飞机环境控制系统的最小熵增分析

何 君 赵竞全 袁修干

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 一种应用于飞机环境控制系统优化设计的新方法,以热力学第二定律为基础,运用熵增原理进行系统综合优化设计,分析了主要组成部件(热交换器和涡轮冷却器)以及座舱温度舒适性要求指标对系统熵增的影响. 以某型飞机环境控制系统为例,通过数学建模和计算机仿真,获得了不同结构参数下,系统运行在最小熵增状态时的引气与供气参数优化匹配结果. 研究表明,提出的最小熵增分析方法对未来复杂飞机环境控制系统的综合设计具有重要的指导意义.

关 键 词: 飞机; 环境工程; 熵; 优化; 设计

中图分类号: V 245.3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)09-1007-04

Entropy generation minimization analysis for aircraft environmental control system optimal design

He Jun Zhao Jingquan Yuan Xiugan

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A new method bases on the second law of thermodynamics for entropy generation minimization analysis and thermodynamic optimization in the research and design of aircraft environmental control system (ECS). The chosen example is a military aircraft ECS with an air cycle machine (ACM) and a counter-flow heat exchanger. The effect of some design features for ECS entropy generation was discussed, such as the efficiency of heat exchanger and turbine in ACM, the air steam pressure and temperature of bleed from air-fighter engine compressor, and the air temperature of delivery to the cabin and comfort the pilot. Numerical results show that the temperature of the air stream that the ECS delivers to the cabin can be optimized for system operation at minimal entropy generation, when the components geometry parameters are fixed. The method illustrated is applicable to more complex and realistic aircraft environmental control systems.

Key words: aircraft; environmental engineering; entropy; optimization; design

在过去的30年里,以热力学第二定律为基础的热力学优化分析方法和工程实践广泛地应用在能源系统的研究工作中,例如低温制冷系统、流体涡轮机械和太阳能等方面[1]. 在飞机环境控制系统的热力学研究领域,先后有多名国外学者采用以热力学第二定律为基础的热力学优化方法进行实际问题的分析和应用,并取得了良好的效果.

Adrian Bejan 和 David L. Siems[2] 较先提出在现代飞机能源系统上使用㶲分析和热力学优化的研究思想. R. S. Figliola 和 Robert Tipton[3] 把这种思想应用在美国先进战斗机综合环境控制系统的热力学设计过程中,并把该方法所得结果和传统的起飞总重法进行了对比. Jose V. C. Vargas 和 Adrian Bejan[4] 又把最小熵增分析方法应用在飞机环境控制系统中的单个热交换器部件的几何优化设计过程中,其目的是为了获得使全系统为最优值时的结构参数. 在此基础上, Isabel Perez-Grande 和 Teresa J. Leo[5] 把这种研究方法又进一

收稿日期: 2005-11-28

基金项目: 航空科学基金资助项目(01E51080)

作者简介: 何 君(1977-),男,重庆人,博士生,hejun@buaa.edu.cn.

步深入,分析了商用飞机上 2 个热交换器部件对系统优化设计的影响,并与以单位体积最小为目标函数的优化结果进行了比较.

以上这些研究工作,都是在给定设计边界条件,即已知系统入口引气温度和压力,出口供气温度和压力的情况下,优化热交换器的几何参数使得系统的熵产单元数最少. 但是飞机环境控制系统的优化设计还需要解决下列问题:在满足飞行员座舱热舒适性要求的前提下,环境控制系统应该从什么地方引气,以什么温度供气,供多少空气,以及主要组成部件(如热交换器和涡轮冷却器)对系统熵增的影响又如何. 本文的研究工作则是基于以上思路开展的.

1 飞机环境控制系统介绍

本文用于分析的某型战斗机环境控制系统如图 1 所示.

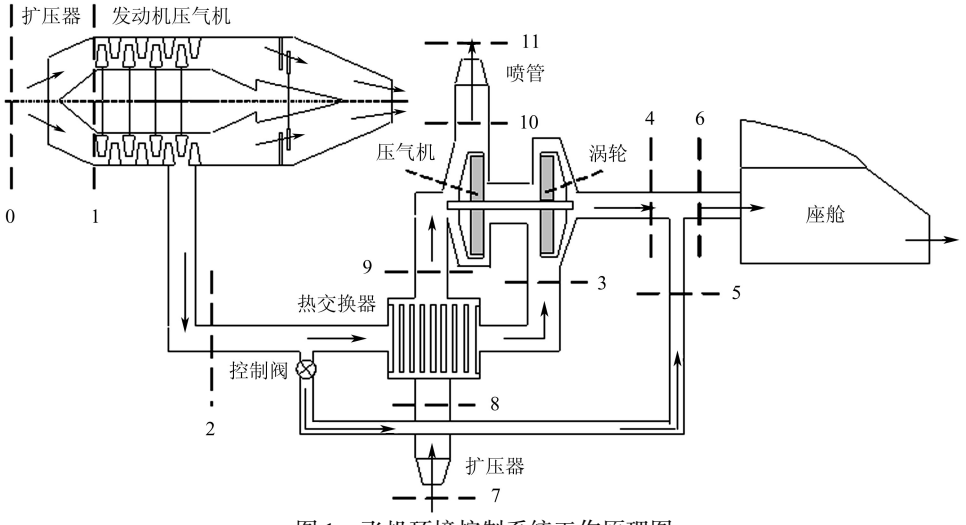


图 1 飞机环境控制系统工作原理图

从发动机压气机引出的高温高压气体,经引气管道分成两路. 其中一路流经流量控制阀成为"系统热路",另一路流经板翅式空气——空气叉流式热交换器成为"系统冷路". "系统冷路"的气流经过第一次降温以后,流向空气循环机械组件中的涡轮冷却器. 热气在其中膨胀做功,温度再次降低,变为一股低温、低压的气流和来自"系统热路"的高温气流进行混合,最终形成一股合适的气流供给座舱. 热交换器的冷边气流来自飞机前缘进气口的冲压冷空气,带走热量后的空气被空气循环机械组件中的压气机做功获得能量,借助一个产生推力的喷嘴,以使排出气得到进一步的利用.

2 系统模型

图 1 中点"2"到点"6"表示系统开始从发动机引气到最终向座舱供气;点"7"到点"11"表示系统开始引入冲压冷空气到最终向外界环境排气,这 4 个点构成了系统研究的边界. 分析过程中采用了如下假设:①空气是理想气体并且在分析过程中假定气体比热为常数;②除扩压器和喷管以外的所有部件不考虑动能的变化,分析过程中不考虑管道内的气流温降和压降. 整个系统的熵增可表示为如下形式:

$$\zeta_{\mathrm{h}}=\frac{\dot{m}_{\mathrm{h}}c_p}{\dot{m}_{\mathrm{c}}c_p}\qquad \zeta_r=\frac{\dot{m}_{\mathrm{r}}c_p}{\dot{m}_{\mathrm{c}}c_p}$$

$$\bar{S}_{\mathrm{gen,ECS}}=\dot{m}_{\mathrm{c}}c_p\left[\left(1+\zeta_{\mathrm{h}}\right)\left(\ln\frac{T_6}{T_2}-\frac{k-1}{k}\ln\frac{P_6}{P_2}\right)+\zeta_{\mathrm{r}}\left(\ln\frac{T_{11}}{T_7}-\frac{k-1}{k}\ln\frac{P_{11}}{P_7}\right)\right] \tag{1}$$

其中,$\bar{S}_{\mathrm{gen,ECS}}$表示整个系统的熵增;$c_p$,$k$ 分别表示空气的定压比热和绝热指数;$\dot{m}$,T,P 分别表示空气的质量、温度和压力. 下标 c、h 和 r 分别表示系统冷路、系统热路和冲压冷空气.

系统的熵增计算需要完整地分析各个部件在气体流动过程中的传热和阻力特性. 发动机的引气过程,从点"0"到点"2":

$$T_2=T_1\left[1+\frac{1}{\eta_{\mathrm{ec}}}\left(\pi_{\mathrm{ec}}^{(k-1)/k}-1\right)\right]\qquad \pi_{\mathrm{ec}}=\frac{P_2}{P_1} \tag{2}$$

$$T_1=T_0\left(1+\frac{k-1}{2}Ma^2\right)\quad T_0=f(H) \tag{3}$$

$$P_1=P_0\left(1+\eta_{\mathrm{d}}\left(\frac{T_1}{T_0}-1\right)\right)^{k/k-1}\qquad P_0=f(H) \tag{4}$$

其中,H,Ma 分别表示飞行高度和飞行马赫数;η,π 分别表示效率和压比,下标 ec 和 d 分别表示发动机压气机和扩压器.

板翅式散热器的热交换过程,从点“2”到点“3”以及点“8”到点“9”:

$$\left.\begin{aligned} T_2 - T_3 &= \zeta_r(T_9 - T_8) \\ \eta_{HX} &= \frac{T_2 - T_3}{T_2 - T_8} \end{aligned}\right\} \tag{5}$$

对于两股流体不混合的叉流式热交换器,用传热单元数 N 来表示效率 η_{HX},可采用下式:

$$\eta_{HX} = 1 - \exp[\zeta_r N^{0.22}(\exp(-\zeta_r^{-1}N^{0.78}) - 1)] \tag{6}$$

在实际应用中热交换器芯体的阻力占整个系统压降的比例较小,在系统级分析阶段暂不考虑其对系统熵增的影响.

空气循环机械的气体膨胀与压缩过程,从点“3”到点“4”以及点“9”到点“10”:

$$\left.\begin{aligned} \eta_t &= \frac{1 - \frac{T_4}{T_3}}{1 - \left(\frac{P_4}{P_3}\right)^{(k-1)/k}} \\ \eta_c &= \frac{\left(\frac{P_{10}}{P_9}\right)^{(k-1)/k} - 1}{\frac{T_{10}}{T_9} - 1} \end{aligned}\right\} \tag{7}$$

$$w_t = w_c \Rightarrow T_3 - T_4 = \zeta_r(T_{10} - T_9) \tag{8}$$

其中,η_t,η_c 分别表示涡轮和压气机的效率.

冲压冷空气在扩压器和喷嘴里的一元流动过程,从点“7”到点“8”以及点“10”到点“11”:

$$P_8 = P_7\left(1 + \eta_d\left(\frac{T_8}{T_7} - 1\right)\right)^{k/k-1} \qquad P_7 = P_0 \tag{9}$$

$$T_8 = T_7\left(1 + \frac{k-1}{2}Ma^2\right) \quad T_7 = T_0 \tag{10}$$

$$T_{11} = T_{10}\left[1 - \eta_h\left[1 - \left(\frac{P_{11}}{P_{10}}\right)^{(k-1)/k}\right]\right] \quad P_{11} = P_0 \tag{11}$$

令 $\overline{T}_i = \frac{T_i}{T_c}$,当座舱气流均匀混合,热载荷为 q、热舒适温度为 T_c 时,有能量平衡方程

$$(\dot{m}_c + \dot{m}_h)c_p T_c(1 - \overline{T}_6) = q \tag{12}$$

3　最小熵增分析

本文提出的以热力学第二定律为基础的最小熵增分析方法,重点研究如何利用系统所获得的能量,减少工作过程中的有效能损失,降低系统运行的熵增. 这些有效能损失主要由系统内部的不可逆热力过程、摩擦损失以及对环境的热散失所引起. 以图 1 所示的某型战斗机环境控制系统为例进行分析. 图 2、图 3 分别考虑热交换器的传热单元数和冷热空气流比对系统熵增的影响;图 4、图 5 分别考虑涡轮冷却器效率和座舱舒适温度对系统熵增的影响;表 1 为分析中所需参数的参考值.

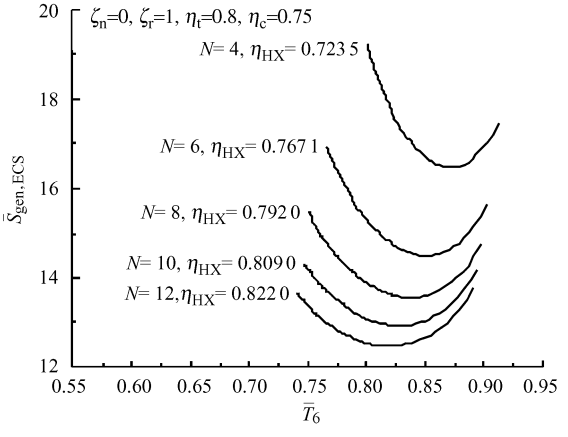


图 2　热交换器传热单元数对系统熵增的影响

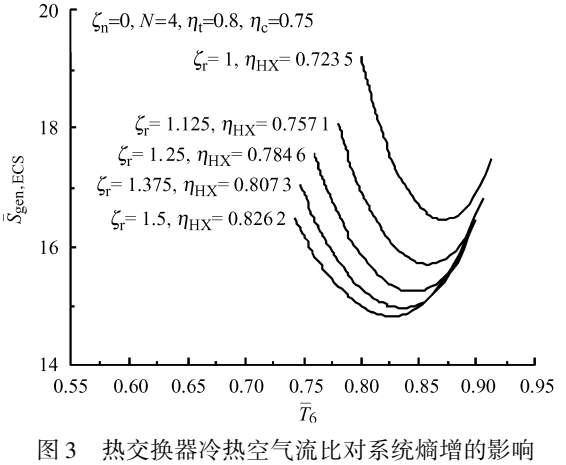


图 3　热交换器冷热空气流比对系统熵增的影响

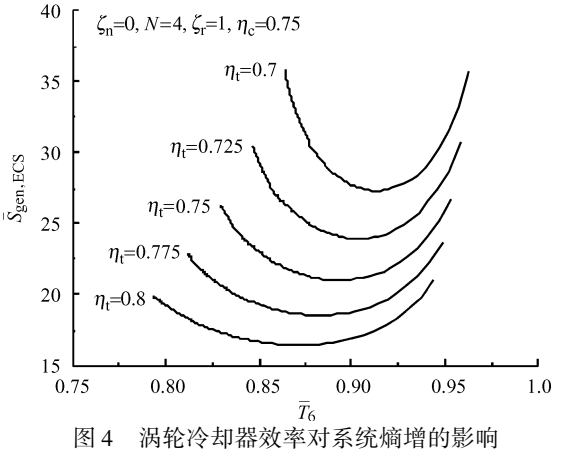


图 4　涡轮冷却器效率对系统熵增的影响

从图 2 ~ 图 4 可以看出,随着热交换器和涡轮冷却器的效率增加,系统总的不可逆损失减少,

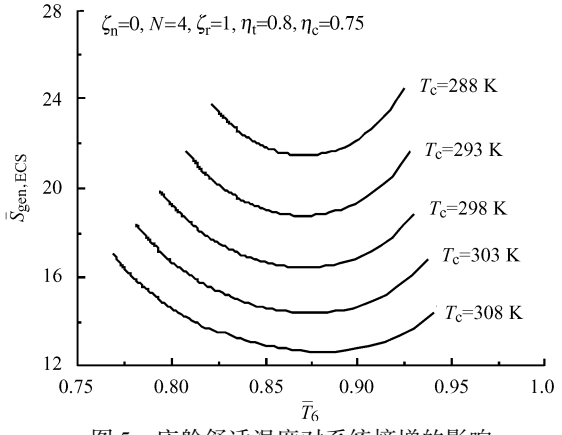


图 5 座舱舒适温度对系统熵增的影响

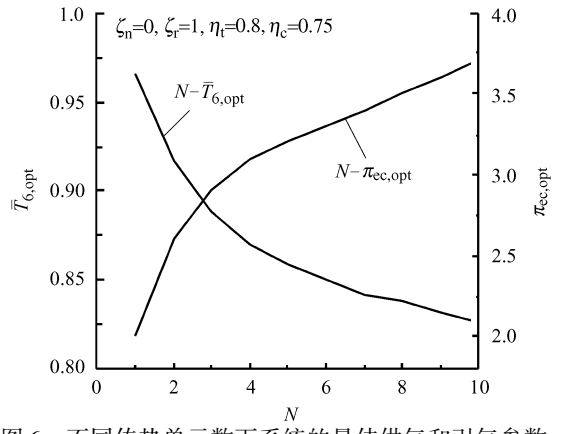


图 6 不同传热单元数下系统的最佳供气和引气参数

熵增也相应降低;系统出现最小熵增点时的座舱供气温度,呈现逐步降低的趋势. 从改变热交换器效率的角度来看,提高相同的百分比,增加传热单元数比增大流比对系统的熵增影响小. 在换热效率增加的初始阶段,系统的熵增减小较为明显;但当其达到一定值时,这种趋势就大幅减缓,所以在设计时不必追求过高的换热效率,而需多方面平衡利弊,折衷选取. 从涡轮冷却器的效率角度来看,较高的取值使得座舱供气温度对系统熵增具有较强的参数不敏感性,它保证了理论设计的最优系统依然可以运行在次优的实际工作状态点上. 从图 5 可以看出,随着座舱舒适温度的提高,系统的熵增程度呈比例降低,因此在实际运行中应避免选择过高的座舱温度.

表 1 数值分析中所需参数的参考值

参数项	参考值	参数项	参考值
飞行状态	巡航	绝热效率	
高度/m	13 000	扩压器	0.95
马赫数	1.5	喷管	0.95
设计要求		发动机压气机	0.9
热载荷/W	3 000	空气参数	
热舒适温度/K	298	气体常数/(J·(kg·K)$^{-1}$)	287
座舱压力/Pa	44 744	空压比热/(J·(kg·K)$^{-1}$)	1 004

在满足座舱人员舒适性前提下,不同的热力部件参数匹配将导致不同的系统有效能损失. 作为设计者,希望通过合理配置各种参数,使得不同情况下的系统熵增值尽可能最小,即系统的有效能损失最低. 图 6 给出了为使系统整体熵增最小,叉流式热交换器设计成不同传热单元数时,相对应的最佳供气温度和发动机引气级增压比. 从图 6 中可以看出,较大的传热单元数,对应着较小的最佳供气温度,系统所需的供气流量也较小. 另一方面,较大的传热单元数,将带来结构体积重量大幅增加,对应的最佳发动机引气级增压比也将加大,这势必需要从发动机高压级引气,影响发动机性能.

所以在系统设计时需要综合各方面因素折衷选择,考虑系统究竟应该从什么地方引气,以什么温度供气,供多少空气能满足需求. 与国外同行研究相比,本文研究内容没有局限在单独的热交换器部件优化系统的熵产单元上,而是综合分析了 2 个关键部件——热交换器和涡轮冷却器,对整个系统熵增的影响关系,这使得环境控制系统设计方案的评价工作更加全面.

4 结 束 语

本文从降低系统不可逆程度、减小过程有效能损失的角度,提出了一种新的、行之有效的飞机环境控制系统优化设计方法. 通过对某型战斗机环境控制系统的最小熵增分析,提出并回答了设计中需要解决的基本问题,给出了一般性的结论. 在未来的、更复杂的系统设计过程中,这种全新的研究方法值得使用和发展.

参考文献 (References)

[1] Moran Michael J. Availability analysis: a guide to efficient energy use[M]. New Jersey: Prentice-Hall, 1982

[2] Bejan Adrian, Siems David L. The need for exergy analysis and thermodynamic optimization in aircraft development [J]. Exergy, 2001, 1(1): 14-24

[3] Figliola R S, Tipton Robert. An exergy-based methodology for decision-based design of integrated aircraft thermal systems [R]. AIAA 2000-01-5527, 2000

[4] Vargas Jose V C, Bejan Adrian. Thermodynamic optimization of finned crossflow heat exchangers for aircraft environmental control system [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2001, 22(2): 657-665

[5] Isabel Perez-Grande, Teresa J Leo. Optimization of a commercial aircraft environmental control system [J]. Applied Thermal Engineering, 2002, 22(4): 1885-1904

(责任编辑:娄 嘉)