

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.02.006

某型运输机环控系统改进及其性能分析

李凯宁, 陆启航, 武艳, 张大林

(南京航空航天大学航空学院, 南京 210016)

摘要: 为消除发动机压气机引气中滑油蒸气污染座舱供气及对空气动压轴承运行的影响,改善某型运输机的座舱供气品质,提出用以动力涡轮驱动的离心压气机替代发动机压气机作为增压气源,在对空气循环系统的温控通路进行改进的基础上,形成了以离心压气机为增压气源的新环控系统。给出了新环控系统的性能计算方法,在飞行包线内对其性能进行了计算。计算结果表明,新环控系统的出口空气参数满足运输机对环控系统的要求,热天条件下新系统比原系统的发动机引气量至少节省 10.3%,其他天气条件下,发动机引气使用量得到大幅节省,甚至超过 60%。研究表明,新环控系统能够适应座舱热载荷的变化,合理使用发动机引气量,降低环控系统对发动机功率的消耗。

关键词: 动力涡轮;空气循环系统;增压气源;机载设备;性能分析

中图分类号:V245.3

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2023)02-0217-09

Improvement and Performance Analysis of Environmental Control System of Transport Aircraft

LI Kaining, LU Qihang, WU Yan, ZHANG Dalin

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to eliminate the pollution of lubricating oil vapor in engine compressor air bleed to cabin air supply and its impact on the operation of air dynamic pressure bearings, and improve the cabin air supply quality of a certain type of transport aircraft, a centrifugal compressor driven by a power turbine is proposed to replace the engine compressor as the pressurized air source. On the basis of improving the temperature control path of the air cycle system, a new environmental control system is formed with the centrifugal compressor as the pressurized air source. The performance calculation method of the new environmental control system is given, and its performance is calculated within the flight envelope. The calculation results show that the outlet air parameters of the new environmental control system meet the requirements of the transport aircraft for the environmental control system. In the hot weather, the new system can save at least 10.3% of the engine air bleed flow compared with the original system. In other weather conditions, the engine air bleed flow can be greatly saved, even more than 60%. The research shows that the new environmental control system can adapt to the change of cabin thermal load to reasonably use the engine air bleed flow, and reduce the engine power consumption of the environmental control system.

Key words: power turbine; air cycle system; pressurized air source; airborne equipment; performance analysis

国内外现役运输机和客机的飞机环控系统,大多是以发动机压气机为增压气源给升压式高压除

收稿日期:2022-09-05;修订日期:2022-11-15

通信作者:张大林,男,博士,教授,博士生导师,E-mail:zhangdalin@nuaa.edu.cn。

引用格式:李凯宁,陆启航,武艳,等.某型运输机环控系统改进及其性能分析[J].南京航空航天大学学报,2023,55(2):217-225. LI Kaining, LU Qihang, WU Yan, et al. Improvement and performance analysis of environmental control system of transport aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2):217-225.

水空气循环系统供气^[1-5],经调温、调压后供给座舱,满足座舱舒适性要求。

在一些飞行状态下,某型运输机使用的螺旋桨发动机压气机引气中滑油蒸汽含量较大。该引气作为空气循环系统中支撑涡轮/压气机组件的空气动力压轴冷却空气来源,动压轴冷却箔片在长期工作后,会附着油垢,造成动压轴起浮困难,甚至无法工作;同时作为座舱供气气源也会造成座舱环境污染。彻底解决该型发动机引气造成的污染问题,主要途径有:(1)换装能提供洁净引气的发动机;(2)改变环控系统用气来源,环控系统加装能提供洁净供气的增压气源取代从发动机直接引气。相较于换装发动机,加装增压气源的改装工作量小,新产品数量少,更适合批产飞机的改装。

在加装增压气源方面,波音B787客机采用了高速电机驱动的离心压气机作为空气循环系统的增压气源,实现了电动环控系统在飞机上的使用。国内已开展了电动环控系统架构及其关键技术^[6-7]、以燃油代偿损失为目标的系统参数优化方法^[8]、系统运行经济性分析^[9]等方面的研究。研究表明,电动环控系统的使用减轻了飞机重量,节约了飞机能源,实现了无污染供气^[10]。

Allied-Signal Aerospace公司对传统的升压式空气循环制冷系统进行了改进,采用发动机引气驱动带有可调喷嘴的动力涡轮为制冷组件运行提供轴功,驱动空气循环系统为电子设备散热提供冷量^[11]。Honeywell公司将动力与热管理系统(Pow-

er and thermal management system, PTMS)应用在F-35战斗机上,其空气循环系统的工作模式为动力涡轮驱动的半封闭式空气循环系统^[12]。国外主要是利用NPSS软件和MATLAB平台建立了基于PTMS系统的仿真模型,并对系统性能进行了仿真分析^[13-18];国内从能量综合管理、系统功能架构及其关键技术等方面对PTMS系统进行了论述和分析^[19-22]。研究表明,通过改变进入动力涡轮的发动机引气参数,调节动力涡轮的输出功率,可以实现空气循环系统制冷量的控制。相比直接从发动机引气的传统环控系统,大幅度减少了发动机引气量并降低了飞机起飞总重量。

依据上述研究成果和应用情况,结合国内现有各类机电产品的技术成熟度,同时考虑到飞机改装环控系统的难度,本文提出用原环控系统的发动机引气来驱动动力涡轮为离心压气机提供轴功,形成独立的增压气源;保留原空气循环系统构型,对其温控管路进行适应性更改,由此形成新环控系统,用以解决某型运输机涡轮螺旋桨发动机引气对环控系统和座舱的污染问题。

1 环控系统构架

1.1 某型运输机环控系统

某型螺旋桨运输机采用的是传统环控系统构架,由环控引气系统、空气循环系统、温控系统及座舱流量分配系统等子系统组成,其工作原理如图1所示。

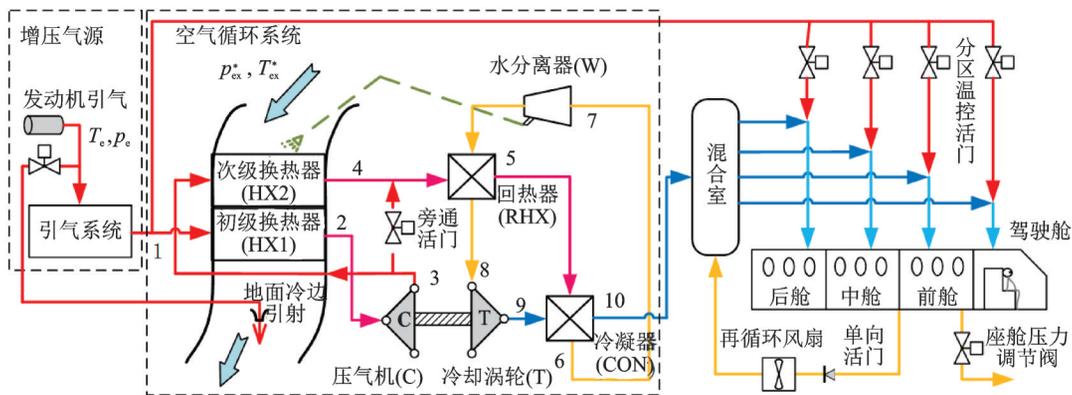


图1 某型运输机空气循环系统原理图

Fig.1 Schematic diagram of air cycle system of a transport aircraft

从图中可以看出,涡轮螺旋桨发动机压气机结合环控引气系统组成增压气源。从发动机压气机引出的空气进入环控引气系统,经引气系统限压(该发动机引气温度较低,引气系统没有安装预冷器)后分别进入升压式高压除水空气循环系统和座舱。空气循环系统的制冷组件是共轴工作的冷却涡轮和压气机。空气循环系统出口空气的温度控

制,由图1中旁通活门调节次级散热器热路流量,改变冷却涡轮进口温度来实现。空气循环系统处理得到的低温空气与座舱的循环空气在混合室混合后供往座舱,座舱分区温控由安装在高温管路侧的分区温控活门调节来实现^[23-25]。

1.2 新环控系统

以发动机压气机作为座舱增压气源的优点是

发动机的引气经环控引气系统调压和降温处理,在飞行包线内基本能保持空气循环系统进口空气压力、温度及流量的稳定,空气循环系统运行平稳。缺点是发动机引气可能会被污染;从能量有效利用角度,环控引气系统对引气的降温、减压造成了发动机有效能量的浪费。

相较于近似恒压、恒流源的发动机引气,动力涡轮驱动离心压气机形成的增压气源,在飞行

包线内气源出口参数受到发动机功率状态和大气环境的影响,为了保证其出口压力和流量满足环控系统的需求,需要实时监控动力涡轮和离心压气机的运行参数,这就对温控系统提出了新的要求。为了防止离心压气机喘振,同时实现空气循环系统出口温度调节,对原空气系统的旁通活门通路进行了更改,新环控系统构架如图 2 所示。

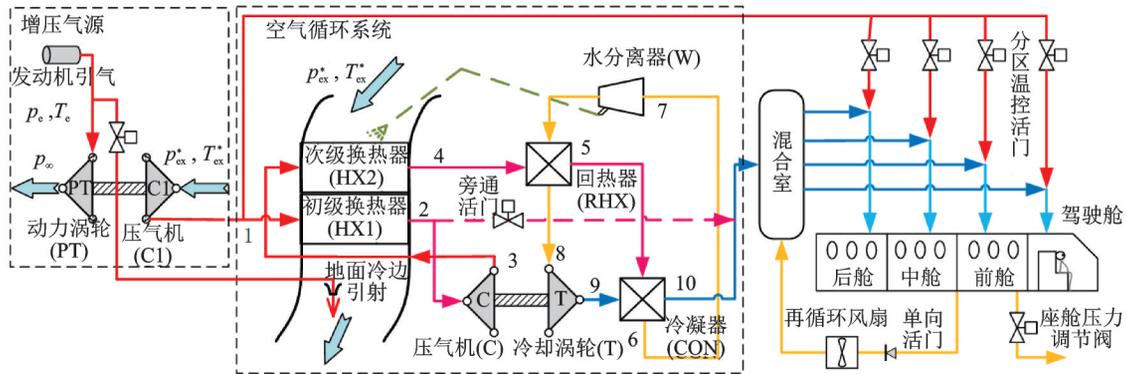


图 2 动力涡轮驱动的空气循环系统原理图

Fig.2 Schematic diagram of air cycle system driven by power turbine

图中增压气源由发动机压气机引气管路及动力涡轮/压气机(PT-C1)组件构成。从发动机压气机出口引出的高温、高压空气驱动动力涡轮做功,带动同轴的离心压气机抽吸环境大气,取代原有增压气源为系统提供新鲜的增压空气。

温控系统通过调节可调喷嘴^[26]不仅可以抑制发动机功率状态变化对动力涡轮的影响,保持 PT-C1 组件和空气循环系统运行稳定;也能调节 C1 的供气参数,结合旁通活门的开度控制,在全飞行包线内保证座舱供气温度和流量满足飞机对环控系统的要求,实现空气循环系统的制冷能力与座舱热载荷相适应。

2 系统参数计算模型及方法

2.1 数学模型

环控系统制冷附件的热力参数计算公式如下。

(1) 冷风道进气口

进气口温度

$$T_{ex}^* = T_{\infty} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \quad (1)$$

进气口压力

$$p_{ex}^* = \sigma p_{\infty} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2)$$

式中: k 为绝热指数; σ 为总压恢复系数; Ma 为飞行马赫数;下标 ∞ 表示远前方来流。

(2) 换热器

系统中换热器冷边流量大于或等于热边流量。换热器效率为

$$\eta_{HX} = \frac{T_{hi} - T_{ho}}{T_{hi} - T_{ci}} \quad (3)$$

式中:下标 hi、ho、ci 分别表示换热器热边空气入口、热边空气出口和冷边空气入口。

(3) 涡轮

涡轮出口温度

$$T_{out} = T_{in} \left[1 - \eta_t (1 - \pi_t^{-0.286}) \right] \quad (4)$$

涡轮单位流量输出功率

$$\omega_t = \eta_t c_p T_{in} (1 - \pi_t^{-0.286}) \quad (5)$$

式中: $\pi_t = p_{in}/p_{out}$ 、 η_t 分别为涡轮膨胀比和效率; c_p 为空气定压比热容;下标 t 表示涡轮;下标 in、out 分别表示进口和出口。

驱动动力涡轮的发动机引气量

$$G_e = \frac{W_{pt}}{c_p (T_{pti} - T_{pto})} \quad (6)$$

式中: W_{pt} 为动力涡轮功率; T_{pti} 和 T_{pto} 分别为动力涡轮进、出口温度。

(4) 压气机

压气机出口温度

$$T_{out} = T_{in} \left(1 + \frac{\pi_c^{0.286} - 1}{\eta_c} \right) \quad (7)$$

压气机单位流量耗功

$$\omega_c = c_p T_{in} \frac{\pi_c^{0.286} - 1}{\eta_c} \quad (8)$$

式中： $\pi_c = p_{out}/p_{in}$ 、 η_c 分别为压气机压比和效率；下标c表示压气机。

(5) 水分离器入口含湿量

水分离器入口含湿量为

$$(d_{in} - d_{wi})\eta_w = d_{in} - d_{out} \quad (9)$$

式中： η_w 为水分离器效率；下标in、out、wi分别表示空气循环系统进、出口及水分离器入口。

(6) 座舱温度

座舱温度为

$$T_{ca} = T_g + \frac{Q}{G_g c_p} \quad (10)$$

式中Q为座舱热载荷； G_g 为座舱供气量；下标ca、g分别表示座舱和供气。

(7) 制冷组件共同工作条件

制冷组件共同工作条件为

$$\eta_m W_t = W_c \quad (11)$$

式中 η_m 为机械效率。

(8) 初级、次级换热器串联热平衡方程

次级换热器能量守恒方程为

$$G_h [(h_{HX2,hi} - h_{HX2,ho}) - 2500(d_{in} - d_{wo})] = XG_h (h_{HX2,ci} - h_{HX2,co}) \quad (12)$$

同时，次级换热器冷边温度满足

$$T_{HX1,ho} = T_{HX1,hi} - \eta_{HX1}(T_{HX1,hi} - T_{HX2,co}) \quad (13)$$

式中：下标HX1和HX2分别表示初级和次级换热器； G_h 表示次级换热器热边流量； d_{in} 和 d_{wo} 分别表示系统入口含湿量和水分离器出口含湿量。

联立式(12)和式(13)迭代计算得到次级换热器冷边出口温度，从而得到串联的初级、次级换热器冷、热边参数值。

2.2 主要部件性能参数

新环控系统沿用了原空气循环系统，主要部件性能曲线分别如图3~7所示，其中X为初级和次级换热器冷热边流比。

散热器的性能曲线可以通过最小二乘法拟合得到计算公式，冷却涡轮和压气机的性能曲线采用遗传算法优化的BP神经网络进行训练和预测，得到其代理模型^[27]，用于系统性能计算中。

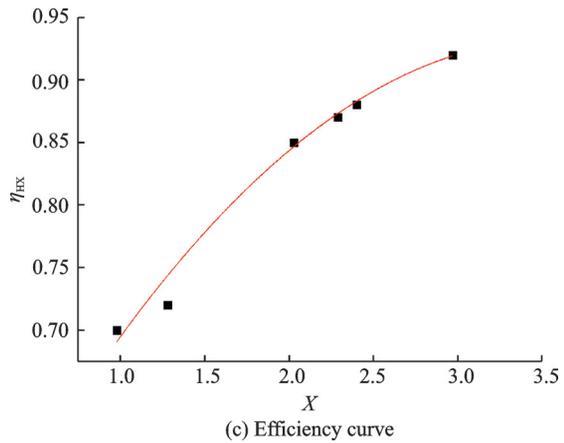
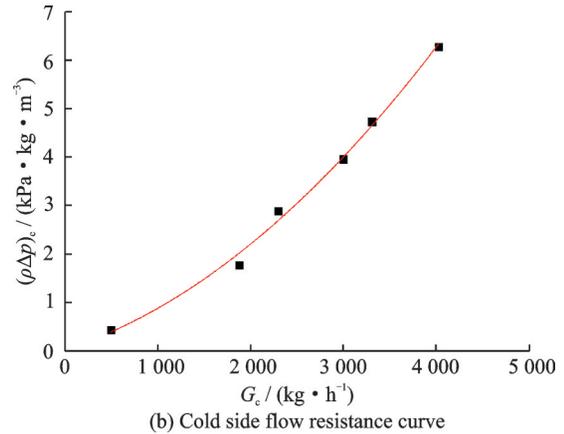
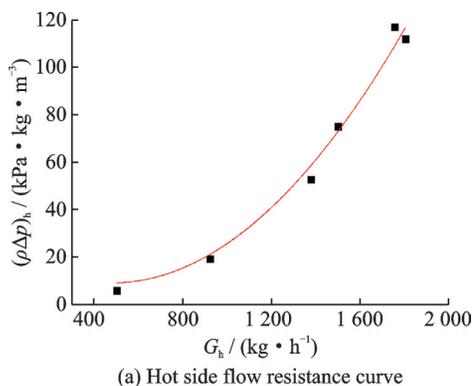


图3 初、次级换热器性能曲线

Fig.3 Performance curves of primary and secondary heat exchangers

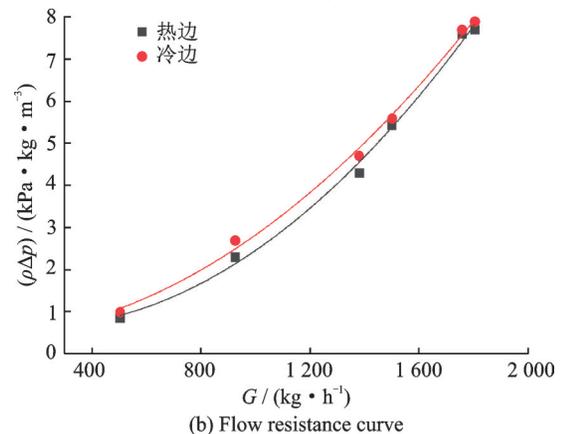
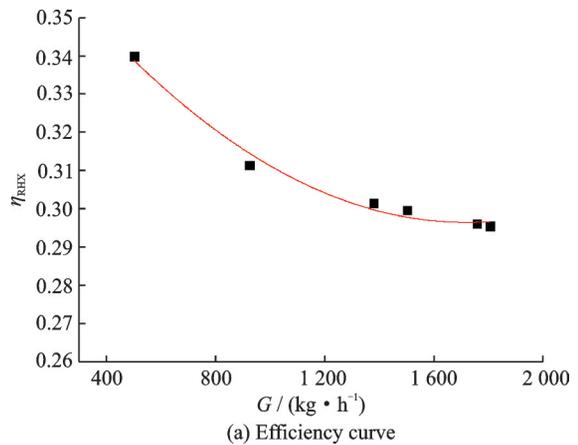


图4 回热器性能曲线

Fig.4 Regenerator performance curves

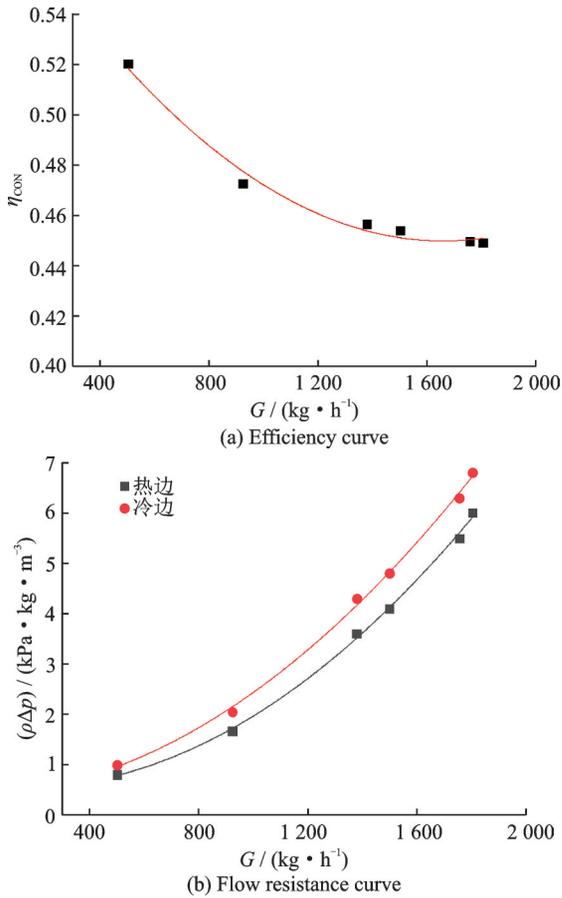


图5 冷凝器性能曲线

Fig.5 Condenser performance curves

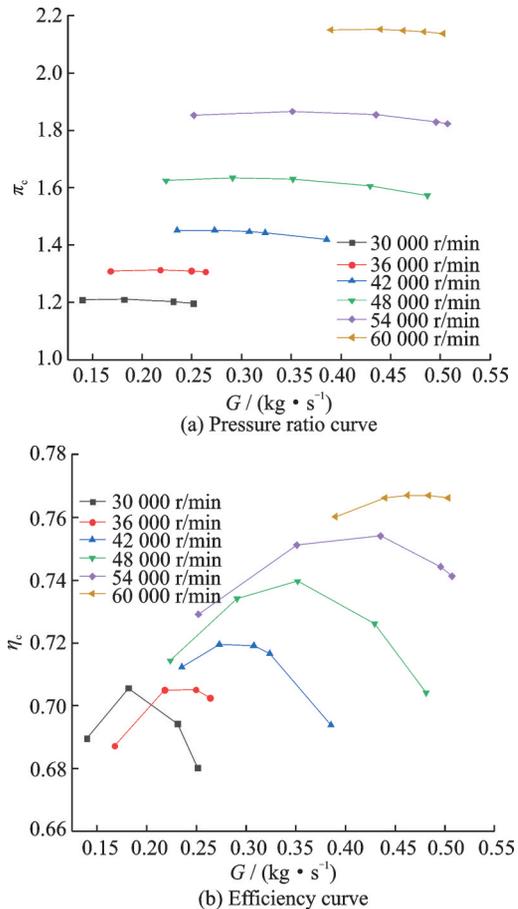


图6 升压压气机性能曲线

Fig.6 Performance curves of booster compressor

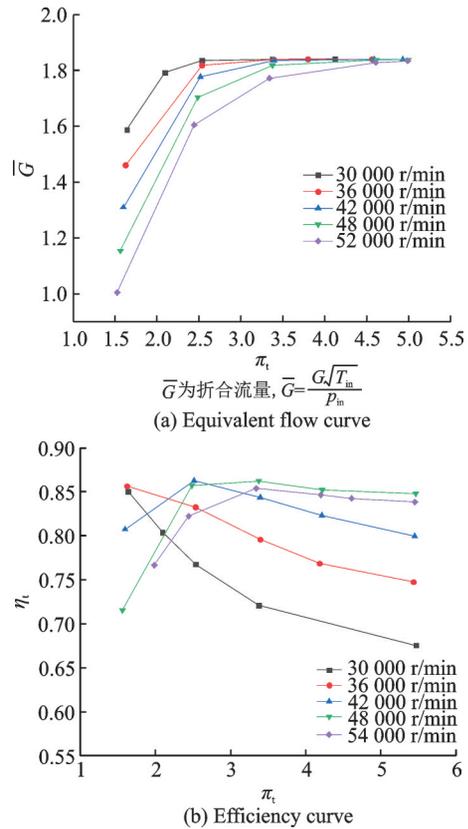


图7 冷却涡轮性能曲线

Fig.7 Cooling turbine performance curves

2.3 新环控系统性能计算方法

新环控系统运行方式的典型特征是在飞行包线内,动力涡轮提供合适的输出功率使得离心压气机C1的供气参数能够满足环控系统的要求。与传统环控引气系统出口参数是给定的情况不同,C1的供气参数会随发动机功率状态及飞行状态发生改变。因此,新环控系统的性能计算方法与传统环控系统非设计状态的校核计算有所区别。

根据新系统的运行和温控方式,新系统性能计算的算法核心是在离心压气机C1出口供气压力 p_{C1} 大于要求的座舱压力 p_{ca} 条件下,以座舱供气温度 T_g 与环控系统出口温度 T_{out} 之间的温差($T_g - T_{out}$)为驱动来调节C1的压比,具体计算流程如图8所示。

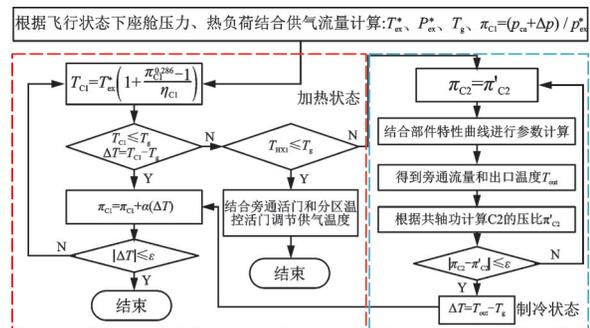


图8 新系统参数匹配计算流程图

Fig.8 Flow chart of the new system parameter matching calculation

3 系统性能分析

新环控系统的性能分析是为了获得在环控系统满足座舱供气要求时,飞行包线内增压气源离心压气机C1的供气参数,从而给出其设计输入,同时计算对应工况动力涡轮所需要的发动机引气量,用来评估螺旋桨发动机允许的引气量能否满足新环控系统的需要。

为了将性能分析结果转化成可实现的设计输入,结合现有设计能力,将增压气源系统用压比小于5的离心压气机效率在包线范围内选定为70%,动力涡轮的绝热效率选定为75%,用于新系统的性能分析。

3.1 地面状态下系统性能对比

在ISA+25℃天气条件下,将新系统的出口空气参数设定为原系统实际运行结果(Case 1):温度12.2℃、含湿量4 g/kg、压力110 kPa,进行新系统增压气源出口参数计算,确定该状态下发动机引气量能否满足动力涡轮的需要;另外将空气循环系统进口压力定为原系统的320 kPa(Case 2),出口含湿量和压力保持与Case 1相同,进行新环控系统出口参数计算。计算得到的制冷附件进、出口空气参数结果如图9所示。

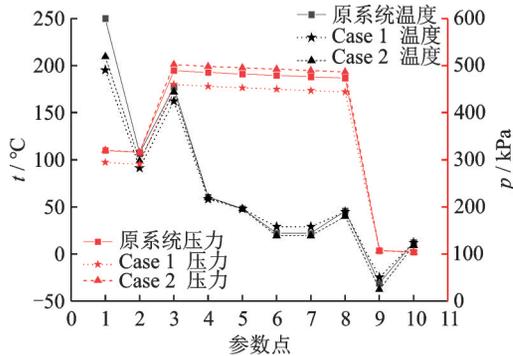


图9 系统各参数点空气参数值

Fig.9 System parameter point parameter values

由图9可以看出,当新系统出口参数与原系统相同时,计算出的C1出口压力为295 kPa小于原环控引气系统出口压力320 kPa。按照给定的动力涡轮和离心压气机C1的绝热效率,结合发动机引气压力(590 kPa)和温度(263℃),可以计算出此时动力涡轮所需发动机引气量为1 400 kg/h,与原系统引气量1 560 kg/h相比,节省了10.3%。

当C1出口压力为320 kPa时,与原系统相比座舱供气温度由12.2℃降低为9.2℃。由图9可知,其主要原因是C1的出口温度低于原环控引气系统的出口温度。对应的动力涡轮消耗的发动机引气量为1 527 kg/h,与原系统引气量相近。

对新环控系统而言,通过增大发动机压气机进入动力涡轮的流量(即增大输出功率)来提高C1出口压力,可以增大空气循环系统的制冷量。表1为通过增大进入动力涡轮的发动机引气量改变C1压比,计算得到的动力涡轮和系统供气参数。

表1 不同的C1出口压力下动力涡轮和座舱供气参数

Table 1 Calculation results of system parameter matching under different C1 outlet pressures

π_{c1}	W_{pt}/kW	$G_g/(kg \cdot h^{-1})$	$G_c/(kg \cdot h^{-1})$	$t_g/°C$	$t_{ca}/°C$
3.40	88.2	1 690	1 852	7.4	29.5
3.60	99.9	1 813	2 097	6.1	28.0
3.80	112.0	1 935	2 352	4.8	26.7

注: π_{c1} 表示压气机C1的压比; G_g 表示供气流量; G_c 表示发动机引气量; t_g 表示供气温度; t_{ca} 表示座舱温度。

由表1可以看出,动力涡轮流量(G_c)的增加提高了C1出口压力和流量(G_g 由冷却涡轮流量决定),使得系统的供气温度和舱温下降,改善了座舱舒适性。适当增加引气流量还可以实现地面状态下座舱的快速降温。

3.2 飞行状态下系统性能分析

表2是不同天气条件下,座舱供气流量保持1 560 kg/h时,飞行包线内座舱内环境参数和供气参数表。采用新系统性能计算方法,对系统出口满足表2要求的离心压气机C1的性能参数进行计算,为其结构设计及优化提供输入;并对更改后的空气循环系统运行状态进行分析,为温控系统的调节规律提供思路。

表2 不同高度对应的座舱压力、座舱温度及供气温度

Table 2 Cabin pressure, cabin temperature and air supply temperature corresponding to different altitudes

H/km	p_{ca}/Pa	ISA+25℃		ISA+15℃		ISA		ISA-23℃	
		$t_{ca}/°C$	$t_g/°C$	$t_{ca}/°C$	$t_g/°C$	$t_{ca}/°C$	$t_g/°C$	$t_{ca}/°C$	$t_g/°C$
1	90 000	28	3.5	28	7.3	24	11.4	24	43.4
2	80 000	28	4.6	28	11.6	24	15.6	24	42.6
3	80 000	28	7.6	28	15.3	24	19.1	24	42.4
4	80 000	28	10.5	26	15.8	24	22.7	24	46.3
5	80 000	28	13.5	24	16.3	24	26.4	24	47.8
6	80 000	28	18.6	24	19.9	24	30.0	24	53.9
7	80 000	28	19.5	24	24.2	24	34.3	24	57.7
8	74 800	28	22.4	24	28.5	24	38.6	24	61.0

注: p_{ca} 表示座舱压力。

图10为不同天气条件下,离心压气机C1出口参数随飞行高度变化图。从图中可以看出,天气条件由热天变为标准天以及随着飞行高度的上升,对应的C1出口压力逐渐降低至仅需满足座舱压力要求。主要原因是环境温度降低改善了初级和次级

换热器的散热条件,同时座舱结构热载荷也随之减小,座舱供气温度逐渐上升,所需冷却涡轮的膨胀比和温降减小。过程中,冷却涡轮进口压力和膨胀比降低,导致其流通能力降低,需要调节旁通活门来保证座舱供气量。

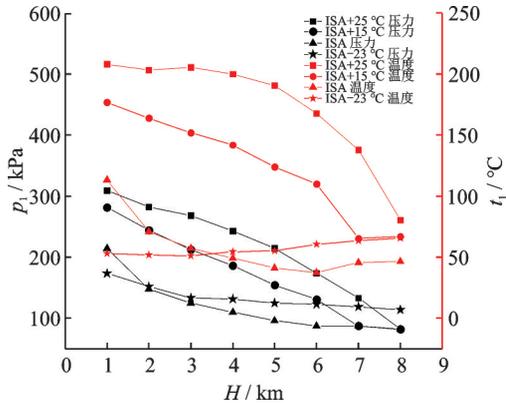


图 10 不同天气下 C1 出口参数随飞行高度变化图

Fig.10 Changes of compressor C1 outlet parameters with flight altitude under different weather conditions

离心压气机 C1 的压比决定了压气机的耗功量,是其结构设计的重要参数。随着飞行高度的升高大气压力下降,离心压气机 C1 的吸气压力降低,其出口压力与压比随高度的变化趋势不同,图 11 为 C1 的压比随飞行高度的变化结果图。在 ISA+25 °C 热天条件下,飞行高度在 5 km 以下,压比随着飞行高度升高,耗功增加。在 ISA-23 °C 冷天条件下,大气温度较低,在满足座舱压力制度和座舱加热要求时,C1 的压比也随飞行高度变大。

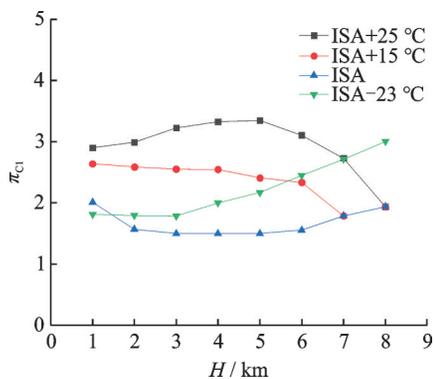


图 11 增压离心压气机 C1 的压比(πC1)随高度变化图

Fig.11 Graph of the pressure ratio of centrifugal compressor C1 with flight altitude

为计算不同天气条件下,飞行包线内动力涡轮驱动离心压气机 C1 所消耗的发动机引气量,图 12 给出了对应飞行条件下螺旋桨发动机压气机引气出口处的空气参数,结合给定的动力涡轮和离心压气机 C1 的绝热效率,由式(4~8)可计算出压气机耗功所需要的动力涡轮消耗的发动机引气量。

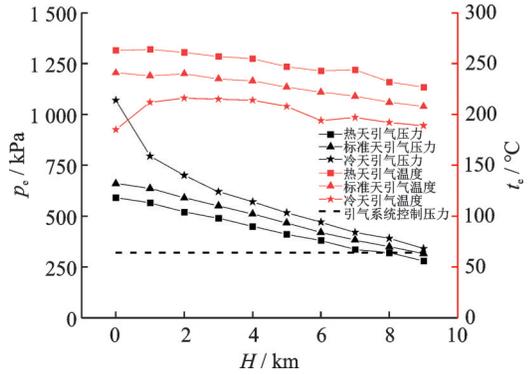


图 12 发动机压气机引气口空气参数图

Fig.12 Engine bleed air parameters

图 13 为不同天气条件下动力涡轮消耗的发动机引气量随飞行高度变化图。计算结果表明在满足飞机座舱供气要求的条件下,动力涡轮所消耗的发动机引气量均低于 1 560 kg/h,在 ISA+15 °C、ISA 和 ISA-23 °C 条件下新环控系统消耗的发动机引气量明显小于原系统,尤其是 ISA 天气条件,大部分高度下可以节省 60% 以上。

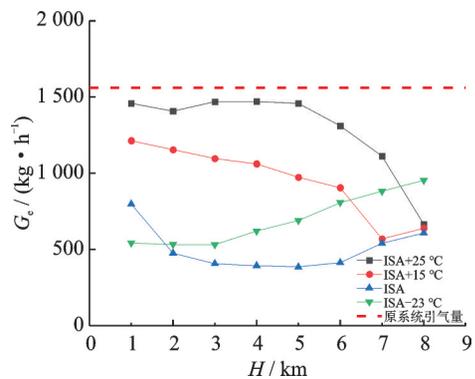


图 13 动力涡轮消耗引气量(Gc)随高度变化图

Fig.13 Graph of power turbine exhaust air consumption with flight altitude

以上计算结果表明,采用新环控系统可以满足飞机对环控系统的改装要求,同时还能节省发动机引气量,减少发动机的有效功耗。

图 14 为高温天气下制冷状态时,旁通活门空气温度和流量、冷凝器出口温度及座舱供气温度随高度变化图。结合图 14 中旁通流量和图 11 中压气机 C1 的压比随天气条件及飞行高度的变化趋势,可以给出温控系统对动力涡轮和旁通活门的总体控制逻辑。

从图 11 和图 14 还可以看出,制冷状态下,在飞行高度低于 6 km 时,旁通空气温度高于供气温度,为了保证旁通与制冷组件出口混合后空气温度满足供气温度要求,需要提高 C1 的压比来增大冷却涡轮的流量和温降,抵消旁通空气的热量,旁通的存在增加了 C1 的功耗,这是保留原有空气循环系

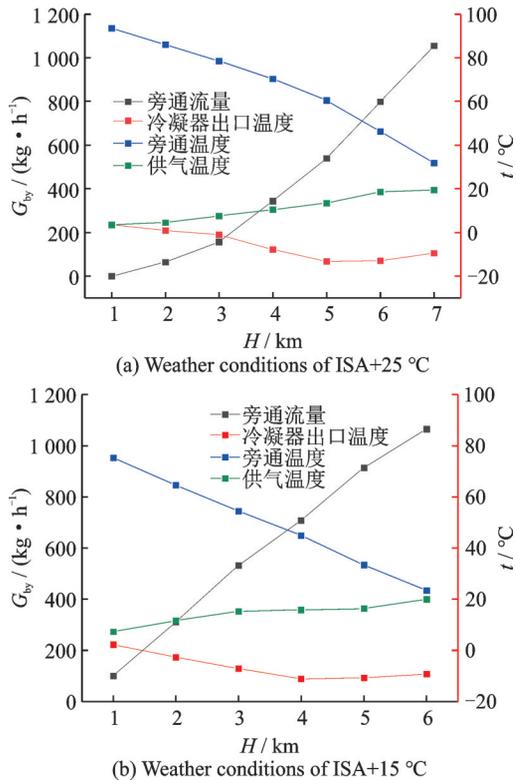


图14 不同天气条件下系统旁通量(G_{by})、旁通温度、冷凝器出口温度和供气温度随高度变化图

Fig.14 Graph of system bypass flow, bypass temperature, condenser outlet temperature and supply air temperature with altitude under different weather conditions

统带来的系统固有特性。

因此,在全新的以离心压气机为增压气源的环控系统设计中,需要着重关注增压气源与空气循环系统的匹配性设计,进一步降低环控系统的发动机能量消耗。

4 结 论

(1)根据给出的新环控系统性能计算方法对系统性能进行了分析,结果表明采用新增增压气源方案可以解决螺旋桨发动机引气对环控系统污染问题。

(2)新环控系统可以通过调节增压气源的出口参数,使之与座舱热载荷要求相适应,在保证座舱舒适性的同时节省发动机引气量。

(3)提出的离心压气机为增压源的环控系统方案,为飞机环控系统的改装和新研提供了方案。

参 考 文 献:

[1] 党晓民,成杰,林丽.我国大型飞机环境控制系统研制展望[J].航空工程进展,2010,1(1): 21-24.
DANG Xiaomin, CHENG Jie, LIN Li. Development of the environmental control system of Chinese large

aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering,2010, 1(1): 21-24.

[2] 徐李云.民用飞机环境控制系统研究[J].航空科学技术,2015,26(7): 42-45.

XU Liyun. Research on civil aircraft environmental control system[J]. Aeronautical Science & Technology,2015, 26(7): 42-45.

[3] 盛健,张华,吴兆林,等.飞机环境控制系统制冷空调技术现状[J].制冷学报,2020,41(2): 22-33.

SHENG Jian, ZHANG Hua, WU Zhaolin, et al. Technology of refrigeration and air-conditioning for aircraft environment control system[J]. Journal of Refrigeration,2020, 41(2): 22-33.

[4] CONCEIÇÃO S T, ZAPAROLI E L, TURCIO W H L. Thermodynamic study of aircraft air conditioning air cycle machine: 3-wheel \times 4-wheel[C]//Proceedings of SAE BRASIL 2007 Congress and Exhibit. [S. l.]:SAE, 2007.

[5] 杨涵,张兴娟,王超,等.分体四轮式空气循环制冷系统仿真及试验研究[J].北京航空航天大学学报,2020,46(12): 2203-2210.

YANG Han, ZHANG Xingjuan, WANG Chao, et al. Simulation and test study on split four-wheel air cycle refrigeration system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2203-2210.

[6] 孟繁鑫,王瑞琪,高赞军,等.多电飞机电动环境控制系统关键技术研究[J].航空科学技术,2018,29(2): 1-8.

MENG Fanxin, WANG Ruiqi, GAO Zaijun, et al. Research of key technology for the more electrical aircraft electric environmental control system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(2): 1-8.

[7] 杨建忠,欧阳晶鹏,陈希远,等.多电飞机电动环境控制系统设计研究综述[EB/OL].[2022-08-10]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1479.V.20211119.1549.002.html>.

YANG Jianzhong, OUYANG Jingpeng, CHEN Xiyuan, et al. Review on design of electric environment control system for more electric aircraft[EB/OL].[2022-08-10]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1479.V.20211119.1549.002.html>.

[8] JIANG Hongsheng, DONG Sujun, ZHANG Hainan, et al. Optimization on conventional and electric air-cycle refrigeration systems of aircraft: A short-cut method and analysis[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2020,33(7): 1877-1888.

[9] 陈玮玮,苏向辉.多电式环控系统电动机功率选定及其经济性分析[J].航空动力学报,2013,28(3): 714-720.

CHEN Weiwei, SU Xianghui. Motor power selection

- and economic analysis of more electric environmental control system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(3): 714-720.
- [10] RONALD S, SIJMEN Z. Bleed air versus electric power off-takes from a turbofan gas turbine over the flight cycle: AIAA 2007-7848[R].[S.l.]:AIAA, 2007.
- [11] MATULLCH D. High-temperature bootstrap compared with F15 growth air cycle air conditioning system: SAE Technical Paper[R].[S.l.]:SAE, 1989.
- [12] YU S, GANEV E. Next generation power and thermal management system[J]. *SAE International Journal of Aerospace*, 2008, 1(1): 1107-1121.
- [13] BUTZIN E, JOHNSON P K, CREEKMORE R E. Airframe thermal management system modeling in NPSS[C]//Proceedings of AIAA/ASME/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference & Exhibit. [S. l.]: AIAA, 2007.
- [14] HOMITZ J, SCARINGE R P, COLE G S, et al. Comparative analysis of thermal management architectures to address evolving thermal requirements of aircraft systems [C]//Proceedings of Power Systems Conference. Bellevue, Washington: SAE International, 2008: 69-76.
- [15] MASER A C, GARCIA E, MAVRIS D N. Thermal management modeling for integrated power systems in a transient, multidisciplinary environment [C]//Proceedings of 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Denver, Colorado: AIAA, 2009: 5505.
- [16] MASER A C, GARCIA E, MAVRIS D N. Facilitating the energy optimization of aircraft propulsion and thermal management systems through integrated modeling and simulation. in power systems Conference: AIAA 2009-5505 [R].[S.l.]:AIAA, 2009.
- [17] GANEV E, KOERNER M. Power and thermal management for future aircraft [C]//Proceedings of SAE 2013 Aero Tech Congress & Exhibition. Bellevue, Washington: SAE International, 2013: 35-50.
- [18] ROBERTS R A, DECKER D. Control architecture study focused on energy savings of an aircraft thermal management system[J]. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 2014, 136(4): 041003.
- [19] 袁修干. 高性能军用机环境控制系统研究发展趋势的探讨[J]. *航空学报*, 1999(S1): 2-4.
- YUAN Xiugan. Developing trend discussion of environmental control systems of high performance military aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1999(S1): 2-4.
- [20] 苏向辉, 许锋, 昂海松. 飞机环境控制系统的现状与未来[J]. *航空制造技术*, 2002(10): 40-42, 46.
- SU Xianghui, XU Feng, ANG Haisong. Present status and future of aircraft environment control system [J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2002(10): 40-42, 46.
- [21] 王文龙, 王伟. 下一代战斗机综合环境控制/热管理系统开发现状[J]. *飞机设计*, 2004(1): 74-76.
- WANG Wenlong, WANG Wei. Development of integrated environmental control system/thermal management system (IECS/TMS) for next generation fighter aircraft[J]. *Aircraft Design*, 2004(1): 74-76.
- [22] 郭生荣. 航空机电系统综合技术发展[J]. *航空精密制造技术*, 2016, 52(1): 1-6.
- GUO Shengrong. Development of aviation electromechanical system integration technology[J]. *Aviation Precision Manufacturing Technology*, 2016, 52(1): 1-6.
- [23] 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.
- TU Yi, LIN Guiping. Simulation of large-scale aircraft cabin temperature control system[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(1): 49-57.
- [24] 任明波, 王娟, 李荣军, 等. 大型飞机座舱温度控制系统控制律设计[J]. *航空学报*, 2017, 38(S1): 15-23.
- REN Mingbo, WANG Juan, LI Rongjun, et al. Control law design for temperature control system of large-scale aircraft cabin [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(S1): 15-23.
- [25] 史璐璐. 大型民用飞机座舱区域多级温度控制系统的研究[J]. *化工学报*, 2020, 71(S1): 322-327.
- SHI Lulu. Research of multi-stage temperature control system in large-sized aircraft cabin zone[J]. *CIESC Journal*, 2020, 71(S1): 322-327.
- [26] 张奇. 空气循环系统中动力涡轮性能分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- ZHANG Qi. Performance analysis of power turbine in air cycle environmental control system [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [27] 徐旺. 离心压气机驱动的空气循环制冷系统性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
- XU Wang. Research on performance of air circulation refrigeration system driven by centrifugal compressor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021.