU Dexuan, ZHOU Yusui

Power Fuel Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China

Abstract: Introduced and analyzed the advantage and disadvantage of engine bleed air inerting system and cabin bleed air inerting system. Calculated the fuel penalties of these two kinds of inerting system, and found that although cabin bleed air inerting system would increase the system weight slightly, but the fuel penalty would be reduced about 18.3%. The author think cabin bleed air is better than engine bleed air for inerting system, not only in reducing the inerting system fule penalty, but also in reducing the risk of hot air entering the fuel tank and increasing the system performance during descend.

Key Words: inerting; air separation module; bleed air; cabin; penalty

Received: 2016-05-04; Revised: 2016-05-12; Accepted: 2016-05-30

^{*}Corresponding author. Tel. : 021-20866981 E-mail: xueyong@comac.cc