

基于功率保持的辅助动力装置 引气性能计算模型

刘 伟, 夏商周, 黄 兴, 田宏星, 吴吉昌
(中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 以带负载压气机辅助动力装置(APU)为对象,分析了其结构特点与工作原理,针对目前工程上常用的 APU 引气性能计算模型的不足,建立了基于 APU 与空气涡轮匹配的总体性能数学模型和负载压气机变几何部件特性插值模型。在此基础上,研究了 APU 功率调节规律,获得了轴功率负载、APU 涡轮前温度、排气温度与负载压气机进口导叶角度之间的匹配关系,进而实现了 APU 全包线内和全工况下的引气性能计算。利用 GTCP131-9A 试验数据对模型进行了验证,结果表明:引气流量计算误差小于 3%,引气压力计算误差小于 4%;功率保持下的 APU 涡轮前温度限制值仅与轴功率负载大小有关,与进气温度无关。研究结论对于带负载压气机 APU 总体性能计算和调节规律设计提供了参考。

关 键 词: 辅助动力装置; 负载压气机; 功率保持; 导叶调节规律; 整机匹配; 引气性能

中图分类号: V235.113 **文献标志码:** A

A computation model for auxiliary power unit air bleeding performance based on flat rating

LIU Wei, XIA Shangzhou, HUANG Xing, TIAN Hongxing, WU Jichang
(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: To overcome the disadvantages of the computation model for auxiliary power unit (APU) air bleeding performance in engineering, the structure characteristics and working principle of APU with load compressor were researched. A model based on the matching principle between APU and air start turbine and an interpolation model of variable geometry characteristics of load compressor were presented. On this basis, the regulation law based on APU flat rating was researched, and the relationship among the shaft power load, the APU turbine inlet temperature, the exhaust gas temperature and the inlet guide vane angle of load compressor was determined, consequently the APU bleeding performance was computed at various states in flight envelope. The model was validated with GTCP131-9A's test data. Results showed that, the deviation of air bleeding mass flow was within 3%, while the deviation of air bleeding pressure was within 4%; in addition, the turbine inlet temperature limit at different altitudes was only related to the shaft power load, but not to the inlet temperature. The model provides a good reference for performance simulation and regulating law design of APU with load compressor.

收稿日期:2019-04-26

作者简介:刘伟(1987—),男,工程师,硕士,研究领域为航空辅助动力装置的总体性能设计。E-mail:lw199771@163.com

引用格式:刘伟,夏商周,黄兴,等. 基于功率保持的辅助动力装置引气性能计算模型[J]. 航空动力学报,2019,34(12):2569-2576.
LIU Wei, XIA Shangzhou, HUANG Xing, et al. A computation model for auxiliary power unit air bleeding performance based on flat rating[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12): 2569-2576.

Key words: auxiliary power unit; load compressor; flat rating; inlet guide vane regulating rules; overall matching; air bleeding performance

辅助动力装置(auxiliary power unit, APU)本质上是一台小型燃气涡轮发动机,其并不直接为飞机飞行提供动力,而是为主发动机起动和飞机环控/液压/电力等系统提供辅助能源^[1-3]。APU诞生于20世纪50年代,最初的目的是为了满足大推力/功率发动机对起动功率的需求,以取代质量大的电起动机/液压起动机及其附件系统。后来随着航空技术的发展和飞机对能源需求的不断增加,APU功能日趋多元化,已从短时工作的单一起动装置,演变为可长时间工作的多种能源输出的动力装置,如提供主发动用能源、提供飞机地面短停和检查用能源、提供飞机飞行用应急能源^[4]。APU的应用不仅满足了主发动机快速起动的需求,还降低了飞机对地面支持设备的依赖,同时提高了飞行安全,成为现代军民飞机必不可少的机载设备之一。截至目前,APU在构型方面已经很少有新的发展,但是其复杂性却越来越高以匹配更加先进的飞机。

常用的APU是带整体引气的单轴燃气涡轮发动机,输出压缩空气和维持APU工作热力循环所需空气均由同一个压气机压缩后供给,压气机增压比由飞机对输出压缩空气的压力和温度限制决定,一般不超过4.5,该值远小于发动机热力循环所需最佳增压比和最经济增压比,因而其尺寸较大、耗油率较高。单轴燃气涡轮在驱动负载压气机的同时驱动泵和发电机的设计变得越来越流行,由于使用了专用的负载压气机来满足飞机引气需求,因此动力段热力循环参数可以根据APU自身需要合理选择,相同输出条件下燃油消耗率更低。据统计,在相同输出条件下,带负载压气机型APU燃油消耗量比从压气机后直接引气型APU低20%^[5]。目前,带负载压气机APU已经成为国内外相关学者和机构研究的热点领域之一。

文献[6]开展了带负载压气机APU的性能试验,获得了不同条件下APU引气特性曲线。文献[7]建立了带负载压气机的APU仿真模型,研究了环境温度变化对APU引气特性的影响。国内也开展了一些带负载压气机APU引气特性的研究。文献[8-9]建立了带负载压气机APU的引气特性计算模型,重点讨论了负载压气机喘振

控制方法。文献[10]根据已有负载压气机进口导叶角度对应的负载压气机特性曲线,建立了引气特性插值表,实现了引气流量的计算。

目前已公开研究中,基本均以APU独立单元作为研究对象,对于将APU置于整个辅助动力系统环境下,综合考虑APU与空气涡轮匹配特性的研究还比较匮乏。另外,带负载压气机APU的调节规律具有其特殊性,虽然相比涡扇、涡轴发动机简单,但由于其既要输出轴功率,又要输出压缩空气,且工作状态受到引气下游空气涡轮和飞机“功率保持”的约束,给APU部件匹配和调节规律设计带来较大难度。功率保持是指飞机在一定的环境温度和高度范围内需求功率保持不变,由于飞机提取轴功率不受APU控制,当APU在输出引气同时提取的轴功率过大,排气温度会超过限制值。为此,负载压气机进口设置了可调导叶(inlet guide vane, IGV),通过关联IGV角度和排气温度的关系,保证排气温度不超限,并维持轴功率优先输出。目前,国外在研在役带负载压气机APU大多采用了这种调节规律,如霍尼韦尔的GTCP131-9A和汉胜APS3200,而国内对这方面的应用研究较少,可借鉴的经验比较匮乏。

本文根据工程应用需要,对目前应用广泛的带负载压气机APU总体性能计算方法进行了深入研究后,发现其有一些明显的缺点,如只能单点计算,且需反复修正迭代,严重制约了该方法的工程运用。为此,本文提出了带负载压气机APU与空气涡轮匹配的总体性能计算方法,并建立了数学模型,对功率保持下的APU调节规律和引气性能进行了计算分析。结果表明,基于APU和空气涡轮匹配工作的部件级模型不但能够克服传统模型的缺点,而且还能够为APU工作机理分析、特性计算、控制规律设计和方案设计提供一种实用工具。

1 负载压气机APU建模方法

图1为带负载压气机APU的结构原理图,负载压气机(load compressor)与动力压气机(engine compressor)均为单级离心压气机,共用一个进气道,负载压气机进口设置了可调导叶。负载

压气机与动力段同轴,涡轮在驱动负载压气机、动力压气机的同时,还通过齿轮系驱动安装于齿轮箱上的发电机和液压泵。

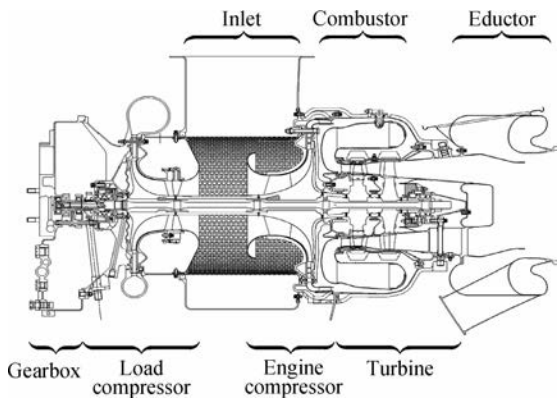


图 1 带负载压气机 APU 结构原理图
Fig.1 Schematic diagram of APU with load compressor

对于图 1 所示研究对象,可采用部件法建立数学模型^[11-12],相应的计算程序以气动热力过程的变比热比计算和部件特性插值为基础。当负载压气机输出引气时,无论是到环控系统(environment control system,ECS)的冷却空气涡轮或是到发动机起动系统(main engine starting,MES)的冲击空气涡轮,其涡轮导向器喉部均处于堵塞状态,导向器喉部的 $q(\lambda)=1$,通过空气涡轮导向器喉部的换算流量 $\dot{m}_{\text{oa,cor}}$ 保持不变,即

$$\dot{m}_{\text{oa,cor}} = \dot{m}_{\text{oa}} \frac{\sqrt{T_{\text{oa}}/288.15}}{p_{\text{oa}}/101325} = \text{const} \tag{1}$$

式中 $\dot{m}_{\text{oa}}$ 为空气涡轮导向器喉部处空气流量; T_{oa} 为空气涡轮导向器喉部处空气总温; p_{oa} 为空气涡轮导向器喉部处空气总压。

空气涡轮导向器喉部的空气流量为

$$\dot{m}_{\text{oa}} = 0.0404 A_{\text{oa}} \frac{p_{\text{oa}}}{\sqrt{T_{\text{oa}}}} \tag{2}$$

式中 A_{oa} 为空气涡轮导向器喉部面积。

联合式(1)和式(2)可得

$$\dot{m}_{\text{oa,cor}} = 241.2 A_{\text{oa}} \tag{3}$$

从式(3)可知,空气涡轮导向器喉部是 APU 的重要限流部位,在不考虑引气管路损失的情况下,其几何面积 A_{oa} 决定了 APU 的引气换算流量和共同工作线。因此,无论是从压气机后直接引气的 APU 或是从负载压气机引气的 APU,其性能建模均需要考虑这一因素,即 APU 与空气涡轮匹配,否则无法获得准确的 APU 引气特性。

综上所述,带负载压气机 APU 的共同工作条件见表 1 所示。表中 $\dot{m}_{\text{hp,cor}}$ 和 $\dot{m}_{\text{lp,cor}}$ 分别为

APU 涡轮、空气涡轮进口换算流量猜测值; $\dot{m}'_{\text{hp,cor}}$ 和 $\dot{m}'_{\text{lp,cor}}$ 分别为 APU 涡轮、空气涡轮进口换算流量计算值; P_{hpt} 为 APU 涡轮功率; P_{hpc} 和 P_{lpc} 分别为动力压气机和负载压气机耗功率; p_7 和 p_{71} 分别为 APU 尾喷管进口压力、空气涡轮喷管进口压力; p_{7r} 和 p_{71r} 为假设进口流量通过时计算的 APU 尾喷管进口压力、空气涡轮喷管进口压力; P_{pext} 为附件轴功率提取; $e_1 \sim e_5$ 为残差方程组。

表 1 带负载压气机 APU 的残差方程与变量
Table 1 Residual equations and variables of APU with load compressor

变量	方程	控制参数
	$e_1 = (\dot{m}_{\text{hp,cor}} - \dot{m}'_{\text{hp,cor}}) / \dot{m}_{\text{hp,cor}}$	
$\pi_{\text{lc}}, \pi_{\text{hc}},$	$e_2 = (\dot{m}_{\text{lp,cor}} - \dot{m}'_{\text{lp,cor}}) / \dot{m}_{\text{lp,cor}}$	
$T_{\text{it}}, \pi_{\text{t, hp}},$	$e_3 = (P_{\text{hpt}} - P_{\text{hpc}} - P_{\text{lpc}} - h_{\text{pext}}) / P_{\text{hpt}}$	$n_{\text{h}}, n_{\text{l}}$
$\pi_{\text{t, lp}}$	$e_4 = (p_7 - p_{7r}) / p_7$	
	$e_5 = (p_{71} - p_{71r}) / p_{71}$	

从表 1 可知,带负载压气机 APU 的性能计算模型共存在 5 个共同工作方程 $e_1 \sim e_5$,分别是: APU 涡轮进口流量平衡方程、空气涡轮进口流量平衡方程、APU 转子功率平衡方程、APU 尾喷管流量平衡方程、空气涡轮尾喷管流量平衡方程。在进行 APU 性能计算时,给定 APU 物理转速(n_{h})和空气涡轮物理转速(n_{l})的控制规律下,还需要猜测五个变量,即负载压气机压比 π_{lc} 、动力压气机压比 π_{hc} 、涡轮前温度 T_{it} 、APU 涡轮落压比 $\pi_{\text{t, hp}}$ 、空气涡轮落压比 $\pi_{\text{t, lp}}$ 。共同工作条件组成五元非线性方程组,采用 Newton-Raphason 方法进行迭代求解残差方程,进而获得 APU 非设计点的性能参数和负载压气机工作点。需要说明的是,给定 n_{l} 的控制算法具有实际意义,这是因为空气涡轮峰值功率点通常对应某一固定的物理转速,该点一般作为空气涡轮设计点。

2 变几何部件特性插值模型

现代航空发动机多级轴流压气机第一级或前面几级采用了可调 IGV 技术,通过调节 IGV 角度,减小进入转子叶片的气流攻角,改善多级压气机各级之间的气动匹配,从而避免压气机在非设计工况下发生失速或喘振^[13-14]。APU 结构力求简单可靠,大多采用离心压气机,离心压气机不存在多级轴流压气机的级间匹配困难,因此具有更

高的喘振裕度和旋转失速裕度,通常是不需要使用可调 IGV 来避免喘振问题的。但考虑到带负载压气机 APU 的特殊性,进口设置 IGV 是有必要的,这其中除了维持轴功率优先输出外,还有以下三点原因:一是 APU 经常会在不同状态之间骤然切换,例如从工作状态(ECS 或 MES 状态)直接切换到空载状态(不输出引气),导致负载压气机工作点跨度较大,可能发生喘振;二是 APU 起动过程中,IGV 角度关小,尽量减少起动加速过程中负载压气机功率消耗,缩短起动时间;三是 IGV 调节还可以避免因导叶前后压差过大而发生叶片断裂问题。

无论轴流压气机还是离心压气机,特性图对于固定的进口气流角是唯一的,此时压气机的压比 π_c 和效率 η_c 可表示为相对换算转速 n_{cor} 和换算流量 $\dot{m}_{a,cor}$ 的函数,如下式所示:

$$\begin{cases} \pi_c = f_1(\dot{m}_{a,cor}, n_{cor}) \\ \eta_c = f_2(\dot{m}_{a,cor}, n_{cor}) \end{cases} \quad (4)$$

对于式(4),采用二元插值方法,即根据 n_{cor} 和 π_c 从特性图上插值换算得到压气机的流量和效率。由于 IGV 角度调节计划是随 n_{cor} 变化的,这样形成了一个复合的压气机特性图,每条转速线对应唯一的 IGV 角度。如果换一种方式,IGV 的调节计划是可变的,比如在低空、高空和瞬态时具有不同的调节计划,则 IGV 角度就可以作为一个额外的特性图的独立变量加入其中。这实际上使用了多个压气机特性图,每个特性图对应一个设定的 IGV 角度,而流量、压比和效率通过插值方法读取^[15-16]。为此,本文引入 IGV 角度(θ)作为另一个变量,采用三元插值方法替代传统二元插值方法进行求解,函数关系如下式所示:

$$\begin{cases} \pi_c = f_1(\dot{m}_{a,cor}, n_{cor}, \theta) \\ \eta_c = f_2(\dot{m}_{a,cor}, n_{cor}, \theta) \end{cases} \quad (5)$$

利用式(5),首先根据 APU 设计点要求,确定负载压气机 IGV 基准角度,并获得该角度下对应部件特性图。然后根据 APU 设计点负载压气机换算流量、压比和效率得到对应的耦合系数,利用耦合系数对负载压气机各角度特性图进行比例变换得到实际特性图。非设计点计算时,根据给定的负载压气机 IGV 角度、转速和压比进行三元插值即可得到负载压气机的流量、压比和效率。

考虑到 APU 工作包线宽广,在轴功率优先输出时 IGV 是无级可调的,部件试验无法录取全部 IGV 可调范围内的部件特性图,采用式(5)进

行特性插值计算时,会存在一定偏差。为此,本文在已有 IGV 角度的特性图基础上,对流量、压比和效率进行修正^[16-17]

$$\begin{cases} f_{\dot{m}} = 1 + C_1 \theta / 100 \\ f_{\eta} = 1 - C_2 \theta^2 / 100 \\ f_{\pi} = 1 + C_3 \theta / 100 \end{cases} \quad (6)$$

式中 $f_{\dot{m}}$ 、 f_{η} 、 f_{π} 分别为流量、效率、压比的修正系数; C_1 、 C_2 、 C_3 分别为流量、效率、压比与 IGV 角度的折合系数。

为获得合理的折合系数,本文分别取 $\theta=97^\circ$ 、 87° 下的负载压气机压比-换算流量和效率-换算流量的特性数据,通过试验数据对比,得到 $C_1=1.01$ 、 $C_2=0.02$ 、 $C_3=1.02$ 。

则给定 IGV 角度下的部件特性为

$$\begin{cases} \dot{m}_{\theta} = f_{\dot{m}} \dot{m}_{\theta,des} \\ \eta_{\theta} = f_{\eta} \eta_{\theta,des} \\ \pi_{\theta} = 1 + f_{\pi} (\pi_{\theta,des} - 1) \end{cases} \quad (7)$$

式中 $\dot{m}_{\theta,des}$ 、 $\eta_{\theta,des}$ 、 $\pi_{\theta,des}$ 表示 $\theta=87^\circ$ 下的流量、效率和压比; $\dot{m}_{\theta}$ 、 η_{θ} 、 π_{θ} 表示待求角度下的流量、效率和压比。

由于单级离心压气机不存在轴流压气机多级匹配的问题,且由于负载压气机 IGV 角度可调区间较窄,因此,采用经验系数修正的精度是可以接受的。图 2 为 IGV 为 97° 的特性图,对应 ECS 状态确定的基准特性,图中 $n_{h,cor}$ 为 APU 换算转速;图 3 为 IGV 为 87° 的特性图,对应 MES 状态确定的基准特性;IGV 为 92° 的特性图则是根据式(5)~式(7)计算得到的,从特性图的变化情况可以看出,本文所建立的变几何部件特性插值方法基本合理可行。

从图 2 可以看出,IGV 角度调节改变了特性

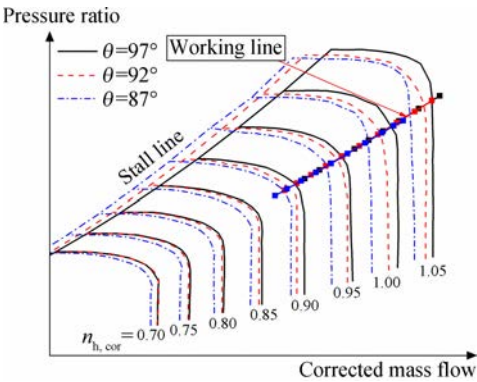


图 2 不同 IGV 角度下压比-换算流量特性

Fig. 2 Pressure ratio-corrected mass flow in different IGV angles

图的走势,IGV 角度关小使得特性图中换算转速线向左下方几乎平移,同时抬高了喘振边界线,这种趋势对高换算转速线的影响更加明显。同时由于空气涡轮导向器喉部堵塞,其流通能力固定,负载压气机工作线也唯一确定,因此虽然 IGV 角度变化改变了特性图走势,但负载压气机工作线仍是唯一的。

从图 3 可以看出,IGV 角度关小使得不同换算转速下的效率线向左侧平移,峰值效率基本保持不变,但从负载压气机上的工作点可以看出,随着 IGV 角度关小,相同换算转速下的效率有所提高。分析认为是由于 IGV 角度关小,离心压气机进口流量和压比均降低,进口气流马赫数降低,气体流动损失减小,另外根据负载压气机的设计特点,关小 IGV 角度会使比转速更加靠近最佳值,综合使其效率提高。

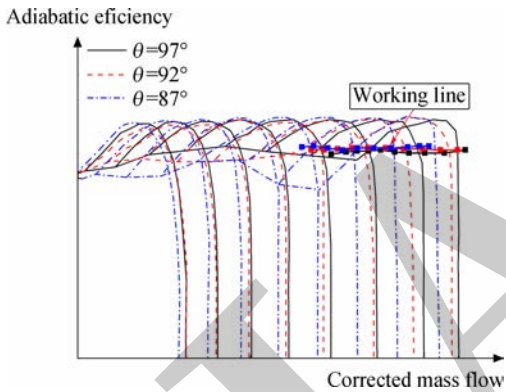


图 3 不同 IGV 角度下效率-换算流量特性
Fig. 3 Adiabatic efficiency-corrected mass flow
in different IGV angles

3 功率保持调节规律

当 APU 稳定工作时,控制系统会根据飞机环控指令、主发动机起动指令以及 APU 排气温度对 IGV 角度进行闭环控制。排气温度作为负载压气机 IGV 控制参数是为了保证 APU 结构强度和寿命的同时,维持轴功率优先输出,即功率保持,调节原理见图 4。

功率保持实际上是通过关联 IGV 角度和排气温度的关系,实现对 APU 工作状态的控制,体现了 APU 对应状态下的极限性能。为了探索功率保持的调节规律,本文提出了研究思路如下。

首先,在确定的 IGV 角度下,根据 APU 性能模型计算获得不同环境条件下,APU 排气温度限制值(exhaust gas temperature limit,EGTL)与涡

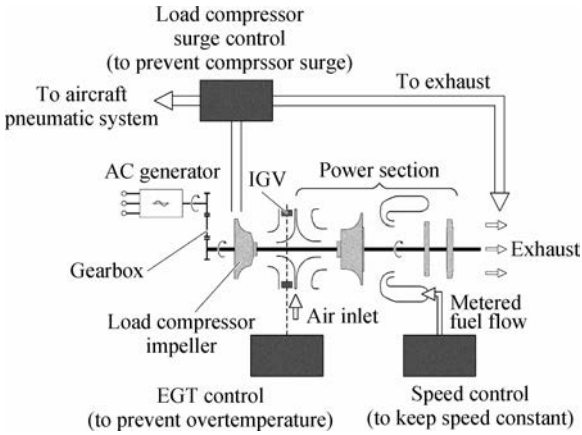


图 4 APU 功率保持调节规律原理图
Fig. 4 Schematic diagram of APU flat rating
regulating rules

轮前温度限制值的关系,这是因为涡轮前温度(turbine inlet temperature,TIT)是发动机结构强度和寿命的重要表征参数,而带负载压气机 APU 的一个重要特性是 EGT(exhaust gas temperature)随着环境条件和状态的变化而变化,TIT 却基本维持不变,基于此,可以获得 APU 极限性能下的 TITL(turbine inlet temperature limit)。

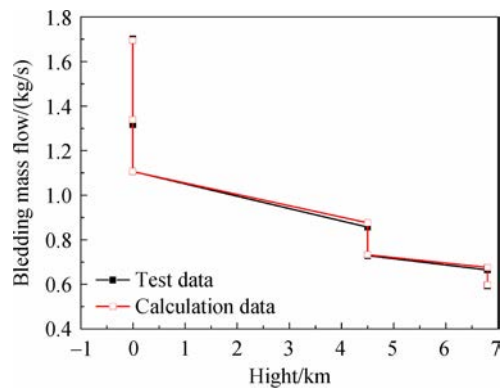
然后,由于控制系统是通过检测 EGT 调节 IGV 角度,而 TIT 难以测量。因此,当 APU 达到 TITL 对应的 EGTL 时,如果继续增加轴功率就会关小 IGV 角度。通过模型计算获得不同条件下最大轴功率与 IGV 角度的对应关系,可为 IGV 调节规律的设计提供依据。

最后,根据获得的 TITL 下的轴功率和 IGV 角度对应关系,重新匹配计算 APU 不同条件下的引气特性,即可获得了满足功率保持下的 APU 实际引气特性,为 APU 选型和性能评估提供参考。

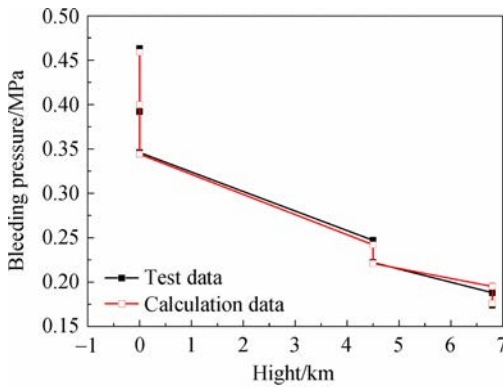
4 算例与分析

4.1 模型校验

利用 GTCP131-9A 多状态点的试验数据对模型进行校验,试验中,APU 负载压气机引气出口设置了引气调节阀,以模拟空气涡轮导向器喉部特性,保证不同高度温度下的引气换算流量基本一致。图 5 所示为 APU 引气流量和引气压力计算值与试验值的对比。从图可以看出,计算值与试验值的吻合度较高,引气流量最大计算误差为 2.2%,引气压力最大计算误差为 3.7%,模型的计算精度可以满足工程应用要求。



(a) 引气流量



(b) 引气压力

图 5 引气参数计算值与试验值对比
Fig. 5 Comparison of bleeding parameters between calculation and test data

4.2 EGTL 与 TITL 的对应关系

图 6 所示为 GTCP131-9A 根据使用高度 (H) 设置的 EGTL, 可以看出, 不同使用工况下 APU 设置了不同的 EGTL, 即对应不同的 TITL。这是考虑到 APU 在高原、高空使用时, 存在性能衰减, 为满足飞机功率需求, 特别是飞行中的应急功率需求, 随着高度增加 EGTL 增大。

从图 6 可以看出, 曲线①~曲线⑦基本以平

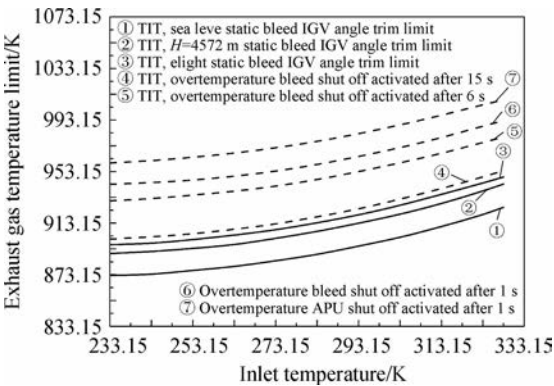


图 6 GTCP131-9A 的稳态过程 EGTL
Fig. 6 EGTL on steady state of GTCP131-9A

行趋势变化, 说明各条曲线的调节规律是类似的。为了说明, 选取其中任一曲线进行研究, 以获得 EGTL 与 TITL 的对应关系, 结果见图 7。

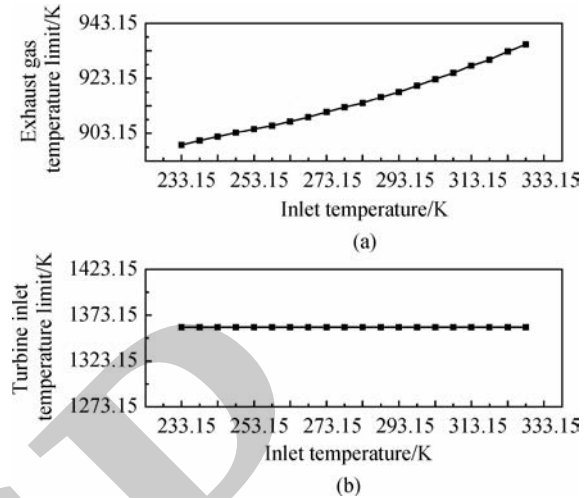


图 7 不同进气温度下 TITL 随 EGTL 的变化趋势
Fig. 7 Trend of TITL with EGTL at different inlet temperature

从图 7 可以看出, 不同高度下 TITL 仅与轴功率加载大小有关, 而与进气温度无关。说明 APU 实际上是根据 EGT 换算出 TIT, 然后控制 TIT 在一个合理的范围内。因此可以确定, 图 6 中各条曲线对应的 TITL 是不同的定值。

APU 产生这种特性现象的原因是由于 APU 采用恒物理转速控制, 在相同的高度下, 随着进气温度的增加, 换算转速降低, 负载压气机和动力压气机的负荷均减小, 涡轮输出功率减小, 为了满足功率平衡关系, 当提取所需的轴功率时, 必然增加供油量, 以提高涡轮做功能力, 从而导致 TIT 升高, 总可以找到某一高度下的进气温度对应于 TITL, 当进气温度继续增加时, 为满足功率保持, 开始关小 IGv 角度, 否则 TIT 会超过 TITL。

由于 APU 与空气涡轮的存在匹配关系, 随着环境条件和工作状态的变化, APU 引气流量、引气压力、引气温度的变化仍需满足式(1)~式(3)的约束, 因此实际过程不存在引气流量或引气压力保持不变, 而同时满足功率保持的情况。

4.3 基于功率保持的 APU 引气特性

在获得了轴功率优先输出的调节规律后, 利用本文开发 APU 性能计算模型和变几何部件特性插值模型, 开展 GTCP131-9A 辅助动力装置的总体性能评估。假设 APU 在 8km 及以下高度为飞机提供 100 kW 轴功率, 对应 TITL 为 1385.15

K;8km 以上高度为飞机提供 90kW 轴功率,对应 TITL 为 1395.5 K。计算时保持 APU 物理转速和空气涡轮转速都为 100%设计转速,负载压气机 IGV 基准角度为 97°,计算结果见图 8~图 11。

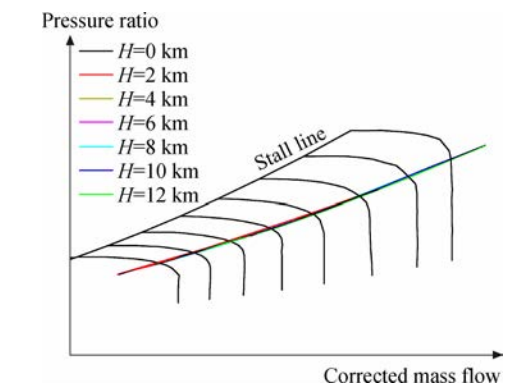


图 8 不同高度下负载压气机特性图上共同工作线的变化

Fig. 8 Variation of working line in load compressor at different heights

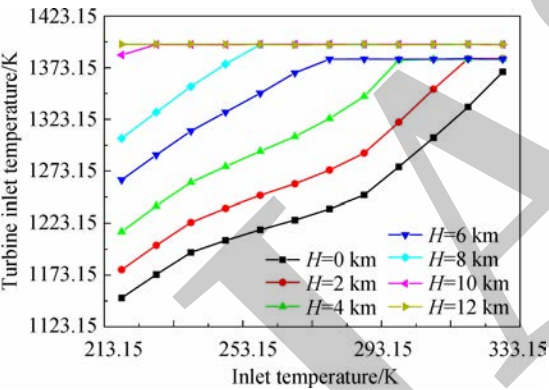


图 9 不同高度和进气温度下 TIT 的变化

Fig. 9 Variation of TIT at different heights and inlet temperatures

从图 8 可以看出,不同高度下的负载压气机工作线基本重合,这是因为不同条件下空气涡轮导向器喉部始终处于堵塞状态,这与文中第 3 节结论一致,说明模型计算满足了负载压气机与空气涡轮的匹配关系。

从图 9 可以看出,APU 在海平面及使用温度范围内,可以同时满足飞机对引气和轴功率的需求,由于 TIT 未达到 TITL,IGV 角度是全开的。随着高度和进气温度的增加,TIT 逐渐达到 TITL,根据 APU 功率保持的调节规律,为保证不超过 TITL,开始逐渐关小 IGV 角度。

从图 10 可以看出,当 APU 工作在 2 km、318.15 K 时,开始达到 TITL,此时 IGV 角度应关

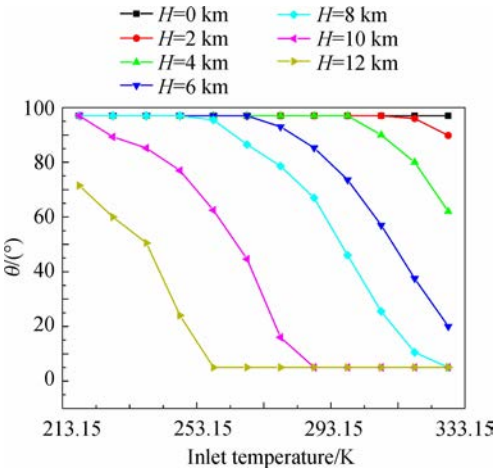


图 10 不同高度和进气温度下 IGV 角度的调节规律

Fig. 10 Variation of IGV angle at different heights and inlet temperatures

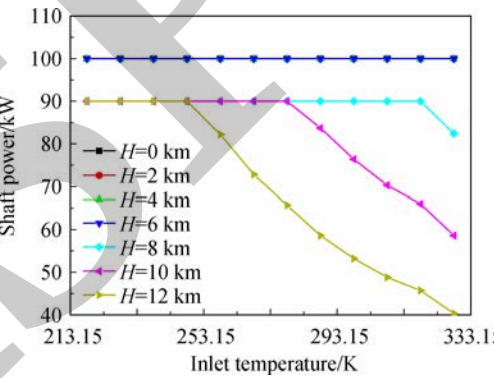


图 11 不同高度和进气温度下轴功率加载变化

Fig. 11 Variation of shaft power at different heights and inlet temperatures

小 1°,实现了功率保持,但引气流量和引气压力有所降低,当 APU 工作在 328.15 K 时,IGV 应关小 7.2°,随着 APU 工作高度的继续增加,IGV 角度关小幅度增加,当 APU 工作在 12 km 时,在使用温度范围内均需关小 IGV 角度。当进气温度大于 248.15 K 时,IGV 角度应关至最小为 5°,即便如此,飞机也应逐渐减小轴功率提取,否则可能会触发 APU 超温保护停车,见图 11。需要指出实际中 IGV 小角度一般出现在起动过程,且不会完全关闭,主要是出于两个方面的考虑:一是根据导叶机构设置,IGV 角度不能完全关闭,需要有部分流量通过负载压气机,否则可能造成导叶前后的压差过大,出现因气动载荷过大而叶片断裂;二是负载压气机流过部分气流,可以对转子和轴承等进行散热。

需要说明的是,本文计算中设置的高度范围和环境温度范围^[18]已经超出了 GTCP131-9A 实

际的轴功率保持能力,导致其 IGV 角度调节范围较大,而实际在引气过程中 IGV 导叶角度调节范围较窄($-15^\circ \leq \theta \leq 15^\circ$),因此,本文开发的变几何部件特性插值方法可以满足工程应用的需求。

5 结 论

建立了几何可调的带负载压气机 APU 与空气涡轮匹配工作的总体性能数学模型,研究了功率保持调节规律,获得了功率保持下的 APU 涡轮前温度限制值与轴功率、环境温度的关系。通过本文研究,得出以下结论:

1) 通过与 GTCP131-9A 多状态点试验数据对比,本文所建模型引气流量计算误差小于 3%,引气压力计算误差小于 4%,满足工程应用需要,能够为 APU 总体性能计算、评估及调节规律研究等提供有效的分析工具;

2) 空气涡轮导向器喉部处于临界或超临界状态,这是 APU 和空气涡轮共同工作的重要条件,导向器喉部面积决定了 APU 的引气换算流量和共同工作线;

3) 带负载压气机 APU 具有功率保持的调节规律,通过关联 IGV 角度和排气温度的关系,可以实现对 APU 工作状态的控制,进而实现功率保持,基于功率保持下的 APU 涡轮前温度限制值仅与轴功率大小有关,与进气温度无关。

参考文献:

- [1] JAYNE C, DAVID B. Next generation aircraft auxiliary power systems[R]. SAE Paper 1999-01-1378, 1999.
- [2] CRISTIAN A. A novel start system for an aircraft auxiliary power unit[R]. AIAA-2000-2801, 2000.
- [3] DIMITRY G, KEVIN D. Model-based diagnostics for an aircraft auxiliary power unit[R]. Glasgow, Scotland: IEEE International Conference on Control Applications, 2002.
- [4] DAGGETTD L, STEPHAN E, GUSTAV K. Fuel cell apu for commercial aircraft[R]. AIAA-2003-2660, 2003.
- [5] RODGERS C, JOHNSON D C. APU fuel efficiency and affordability for commercial aircraft[R]. AIAA 87-1907, 1987.
- [6] RODGERS C. The performance of single-shaft gas turbine load compressor auxiliary power units[R]. AIAA 83-1159, 1983.
- [7] KIM S Y, YEPIFANOV S V. Performance analysis of an auxiliary power units based on static/dynamic mathematic modeling[R]. ASME Paper 2007-GT-28037, 2007.
- [8] 苏三买, 孙牧桥, 田宏星, 等. 飞机辅助动力装置引气特性计算方法[J]. 推进技术, 2013, 34(4): 439-444.
SU Sanmai, SUN Muqiao, TIAN Hongxing, et al. Air bleeding characteristics calculation method for aircraft auxiliary power unit[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(4): 439-444. (in Chinese)
- [9] 苏三买, 常博博, 刘铁庚, 等. 辅助动力装置喘振控制方法[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2095-2100.
SU Sanmai, CHANG Bobo, LIU Tiegeng, et al. Research on control method of surge in auxiliary power unit[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2095-2100. (in Chinese)
- [10] 赵祥成, 黄向华. 辅助动力装置导叶调节规律及对性能影响研究[J]. 推进技术, 2015, 36(4): 540-546.
ZHAO Xiangcheng, HUANG Xianghua. Research on inlet guide vane regulating rules and its influence on performance of auxiliary power unit[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(4): 540-546. (in Chinese)
- [11] 赵强, 陈玉春, 王永文, 等. 基于部件法的涡轴发动机性能计算模型研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(3): 312-317.
ZHAO Qiang, CHEN Yuchun, WANG Yongwen, et al. Study of mathematical model on steady characteristics of turbo-shaft engine based on component modeling[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(3): 312-317. (in Chinese)
- [12] 陈玉春, 徐思远, 杨云凯, 等. 改善航空发动机特性计算收敛性的方法[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2242-2248.
CHEN Yuchun, XU Siyuan, YANG Yunkai, et al. Research on the method to solve convergence problem in aero turbo-engine performance computation[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2242-2248. (in Chinese)
- [13] GARBERGLIO J E, SONG J O, BOUDREAUX W L. Optimization of compressor vane and bleed settings[R]. ASME Paper 82-GT-81, 1982.
- [14] SUN J, ELDER R L. Numerical optimization of a stator vane setting in multistage axial-flow compressors[J]. Journal of Power and Energy, 1998, 212(4): 212-247.
- [15] WALSH P P, FLETCHER P. Gas turbine performance[M]. 2nd ed. Oxford, UK: Blackwell Science Limited, 2004: 383-443.
- [16] KURZKE J. GasTurb 10 user's manual: a program for gas turbine performance calculations[M]. Friedrichafen, German: MTU Company, 2005.
- [17] MUIR D E, SARAVANAMUTTOO H I H, MARSHALL D J. Health monitoring of variable geometry gas turbines for the Canadian Navy[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1989, 111(1): 244-250.
- [18] 中华人民共和国第三机械工业部. 气候极值大气温度极值: HB5652. 1-81[S]. 北京: 中华人民共和国第三机械工业部, 1981: 1-3.