

基于仿真技术的空调系统 冲压空气能耗研究

Study of Ram Air Energy Consumption for Air Conditioning Based on Simulation

汪光文 / Wang Guangwen

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

简要介绍了开展民用飞机空调系统仿真分析及研究的重要意义和空调系统工作原理。建立了民用飞机空调系统主要部件的数学模型,开发了系统部件仿真模块及驾驶舱/客舱热载荷模块等,用搭建的部件模块组建了某民用飞机空调系统仿真模型,完成了仿真计算算例。对仿真算例进行试验验证以修正仿真模型,应用修正的仿真模型预测民用飞机整个飞行剖面内空调系统的冲压空气流量,同时采用标准计算方法评估空调系统冲压空气能耗,为空调系统的冲压设计提供依据,对飞机空调系统设计、优化及适航符合性验证具有重要的参考意义。

关键词:民用飞机;仿真;试验验证;冲压空气;能耗

中图分类号:V245.3

文献标识码:A

[Abstract] In this paper, the significance of simulation research and analysis of air conditioning system (ACS) for civil aircraft are introduced. The mathematic models of ACS components for civil aircraft are built, and the simulation modules of ACS components and cabin/cockpit heat load module are developed. The simulation model of air conditioning system for some civil aircraft is established, which is verified by examples. ACS ram air flow-rate calculation in flight envelope is predicted by validated simulation model. The ram air energy consumption is evaluated by standard algorithm to provide the basis for ACS design optimization. It is of great references for civil aircraft ACS design, optimization and airworthiness compliance verification.

[Key words] civil aircraft; simulation; experimental validation; ram air; energy consumption

0 引言

随着计算机技术和系统仿真数学模型的发展,在民用飞机的设计过程中(方案设计到详细设计、试验/试飞验证等)系统建模和仿真将发挥巨大作用。国外飞机制造商高度重视系统仿真工作,视仿真模型开发、维护及验证为飞机系统/设备研制不可缺少的组成部分^[1]。

飞机空调系统仿真计算是飞机系统仿真计算的重要应用方向之一。世界上主要的飞机制造商都非常重视建模与仿真技术研究,旨在支持飞机研

制、缩短研发周期及降低成本,波音公司于80年代开发了用于飞机环控系统模型产生和分析的EASY软件^[2]。2007年,波音公司联合德国汉堡大学启动了FLECS(环控系统功能模型库)项目,旨在建立民机环控系统所有部件及座舱热模型,用于支持民机环控系统研制。目前,空客、波音飞机在试飞前,都通过仿真模型进行全包线内的空调系统模拟试飞,以检测系统性能及潜在风险。我国商用飞机研制方兴未艾,亟需对飞机空调系统建模与仿真技术进行研究,以支持飞机空调系统研制。

从公开发表的文献看,Andrade and Zaparoli 仿

真研究了飞机空调系统空气循环机性能与飞行马赫数、座舱高度、座舱温度及涡轮输出功被风扇有效利用百分比的关系^[3]; Conceição 发展了空调系统稳态仿真模型,以比较不同系统构型热力过程的优缺点,并通过 T-S 图实现系统热力过程状态的可视化分析^[4]; C. Müller 等与空客合作开发了用于支持飞机空调系统设计的动态仿真模型库^[1]。上述开发的模型都未对模型计算精度进行描述。

进入二十一世纪我国逐步开展空调系统仿真研究,有换热器、涡轮、压气机、风扇、活门等部件特性研究^[5-6];有空调系统稳态特性和动态特性仿真研究^[7];有空调系统控制仿真^[8]。但这些研究大多缺少对仿真模型的试验验证,且可实际工程应用的仿真模型较少。

此外,在能源危机日益加剧、燃油价格持续飙升的今天,对民用飞机空调系统的冲压空气流量进行分析评估并寻求优化设计方案,以降低燃油损耗,提升飞机市场竞争力尤显意义重大。

基于上述原因,本文采用经试验验证的仿真方法对民机空调系统性能、整个飞行剖面内的空调系

统冲压空气流量进行计算,并采用标准计算方法计算冲压空气的能耗,寻求提供空调系统的优化设计方案。

1 空调系统介绍

目前,在役民用飞机空调系统空气绝大部分来自发动机,即将发动机的高温高压气体处理为温度、压力及湿度适宜的空气后,为座舱提供调压气源,并为乘员提供呼吸用的新鲜空气,是飞机安全运营、舒适环境得以保证的必要条件。

发动机及引气系统将外界空气处理后,送往空调系统。在空调系统内,空气介质依次通过流量控制活门、初级换热器、压气机、次级换热器、回热器热边、水分离器、冷凝器热边、涡轮,与温度控制活门旁通气混合,混合后通过冷凝器冷边,在混合腔内与再循环风扇空气混合,系统控制器根据温度控制的需要,通过启闭配平空气活门接入配平系统空气。配平空气与混合腔出口空气混合后,输送到座舱内供加热、冷却和通风使用。典型民用飞机空调系统原理如图 1 所示。

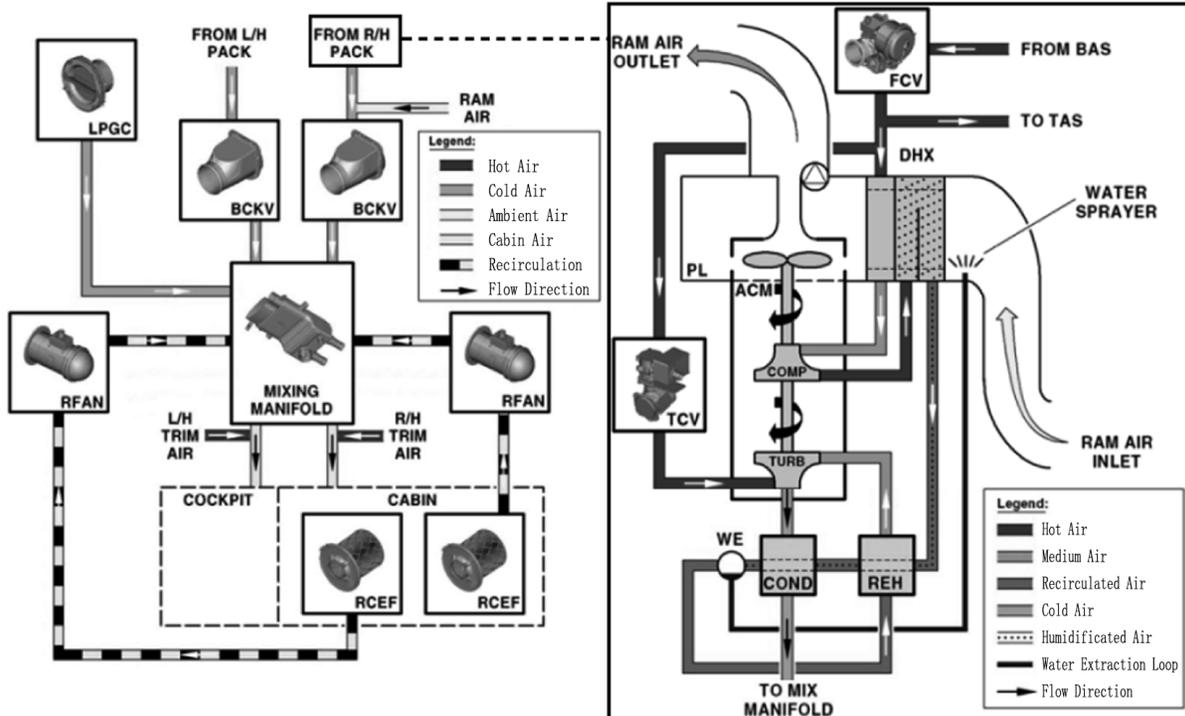


图 1 典型民机空调系统原理图

2 空调系统仿真

空调系统内部空气介质热力过程可采用温焓

图表示,如图 2 所示。图中空气状态点所在位置可表示如下:

系统仿真计算的关键点在于:(1)空气循环机、

$$E_t = W_t C_p (T_{to} - T_{ti}) = W_t C_p T_{ti} \eta_f (1 - \pi_{ct}^{(k-1)/k}) \quad (6)$$

风扇内空气介质的压缩过程可简化为绝热压缩过程,风扇出口温度按式(7)进行计算:

$$T_{fo} = T_{fi} \times \left[1 + \frac{\pi_f^{(k-1)/k} - 1}{\eta_f} \right] \quad (7)$$

风扇消耗功由式(8)进行计算:

$$E_f = W_f C_p (T_{fo} - T_{fi}) = W_f C_p T_{fi} \frac{\pi_f^{(k-1)/k} - 1}{\eta_f} \quad (8)$$

空气循环机在转动过程中,存在摩擦损失 EI,主要包括叶片摩擦损失、空气转子摩擦损失以及轴功率转换损失,其值与空气循环机转速 N 相关,该值由空气循环机供应商提供。

3 系统仿真验证

依据上述系统仿真模型,并利用试验室测得的关键部件性能参数,包括:初级换热器冷热边流量效率关系、次级换热器冷热边流量效率关系、涡轮风扇压气机效率与压比等,对某客机空调系统地面冷天工况进行仿真模拟,本文仿真结果与国外权威专业机构研究仿真结果对比如图 3 所示。

对飞机稳态平飞状态(飞行高度 6 100m,飞行速度 158m/s,环境空气静温 -25℃)下的空调系统进行仿真模拟和试飞测量,本文仿真与试验实测结果对比见表 1。

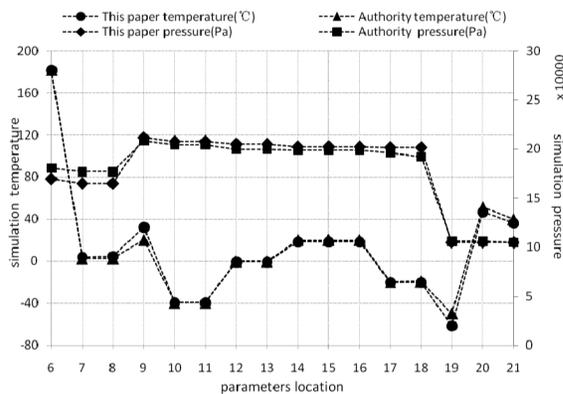


图 3 本文仿真与国外权威仿真对比

由上述两个算例的结果比对可知,本文仿真结果与国外的仿真结果吻合较好,与机上试验实测结果吻合较好,本文的空调系统仿真模拟方法合理有效。

4 系统仿真应用

空调系统仿真的重要应用之一是为评估冲压空气流量及相应的燃油代偿损失,以寻求更优的空

表 1 本文仿真与试验比对

参数	仿真	试验
系统总流量/(kg/s)	0.303	0.302
压气机进口温度/℃	23.9	25.0
压气机出口温度/℃	58.5	59.8
压气机出口压力/Pa	218 849.1	219 473.8
水分离器进口温度/℃	24.4	27.1
冷凝器出口温度/℃	41.8	42.7
混合腔出口温度/℃	31.0	35.9
驾驶舱管路温度/℃	42.5	43.0

调系统设计。本文选取某飞机的典型飞行剖面,对飞机从滑跑-起飞-爬升-巡航-下降-降落-进场的整个过程中空调系统最小的冲压空气需求量进行计算,并评估最大可以节余的起飞燃油重量。

将飞机整个飞行剖面分为 7 个阶段:S1 滑出、S2 起飞、S3 爬升、S4 巡航、S5 下降、S6 降落、S7 滑入,每个阶段选取平均的飞行高度、飞行速度和持续时间。发动机启动后,选取常温天工况,驾驶舱、客舱温度分别设置为 21℃、24℃。

4.1 冲压空气流量计算

在整个飞行剖面内仿真计算空调系统稳态性能,满足座舱温度、流量要求的最小冲压空气流量和飞机所能提供的最大冲压空气流量如表 2 所示。从该表可以看出,针对特定的空调系统,满足其性能的冷边流量是一个区间(最小需求流量为下边界,飞机最大可提供流量为上边界),为了节能降耗,设计空调系统冲压空气进气口时,应提前评估空调系统性能获取较小的进气流量需求。

表 2 飞行剖面内的冲压空气流量

阶段	冲压空气流量 (kg/s)		
	MAX	MIN	最大可节余
S1 滑出	0.898	0.34	0.218
S2 起飞	1.820	0.34	1.140
S3 爬升	2.230	0.28	1.670
S4 巡航	2.390	0.20	1.990
S5 下降	1.830	0.22	1.390
S6 降落	1.612	0.33	0.952
S7 滑入	0.898	0.34	0.218

注:MAX 为飞机可提供的最大冲压空气流量;MIN 为空调系统需求的最小冲压空气流量

(下转第 36 页)

参考文献:

[1] 中国民用航空局. CCAR25-R4 中国民用航空规章第 25 部:运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2011.
[2] FAA. Transport Airplane Cabin Interiors Crashworthiness Handbook[S]. No:25-17A. Federal Aviation Administration,

(上接第 19 页)

4.2 冲压空气能耗评估

根据 SAE 标准^[11], 冲压空气起飞燃油重量由式(9)进行计算:

$$\frac{W_{fo}}{w_r V} = \frac{L/D}{g} \left[\exp\left(\frac{(SFC)_{th} t}{L/D}\right) - 1 \right] \quad (9)$$

式中, W_{fo} (lb)为克服冲压空气气动阻力而在起飞时增加的燃油重量, w_r (lb/s)为冲压空气流量, V (ft/s)为巡航速度, g (ft/s²)为重力加速度, $(SFC)_{th}$ (lb/lb/hr)为基于推力的燃油比耗, t (hr)为各航段持续时间, L/D 为升阻比。根据发动机性能参数、飞机气动性能和最大可节余冲压空气流量, 计算得到各航段内平均燃油比耗、升阻比和最大可节余燃油见表 3。

由该表可以看出:(1)巡航 0.4h 最大可节余燃油 1 13lb(约 51kg), 巡航 1h 最大可节余燃油 2 70lb(约 122kg);(2)在巡航阶段冲压空气流量消耗的燃油最多, 超过了总燃油消耗的 80%;(3)空调系统冲压空气进气口设计时, 应对空调系统性能仿真计算以获取最小冷边流量需求, 从而可以设计优良的冲压进口, 以节约燃油消耗。

表 3 燃油比耗、升阻比和可节约最大燃油

阶段	燃油比耗 / lb/lb/hr	升阻比	T1 最大可节余燃油 / lb	T2 最大可节余燃油 / lb
S1 滑出	0.086	11.1	0.043	0.043
S2 起飞	0.959	10.0	0.558	0.558
S3 爬升	0.510	8.4	13.57	13.57
S4 巡航	2.197	11.3	91.87	249.02
S5 下降	0.480	8.3	5.840	5.840
S6 降落	0.907	11.8	0.960	0.960
S7 滑入	0.104	10.9	0.033	0.033

注:T1 表示巡航 0.4h; T2 表示巡航 1.0h。

5 结论

本文提出了适用于民用飞机空调系统部件/系统仿真的计算方法, 采用本方法得到的仿真结果与国外供应商的仿真计算结果基本一致, 且与试验测量结果吻合较好, 由此表明:

05.18.09.

[3] Timothy Marker. Burnthrough Test Procedures for Cargo Liner Design Features[S]. DOT/FAA/CT-TN88/33, Federal Aviation Administration Technical Center, September 1988.

(1)本文建立的部件/系统模型以及仿真方法合理有效。采用此模型可用于空调系统性能分析、系统优化设计及适航符合性验证。

(2)通过本文冲压空气能耗评估可知, 本文仿真方法可用于民用飞机空调系统方案权衡及冲压风门的控制率设计, 在产品原型件试制前, 得到可信的仿真结果使得系统工程师可以提前评估系统方案优劣, 也可调节系统重要参数及控制率, 以减少飞行测试, 节约系统研制成本。

参考文献:

[1] C. Müller, D. Scholz, T. Giese. Dynamic Simulation of Innovative Aircraft Air Conditioning[C]//CEAS-2007-466.
[2]李俊杰. 飞机升压式空气制冷循环系统仿真研究[J]. 电光与控制, 2009, 16(9): 93-96.
[3]J. Júnior, C. Andrade, E. Zapparoli. Numerical analysis of typical aircraft air conditioning air cycle machines [J]. 20th International Congress of Mechanical Engineering November 15-20, 2009.
[4]Conceição, S., Zapparoli, E., and Turcio, W.. Thermodynamic Study of Aircraft Air Conditioning Air Cycle Machine: 3-wheel x 4-wheel [C]// SAE Technical Paper 2007-01-2579, 2007.
[5]邹斌, 赵竟全, 何君. 飞机环境控制系统计算机仿真模型库的开发[J]. 计算机仿真, 2006, 23(3): 19-23.
[6]姚洪伟, 王浚. 飞机环控系统建模与换热器参数优化研究[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(12): 3040-3042.
[7]方林, 王浚. 旅客机环境控制系统优化研究[J]. 中国工程科学, 2006, 8(1): 77-80.
[8]屠毅, 林贵平. 大型飞机座舱温度控制系统仿真[J]. 航空学报, 2011, 32(1): 49-57.
[9]寿荣中, 何慧珊编著. 飞行器环境控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2003.
[10]夏璐璐. 飞机座舱瞬态热载荷的计算研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
[11]SAE AIR1168/8. Aircraft fuel weight penalty due to air conditioning[S]. 2004.06.