

文章编号:1000-8055(2011)07-1590-09

大型民用飞机辅助动力装置性能仿真

赵运生, 胡 骏, 吴铁鹰, 陈娟娟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 分析典型辅助动力装置(APU)系统的结构和气动热力学过程,采用面向对象的数值仿真方法,利用 C++ 程序建立了 APU 各部件类;针对某 150 座级民用飞机选用的 APU 型号,将部件类组成具体的 APU 整机数学模型。依照此型 APU 的运行工况,完成了气动热力计算和非设计点性能计算,得到其设计点性能参数及用于飞机环境控制和主发动机启动模式下的工作包线及高度-速度特性、温度特性、负载特性。

关 键 词: 辅助动力装置(APU); 非设计点性能; 数值仿真; 面向对象; 稳态特性

中图分类号: V23

文献标志码: A

Performance simulation of large civil aircraft auxiliary power unit

ZHAO Yun-sheng, HU Jun, WU Tie-ying, CHEN Juan-juan

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: By analyzing the structure and aerothermodynamics processes of the typical auxiliary power unit (APU), this paper used object-oriented technology and C++ program to design the classes of APU components. In order to simulate a 150-class civil aircraft APU model, instances of the component classes were assembled. According to the APU operating conditions, the thermodynamic and off-design performance calculations were completed, the design state performance and operating envelope about aircraft environment control and main engine start models, as well as altitude-speed, temperature and load characteristics, were obtained accordingly.

Key words: auxiliary power unit (APU); off-design performance; numerical simulation; object-oriented; steady-state characteristic

辅助动力装置(auxiliary power unit,简称 APU)是大型飞机上安装的独立小型动力装置,其核心部分类似于涡轮轴发动机。APU 主要作用是起动主发动机、为客舱供气并为各种机载设备提供动力^[1-2]。大型民用飞机地面待客时由 APU 提供电力和压缩空气,保证客舱和驾驶舱内的照明和空调;从地面起飞前由 APU 来起动主发动机;起飞阶段使用 APU 可以使发动机功率全部用于地面加速和爬升,改善起飞性能;降落后,

APU 提供电力和压缩空气,使主发动机提早关闭,从而节省了燃油,降低机场噪声。APU 使飞机不依靠地面的支持设备提供电源或气源,更具有独立性、舒适性,增大了飞机的机动性和灵活性。

随着我国航空制造业的不断发展,APU 的研制也取得了一定的进步,但与国外先进水平相比,仍存在较大差距^[3],多功能、高技术水平、大功率的用于大型民用飞机的 APU 产品尚属空白。近些年,我国开展了大型民用飞机的研制工作,与之

收稿日期:2010-06-08; 修订日期:2010-11-02

作者简介:赵运生(1984—),男,江苏徐州人,博士生,主要从事航空发动机总体性能方面研究。

E-mail:yunsheng_zhao@hotmail.com

配套的APU研制工作也被提上日程。

在APU方案论证、分析设计阶段,性能仿真可以对其可能遇到的各种工作状况进行模拟,能够指导APU设计、缩短研制周期、节约经费,而且具有良好的可观性、重复性和经济性。

1 大型民用飞机 APU 特点

APU一般装在机身最后段的尾锥之内,在机身上方垂尾附近开有进气口,排气直接由尾锥后端的排气口排出。如图1所示,典型的APU由动力段/负载压气机和附件齿轮箱单元体组成。动力段由一级高压比的离心压气机、环形回流燃烧室、轴流式涡轮构成。负载压气机为压比较低的离心压气机,它由动力段涡轮驱动。负载压气机和动力段压气机共用一个集气室,它的进气量由可调进口导向器调节^[4-5]。用于大型飞机的APU一般采用引射器代替冷却风扇进行隔舱和滑油冷却。在型号规范和使用维护手册上,应规定APU引出气体的流量、压力和温度等参数^[1,5-8]。

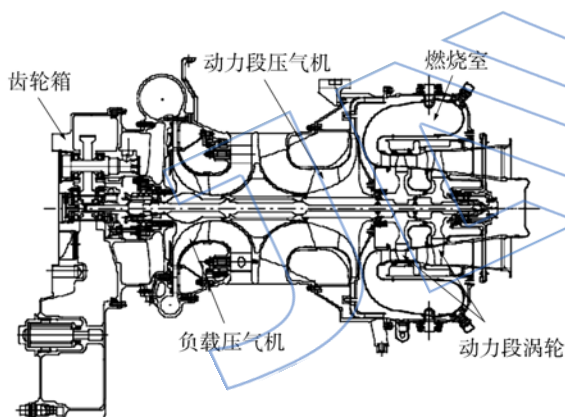


图1 Hamilton Sundstrand公司的APS3200型APU

Fig.1 Model APS3200 APU, the production of Hamilton Sundstrand

2 面向对象的APU仿真程序实现

面向对象仿真技术的核心是把认识、描述现实系统对象的过程和方法与分析、设计、实现这个系统的过程和方法结合起来^[9-10]。以面向对象方法中的“类”数据结构作为系统构造的基本单元。围绕“类”之间的相互作用设计仿真算法,可以有层次、清晰地表达各种对象之间的相互关系,反映其作用结果。

2.1 实现机理

面向对象建模思想的一个突出优点就是“封

装”^[9],将APU按功能划分为多个物理部件,然后对每个物理部件都加以“封装”,形成多个“部件类”,每个“部件类”包含输入“端口”和输出“端口”,各部件类之间通过气动连接和机械连接进行数据传递。如图2所示,空气经进气道进入进气室(进气道的出口即为进气室的入口),分为两股后分别进入动力段/负载压气机(进气室的出口为动力段/负载压气机的入口)。动力段压气机和负载压气机只有机械连接(物理转速保存一致),没有直接的气动连接。

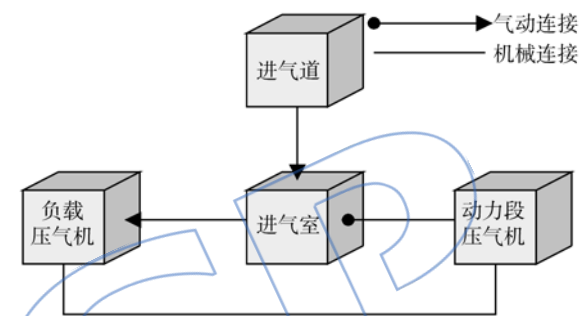


图2 APU部件数据传递示意图

Fig.2 Scheme of data transfer model between APU components

这样处理有如下优点:

- 1) APU部件各自独立成一个模块,一个或多个部件算法改变不影响整个流路计算。
- 2) 流路计算时APU各个截面气动热力学参数封装在各个部件的端口中,数据传递在端口之间实现,避免传统仿真程序中全局变量的使用,程序易修改,扩充方便。
- 3) 各个部件可根据需要采用不同维数的仿真计算。单个部件计算结束后,结果传递给下游部件,作为其仿真计算的进口条件。

2.2 APU仿真部件类设计

面向对象建模与传统的面向过程建模侧重点不同,它强调的是系统的总体结构,而不是系统所涉及的具体过程^[9];通过数据抽象、封装等技术,呈现在用户面前的是由对象(类的实例)作为基本成员的仿真系统。要使该仿真系统容易扩充且达到最高的代码重用率,合理设计类层次结构是关键。本文设计的APU仿真部件类层次结构如图3所示,位于最顶层的是通用部件类,它具有多个输入和输出端口以及关联输入/输出参数的特性。在它下面“派生”出压气机类、燃烧室类、涡轮类及管道类。压气机类进一步扩展为动力段压气机、负载

压气机,管道类扩展为进气道、进气室、引射冷却器、混合室、排气管等。

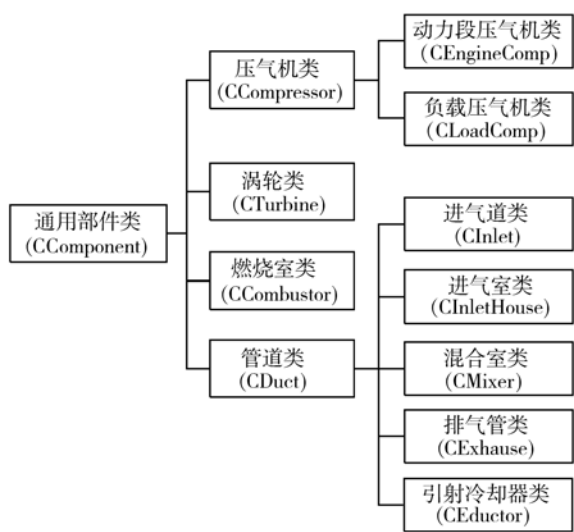


图3 APU 部件类层次图

Fig. 3 Hierarchy of APU components classes

2.3 APU 整机仿真模型

整机的数学模型遵循模块化建模方法,根据具体型号 APU 的流路将各部件模型进行组合即可。和航空发动机一样,APU 各部件的运行要遵循共同工作条件:

- 1) 气流质量流量连续;
- 2) 沿流程通道压力平衡;
- 3) 涡轮、动力段/负载压气机及 APU 输出的

功率平衡;

- 4) 同轴物理转速相等。

图4给出了某型APU在飞机尾锥内的安装图。空气从进口(01截面)进入进气道,在进气室出口截面处分为两股,分别流入动力段压气机和负载压气机。动力段压气机的出口引出冷却空气,用于冷却涡轮导叶和转子盘。负载压气机出口(18截面)的高压气体提供给飞机,其中有一部分富余的气体引至涡轮后从排气管排入大气。此外,还有一股引射气流从引射冷却器进口(100截面)进入,先后冷却隔舱和滑油系统,最后进入混合室同涡轮后气体掺混,通过排气管排入大气。

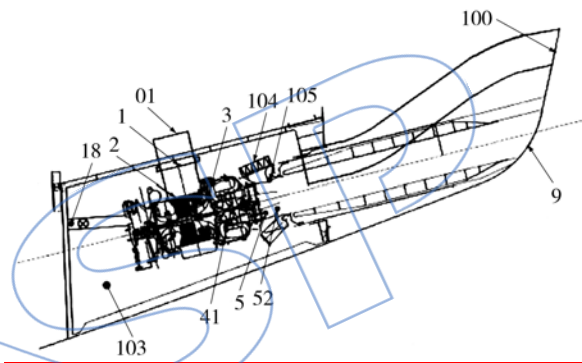


图4 APU 在飞机上的安装示意图

Fig. 4 Assembly scheme of APU in the aircraft

根据上述的APU特点,建立了图5所示的计算流路图。

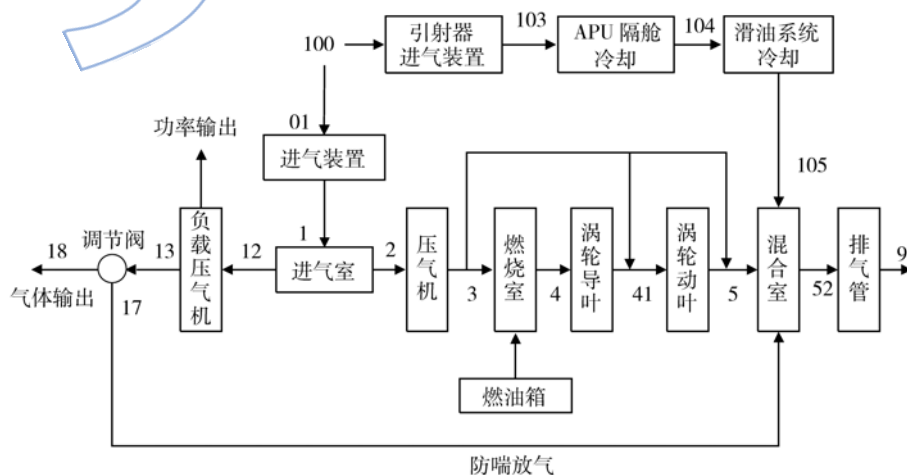


图5 APU 流路图

Fig. 5 Flow path of APU

3 设计点气动热力计算

APU 的气动热力计算是在设计状态下进行

的。根据热力计算结果进行方案比较,确定满足APU规定性能指标的工作过程参数,并以此作为APU各部件气动热力计算的原始数据,再通过部

件的计算确定流路的几何尺寸和形状^[1]。

选定参数主要有进口参数、动力段/负载压气机的增压比、燃烧室出口温度以及燃烧效率、各部件的效率或损失系数等,如表 1 所示。

表 1 设计点主要计算选取参数

Table 1 Main parameters of design state

参数	数值
进口总温/K	313.15
进口总压/kPa	101.33
进气总压恢复系数	0.980
进口流量/(kg/s)	3.12
压气机压比	6.70
压气机效率	0.75
燃烧室出口温度/K	1400
涡轮导叶冷却气系数	0.09
涡轮转子盘冷却气系数	0.06
涡轮效率	0.86
负载压气机压比	3.70
负载压气机效率	0.76
座舱引气流量/(kg/s)	1.1
输出轴功率/kW	90
附件耗功/kW	10
引射气流量/(kg/s)	0.70
设计转速/(r/min)	48800
减速齿轮箱效率	0.98

主要计算内容为 APU 的当量功率和当量耗油率、各部件进出口截面参数,计算流程如图 6 所示。

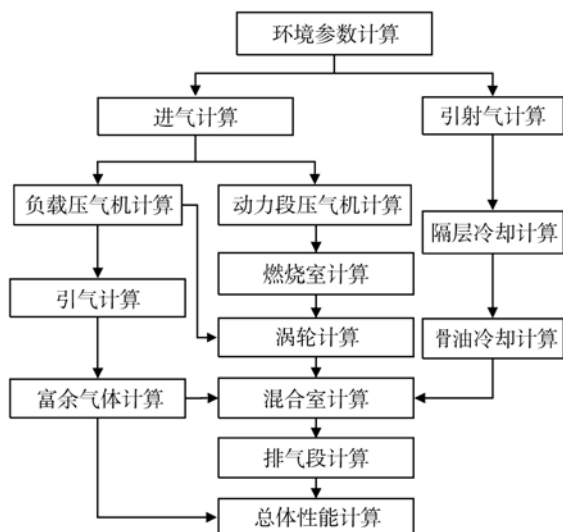


图 6 设计点计算流程图

Fig. 6 Flow chart of design state simulation

本文将计算的主要结果与该型 APU 供应商提供的参数进行了对比,如表 2 所示。结果表明,本文所采用的计算模型与方法可以满足工程设计需要。

表 2 设计点仿真结果

Table 2 Simulation results of design state

参数	计算值	参考值	相对误差/%
压气机出口总温/K	615.65	614.82	0.13
压气机耗功/kW	621.50	619.50	0.32
负载压气机出口总温/K	495.86	491.48	0.89
负载压气机耗功/kW	210.25	209.24	0.48
燃烧室燃油流量/(kg/s)	0.038	0.038	0
涡轮落压比	6.33	6.35	-0.31
涡轮输出功率/kW	933.69	931.07	0.28
涡轮出口温度/K	902.11	902.04	0.01
掺混后气体总温/K	782.86	781.48	0.18
当量功率/kW	273.47	272.57	-0.33
当量耗油率/(kg/(kW·h))	0.500	0.502	-0.40

4 非设计点性能计算

非设计点性能计算目的在于求给定的飞行条件、大气环境和负载条件下 APU 的性能参数^[1]。如果 APU 在极端的条件下工作,内部工质的热力参数也有可能出现极端的数值。对于部件来说,超过正常工作范围将不能工作。

共同工作方程组和部件模型一起描述了 APU 内在的复杂的气动热力过程,非设计点计算的任务就是求解这一复杂但是封闭的方程组。部件的数学模型都是从进口到出口的单向计算,而某些未知的参数需要用试算的方法进行迭代^[11-12]。任何一个试取的值经过 APU 数学模型中所有方程的检验后,都会引起一个偏差,只有所有的偏差都趋于 0,才说明试取的参数是 APU 的数学模型的解。本文采用 Newton-Raphson 方法求解。根据所仿真的 APU 部件特性及控制规律,计算的流程图如图 7 所示,共选用了 7 个试选的参数和 7 个偏差函数。

4.1 工作包线

此型 APU 用于飞机环境控制(座舱引气、照明)时,负载压气机进口导向器角度在 $24^{\circ} \sim 90^{\circ}$ 可

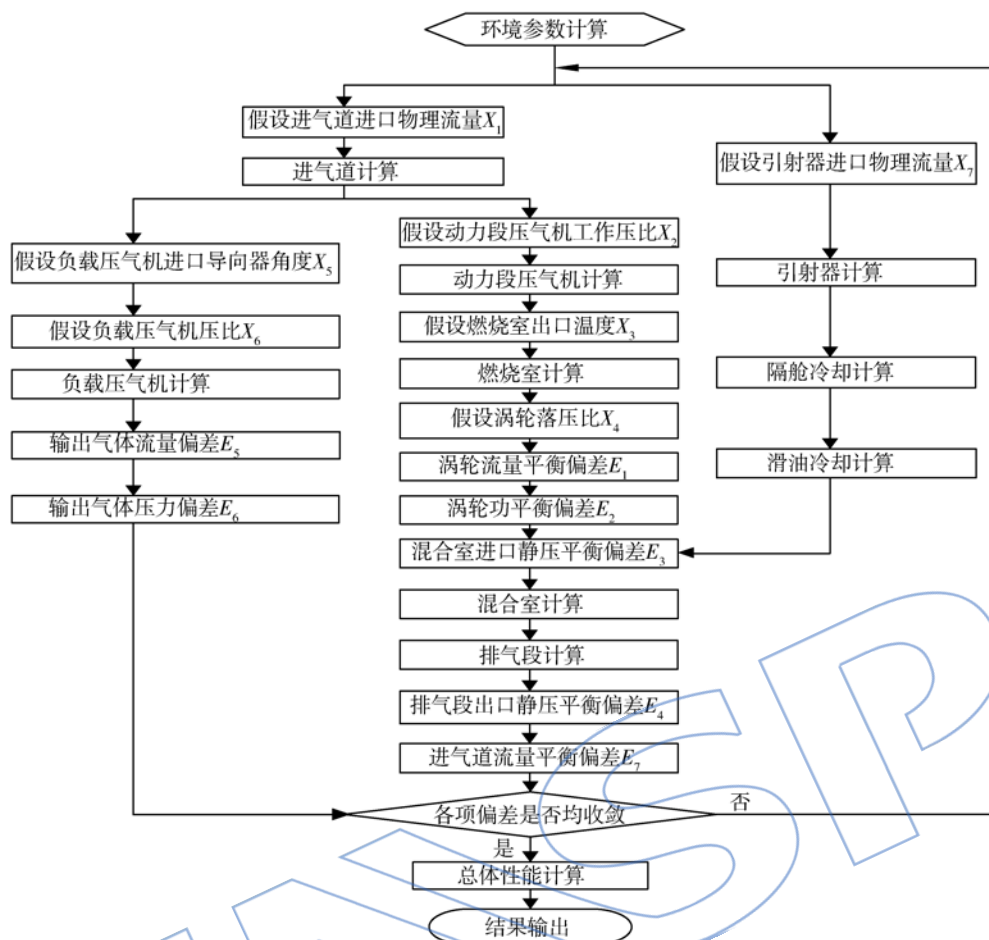


图 7 非设计点计算流程图

Fig. 7 Flow chart of off-design simulation

调,引气物理流量等于 0.80 kg/s , 压力等于 300 kPa , 输出轴功率为 90 kW ; 在地面或空中驱动空气涡轮起动机启动主发动机时, 负载压气机进口导向器角度固定在 75° , 引气折合流量等于 0.46 kg/s , 输出轴功率降为 50 kW 。

以上两种模式均采用等物理转速控制, 限制参数为涡轮转子前温度不大于 1450 K , 动力段压气机出口压力不大于 980 kPa , 当负载压气机工作在喘点时打开开防喘放气装置。

图 8 和图 9 给出了标准大气条件下, 用于飞机环境控制和主发空中启动时 APU 的工作包线及限制参数的分布。从图中可以看出, 飞行马赫数-飞行高度矩形区域内左上部分超限是由于涡轮转子前温度超过限制值, 右下部分超限是由于动力段压气机出口总压超过限制值。

APU 用于主发地面启动时, 启动性能会受到环境温度及海拔高度的影响。图 10 给出了 APU 用于主发地面启动时的工作包线及限制参数的分

布。从图中可以看出, 标准温差-高度矩形区中右上部分超限是由于涡轮转子前温度超过限制值, 在整个启动包线内动力段压气机出口压力没有超过限制值。

4.2 高度-速度特性

APU 的高度-速度特性是指 APU 的主要参数随飞行高度和飞行马赫数的变化^[1]。根据民用飞机 APU 常用使用飞行高度 (6 km 以下) 和飞行马赫数 (小于 1) 范围, 图 11 给出了标准大气环境下, 用于飞机环境控制的高度-速度特性 (参数设置同 4.1 节)。

在相同的飞行高度下, 随着马赫数的增加, 进口气流压力和密度增加, 负载压气机通过减小导向器角度保证引气物理流量不变、降低负载压气机增压比保证引气的压力不变。虽然进口总温增加, 由于负载压气机的增压比下降, 负载压气机出口的温度也下降, 因此 APU 输出气体的当量空气

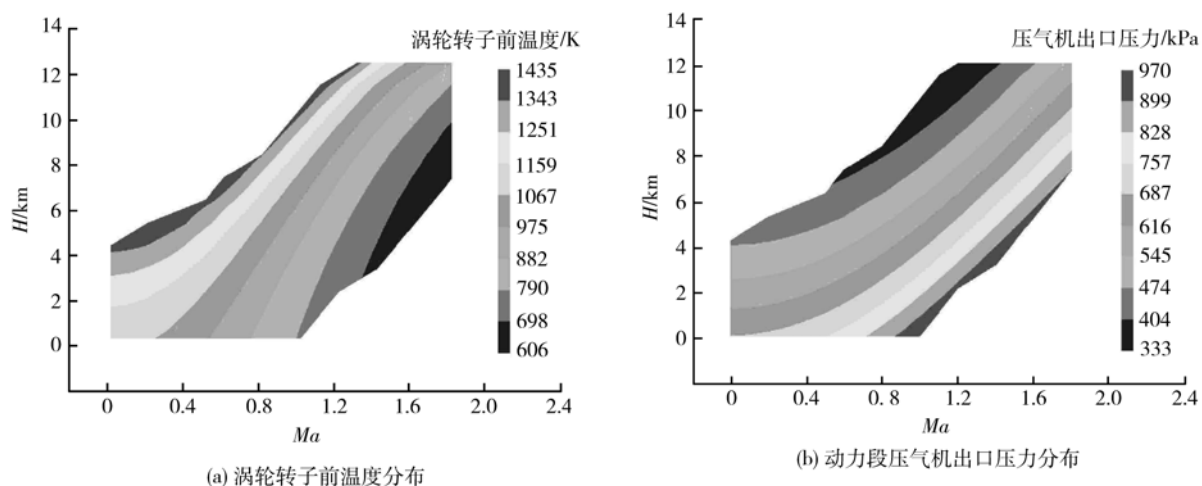


图 8 用于飞机环境控制时的工作包线及限制参数分布

Fig. 8 Operating envelope and limitative parameters distribution when used to control plane environment

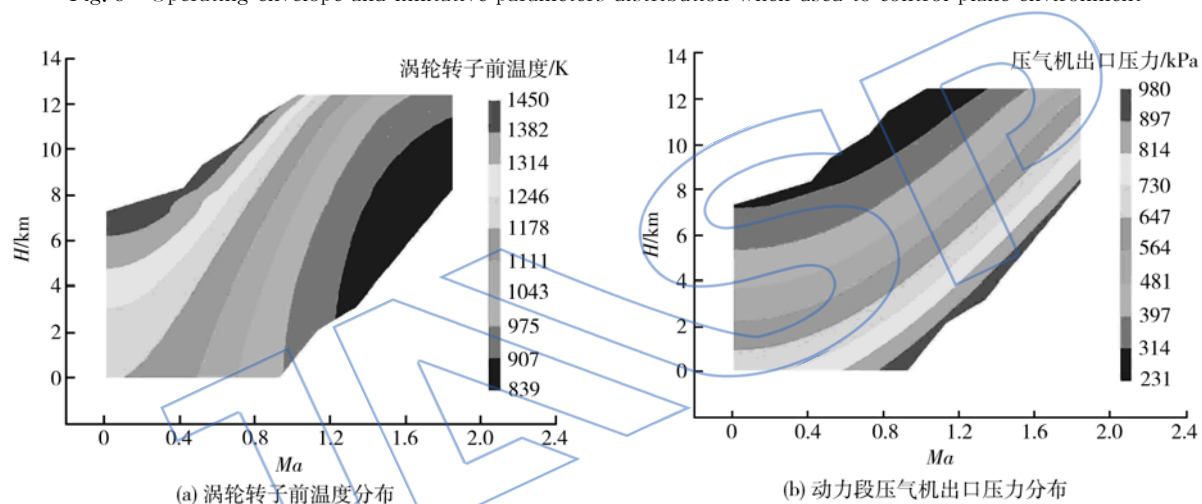


图 9 用于主发动机空中起动时的工作包线及限制参数分布

Fig. 9 Operating envelope and limitative parameters distribution when used to start main engine in the flight

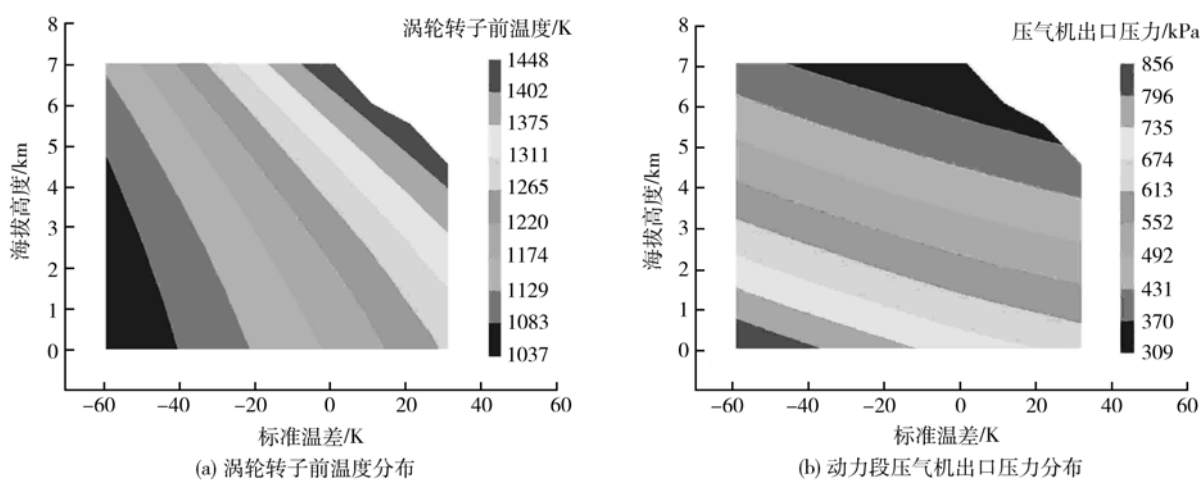


图 10 用于主发动机地面起动时工作包线及限制参数分布

Fig. 10 Operating envelope and limitative parameters distribution when used to start main engine on the ground

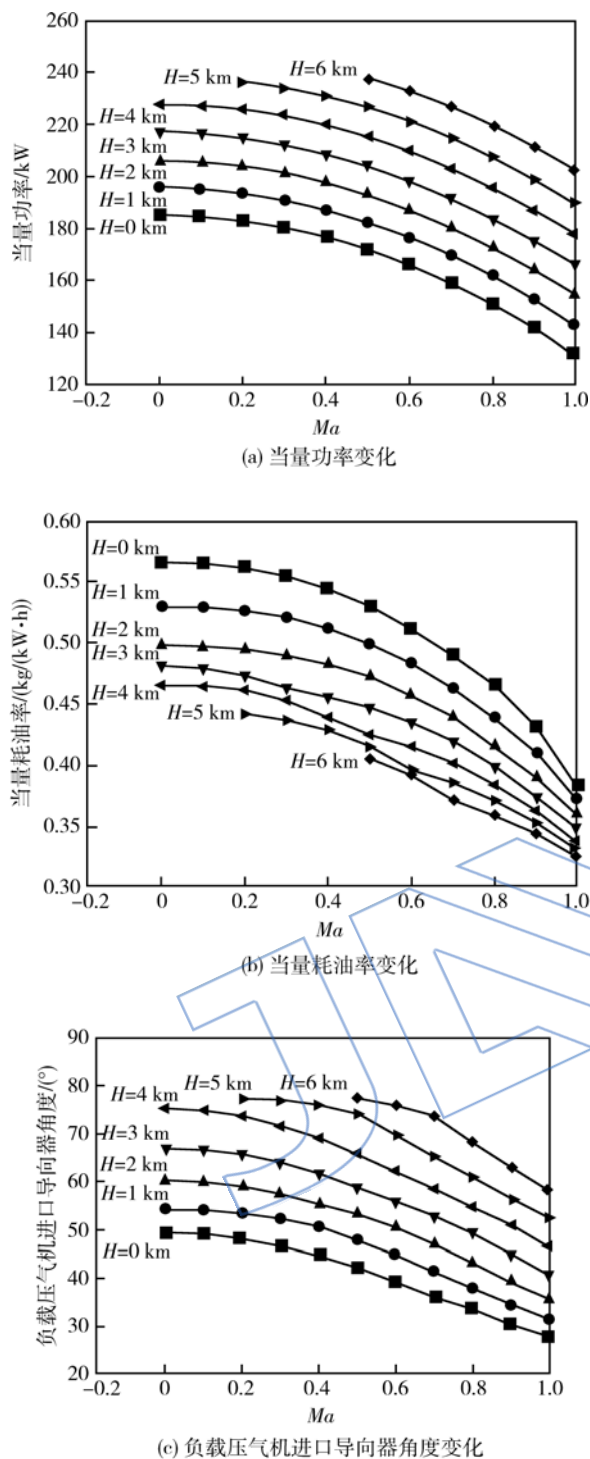


图 11 高度-速度特性

Fig. 11 Altitude-Mach characteristic

功率是下降的,在输出轴功率不变的前提下,APU 的当量功率是下降的.由于动力段进口总压和总温的提高,在固定的物理转速下,动力段的做功效率增加,APU 的当量耗油率下降.

在相同的飞行马赫数下,随着飞行高度的增加,进口气流压力和密度降低,负载压气机通过增大导向器角度保证引气物理流量和引气压力,因

此负载压气机增压比上升,负载压气机出口的温度也上升,APU 输出气体的当量功率上升.在固定的物理转速下,飞行高度增加导致的温度降低带来的效益大于压力的降低,APU 的当量耗油率是下降的.

需要指出的是,随着高度的增加,当量耗油率的下降幅度会逐步减小(见图 11(b)),图 8(a)显示涡轮前温度也会越高,直接影响 APU 的安全运行.文献[1]也提到如果飞行高度继续增加,大气压力下降会致使雷诺数下降很多,导致部件性能恶化,涡轮的流通能力下降,耗油率增加.因此,在飞行马赫数较低、飞行高度较高时应限制 APU 的工作时间.

4.3 温度特性

APU 的温度特性是指 APU 的主要参数随进口温度的变化^[1].图 12 给出了高度等于 0 km,马赫数等于 0 时,用于飞机环境控制的温度特性(参数设置同 4.1 节).

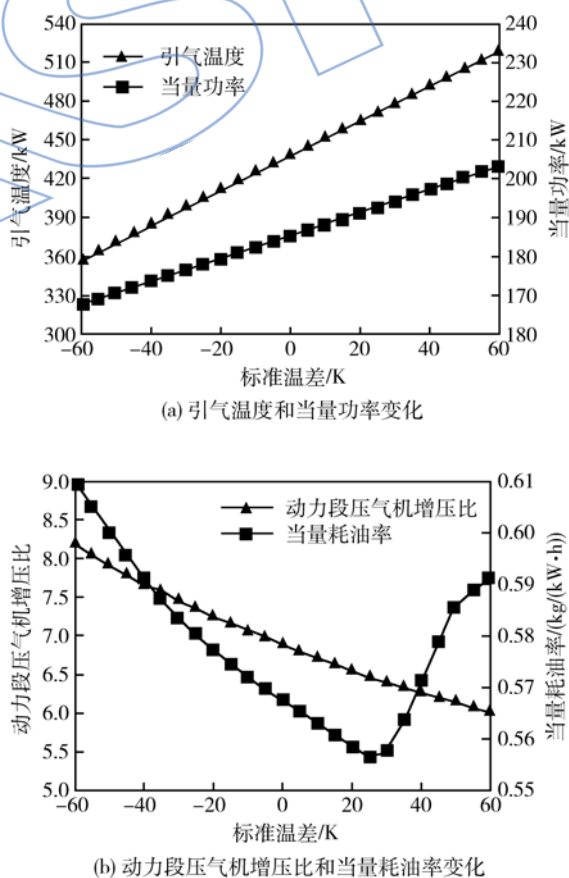


图 12 温度特性

Fig. 12 Temperature characteristic

随着环境温度的升高,由于负载压气机引气压力不变,负载压气机出口温度升高,空气当量功

率增加,APU 当量功率增加(见图 12(a)). 对于动力段压气机,物理转速保持不变,环境温度升高,导致换算转速下降,增压比下降,由于当量功率依然增加,APU 做功效率得以保持,当量耗油率继续下降. 当环境温度继续升高时,动力段压气机增压比下降明显,导致当量耗油率增加(见图 12(b)).

4.4 负载特性

APU 的负载特性是指 APU 的主要参数随输出负载的变化^[1]. 图 13 给出了高度等于 0 km, 马赫数等于 0 时,标准大气环境下,输出轴功率从 50 kW 增加到 120 kW,引气物理流量 W_{be} 从 0.4 kg/s 增加至 1.40 kg/s 的负载特性(其他设置同 4.1 节).

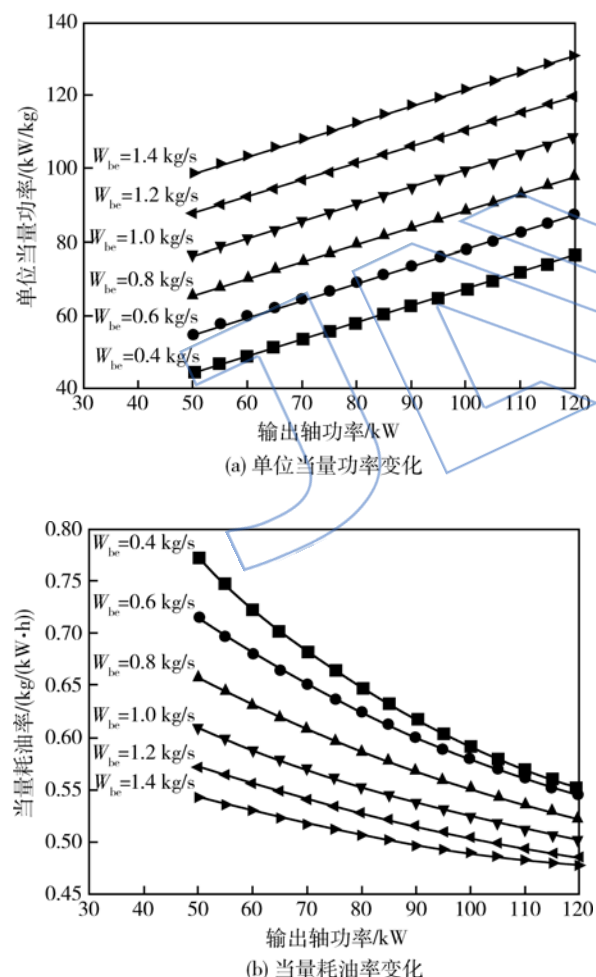


图 13 负载特性

Fig. 13 Load characteristic

随着负载的增加,动力段需要提供的动力增加,动力段压气机增压比随之增大,燃烧室出口温度随之升高,APU 做功效率提高,单位当量功率

随之升高(见图 13(a)),当量耗油率随之下降(见图 13(b)).

5 结 论

性能仿真作为一种重要的技术手段在 APU 型号的设计、研制、使用和维护方面起着重要的辅助作用. 本文在建立部件及整机数学模型、分析求解方法、编写仿真程序等方面对 APU 的性能仿真做出了探索.

1) 通过对某型大型民用飞机选用的 APU 型号进行仿真并对一些结果进行了校核,验证了采用的仿真程序的可靠性.

2) 仿真结果表明,飞机在低空以较高马赫数飞行时,APU 容易压力超限;飞机在高空以较低马赫数飞行时;APU 容易温度超限;当 APU 用于主发动机地面起动时,在海拔较高时性能较差.

3) APU 动力段部分同单轴的涡轮轴发动机相似,但由于负载压气机、引射器等部件的存在和工作状况的多样性,其速度-高度特性、温度特性及负载特性同涡轮轴发动机并不完全相同,需要开展针对性的研究.

本文根据供应商提供的模型参数和将服务的某大型民用飞机的需求开展了对应的性能仿真,获得了一系列结果,但由于供应商尚未公布可靠的非设计点实验数据,后续将有针对性地开展验证工作,进一步完善本文所发展程序的准确性.

参考文献:

- [1] 冯大庸. 航空发动机设计手册:第 14 册 辅助动力装置及起动机[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [2] 黄国平,梁德旺,何志强. 大型飞机辅助动力装置与微型涡轮发动机技术特点对比[J]. 航空动力学报,2008,23(2): 383-388.
HUANG Guoping, LIANG Dewang, HE Zhiqiang. Comparison of technical characteristics of APU and micro turbine engines for large aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 383-388. (in Chinese)
- [3] 李东杰. 大型民机辅助动力装置关键技术[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会论文集. 深圳:中国航空学会,2007.
- [4] Gorinevsky D, Dittmar K, Mylaraswamy D, et al. Model-based diagnostics for an aircraft auxiliary power unit[C]// Proceedings of the 2002 IEEE International Conference on Control Application. Glasgow, Scotland: IEEE, 2002, 1: 215-220.
- [5] Soo Y K, Sergey V Y. Performance analysis of an auxiliary power unit based on static/dynamic mathematic modeling [C]//Proceedings of the ASME Turbo. Expo. 2007 Con-

- ference, Montreal, Canada; ASME, 2007, 3:1013-1022.
- [6] Rodgers C. The performance of single-shaft gas turbine load compressor auxiliary power units [R]. AIAA-1983-1159, 1983.
- [7] 金中平. 辅助动力装置及其标准发展综述[J]. 航空标准化与质量, 1998(4):19-22.
JIN Zhongping. The review of auxiliary power units and its standard development[J]. Aeronautics Standardization and Quality, 1998(4):19-22. (in Chinese)
- [8] 王立文, 王浩. 飞行模拟机辅助动力装置仿真研究[J]. 计算机工程, 2010, 36(4):233-235.
WANG Liwen, WANG Hao. Auxiliary power unit simulation research on flight simulator[J]. Computer Engineering, 2010, 36(4):233-255. (in Chinese)
- [9] 周文祥, 黄金泉, 窦建平, 等. 面向对象的涡扇发动机及控制系统仿真平台[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1):109-125.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, DOU Jianping, et al. Object-oriented simulation platform for turbofan engine and its control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1):109-125. (in Chinese)
- [10] 徐鲁兵, 潘宏亮, 周鹏. 基于面向对象技术的航空发动机性能仿真框架设计[J]. 测控技术, 2007, 26(4):83-86.
XU Lubing, PAN Hongliang, ZHOU Peng. Design of aero-engine performance simulation framework based on object-oriented technique[J]. Measurement and Control Techniques, 2007, 26(4):83-86. (in Chinese)
- [11] 廉筱纯, 吴虎. 航空燃气涡轮发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2001.
- [12] 顾永根. 航空发动机设计手册: 第6册 涡桨及涡轴发动机总体[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.