

组合动力装置双模态建模方法研究

严春晨¹, 翟世杰², 陈典²

(1. 中国航发控制系统研究所, 江苏 无锡 214063; 2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要:为建立适用于组合动力装置的双模态数学模型,研究了燃烧室及涡轮适用于富油工况的建模方法。以化学平衡计算的方法对燃烧室出口燃气模型进行预测,根据燃气组分迭代求解燃烧室出口参数;从相似理论出发,研究涡轮特性在富油工况下的外推方法。研究结果表明:该燃烧室建模方法的计算结果与传统的拟合公式计算结果在贫油工况下吻合度高,且适用于富油工况;直接将涡轮特性应用于富油工况会引入 10%左右的误差,需要根据燃气热力参数进行修正;若应急动力模式采用富油燃烧,经济性降低,但可以在一定程度上提高组合动力装置的功重比以及战斗机的续航能力。

关键词:组合动力装置;建模;化学平衡;涡轮特性

中图分类号:V231 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2022)04-0136-04

Research on Dual-mode Modeling Method of Integrated Power Unit

YAN Chunchen¹, ZHAI Shijie², CHEN Dian²

(1. AECC Aero-engine Control System Institute, Wuxi 214063, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to establish a dual-mode mathematical model suitable for integrated power unit, the modeling method of combustor and turbine for fuel-rich working conditions was studied. The gas model of the combustor outlet was predicted by the method of chemical equilibrium calculation, and the combustor outlet parameters were iteratively solved according to the gas composition. To start with the similar theory, the extrapolation method of the turbine characteristics under fuel-rich conditions were studied. The research results show that the calculation result of the combustor modeling method is highly coincided with the traditional results under fuel-lean conditions, and the method is suitable for the calculation under the fuel-rich conditions. If the turbine characteristics are applied directly to the calculation under the fuel-rich conditions, about 10% errors will occur, requiring amendment in light of gas thermodynamics parameters. If the fuel-rich combustion is applied to the emergency power mode, the economy will be reduced, but the power-to-weight ratio of the integrated power unit and the endurance capability of the fighter can be improved to a certain extent.

Keywords: integrated power unit; modeling; chemical equilibrium; characteristics of turbine

0 引言

随着多电飞机技术的发展,机载航空系统的电力需求大幅提升,同时也衍生了热管理问题。2008年,美国空军启动了 INVENT 计划,试图以“能量优化飞机”为目标,通过简化系统结构、提高能量利用率等手段来应对热管理问题^[1]。已知较为成熟的产品为热与能量综合管理系统 (PTMS),该系统已运用于 F-35 战斗机,其功率核心部分主要为内装式集成起动/发电系统 (IIS/G) 以及组合动力装置 (IPU)^[2-3]。近年来,PTMS 的相关技术已成为国内外的研究热点,组合动力装置技术作为其中的关键技术之一^[4],应用于 PTMS 中的全电型组合动力装置。这实际上是辅助动力装置 (APU) 与应急动力装置 (EPU) 在功能和结构上的优化与集成,形成了 IPU 的两种工作模式^[5]。在结构上,两种模式共用了燃烧室与涡轮,通过压气机进

口可变导叶及出口挡板阀以及压缩气源来完成两种模式间的切换^[6]。大多数应急动力的压缩气源由飞行器自身携带,可以采用富油燃烧的方式减少压缩气源的消耗,而辅助动力则通过压气机将引气压缩后并采取贫油燃烧以保证较低的耗油率。因 IPU 不同模式产生的燃气性质区别较大,一般的燃机性能建模及计算方法都会产生偏差。国外对于这类问题有较多研究,TRAN D H 等^[7]研究了不同燃料在相同燃烧温度下燃烧对航空发动机性能产生的影响,结果表明其推力差距可达 20%;GALLAR L 等^[8]则对燃气热力学模型对燃气轮机性能预测的准确性进行了研究,非理想气体模型与理想气体模型对发动机推力与耗油率的预测偏差较小。国内对 PTMS 的建模研究多建立在变比热或定比热的燃气模型基础上^[9-10],而燃气性质对 IPU 性能影响方面尚未完善。综上所述,变燃气性质的建模方法研究对组合动力装置技术的发展具有一定的理论价值与实际意义。

第一作者简介:严春晨(1987—),男,江苏无锡人,硕士,研究方向为控制理论与控制工程。

本文以元素势法作为燃烧室出口燃气的求解方法,建立了变燃气成分的燃烧室模型,并对涡轮特性在富油工况下的外推进行了研究,以完善双模态涡轮模型,并在双模态燃烧室及涡轮模型的基础上,分析了燃气性质对 IPU 性能的影响。

1 双模态建模思想

部件级数学建模是目前为航空发动机控制以及总体性能研究等领域所广泛采用的发动机建模方法,所建立的部件模型忽略其内部复杂的气动热力过程,以经验公式或图线拟合的方法,建立各部件在气动热力过程中各参数的关系,表征部件的特性,是一种零维模型。这种由工程经验总结的零维模型,在使用上具有一定的准确性。同时,以目前的计算机水平,只有经过大量简化后的零维模型,才能满足发动机建模所需的实时性。

组合动力装置双模态数学模型,由于 APU 模态与 EPU 模态有燃烧工况不同的可能性,涉及到工质性质的大幅度变化。对于这类新问题,凭借以往工程经验得到的部件模型往往不能完全适用,因此需要进行拓展或修正。

2 双模态燃烧室数学模型

2.1 燃气模型预测

由于航空发动机一般默认为贫油燃烧,对于既定燃料贫油燃烧产生的燃气模型随工况变化不大,其性质可按工程经验拟合。传统的燃烧室模型建立过程中无需对其出口燃气模型进行预测。对于燃气成分大幅变化的情况,可以根据组分计算其热力性质。燃料在航空发动机燃烧室中燃烧的视为等压绝热过程。由于燃烧室对气流的组织掺混,系统对外放热较少,燃烧效率较高,燃烧室出口燃气可以视为完全反应的产物。这一动态平衡过程可以采用化学平衡计算的方法对燃烧室出口燃气模型进行预测。

本文采用的化学平衡计算方法为元素势法,其判断平衡的依据是系统的吉布斯自由能变为 0。

$$\Delta \left(\sum_{j=1}^S N_j G_j \right) = 0 \quad (1)$$

式中: N_j 为系统中组分 j 的物质的量; S 为总组分数; G_j 为组分 j 的吉布斯自由能。

这种以热力学函数为判据的计算方法易与航空发动机模型结合,但是需要热力数据库支撑,文献给出了上千种物质的热力数据在各温度范围内的经验公式,包括比热容、焓、焓、吉布斯自由能等热力学参数,都可以根据系统的温度、压强进行计算,可以满足模型计算的需要。

对于既定的反应物、反应温度、反应压强,只需确定系统吉布斯自由能的极值点,即可得到燃烧室出口燃气模型。在计算过程中,受质量守恒的约束,包括燃气物质的量守恒,如式(2)所示,反应前后各元素原子数守恒,如式(3)所示。

$$\sum_{j=1}^S N_j - N_{\text{all}} = 0 \quad (2)$$

$$\sum_{j=1}^S n_{ij} N_j - A_i = 0 \quad (i = 1, 2, \dots, L) \quad (3)$$

式中: N_{all} 为燃气总物质的量; n_{ij} 为 j 组分分子中 i 元素的原子数; L 为系统中的元素总数; A_i 为系统中 i 元素的原子数。

结合式(1)、式(2)、式(3),利用拉格朗日乘法,即可将其转化为多元非线性方程组,通过牛顿法等方法进行求解,就可以得到燃气模型。

2.2 燃烧室出口参数计算

传统的燃烧室数学模型大多是通过燃烧室进口单位质量流量空气焓值 H_a 、油气比 f 、燃料低热值 Q_l 、燃烧效率 η 来确定燃气的焓值 H_g ,如式(4)所示,再根据经验公式判断燃气的温度。

$$H_g = \frac{H_a + f\eta Q_l}{1+f} \quad (4)$$

本文采用的元素势法在已知温度的前提下,才能得到燃气模型。由于理想绝热情况下燃气模型与反应物焓值相当,可以迭代求解燃气温度及性质参数,具体过程如下:

- 1) 计算反应物焓;
- 2) 假设温度 T_4 ;
- 3) 计算燃气模型,加权得到燃气焓 H_g ;
- 4) 若燃气焓与反应物焓差值大于可接受误差,返回 2); 否则, T_4 即为燃烧室出口燃气温度;
- 5) 根据燃气温度及摩尔浓度分布,加权计算其他参数。

2.3 对比及分析

为了对上述燃烧室数学模型建模方法进行验证,本文将以两种燃烧室数学模型针对相同工况进行计算,对结果进行比较,计算工况如表 1 所示。

表 1 燃烧室模型计算工况

工况	T_3/K	P_3/atm	η
1	400	5	0.98
2	500	5	0.98

表 1 中: T_3 为燃烧室进口温度; P_3 为燃烧室进口压强。燃料为航空煤油 RP-3,低热值为 42900 J/g。由于一般的燃气参数计算仅适用于贫油工况,油气比选取 0.015~0.06。燃烧室出口温度计算结果如图 1 所示。

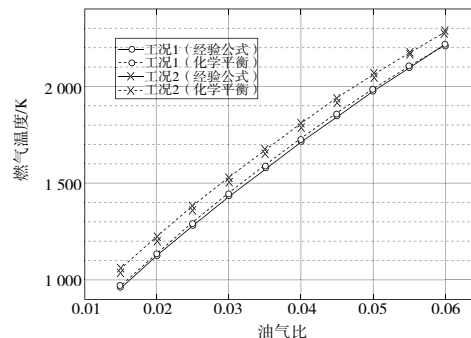


图 1 贫油燃烧燃气温度预测

在两种贫油工况下,以经验公式拟合建立的燃烧室模型(模型1)与化学平衡计算建立的燃烧室模型(模型2),其出口燃气温度计算结果从趋势到数值都极为吻合,最大相对误差不超过1.5%。根据温度和燃气模型得到的燃气绝热指数 γ 、气体常数 $R_g(\text{J}/(\text{mol}\cdot\text{K}))$ 等热力参数同样误差极小,如表2所示。

表2 贫油燃烧燃气热力性质

工况	f	γ		$R_g/(\text{J}/(\text{mol}\cdot\text{K}))$	
		模型1	模型2	模型1	模型2
1	0.02	1.313 8	1.312 7	287.26	287.03
	0.03	1.292 1	1.291 1	287.36	287.02
	0.04	1.276 8	1.275 8	287.45	287.02
	0.05	1.264 8	1.264 1	287.54	287.11
	0.06	1.254 5	1.255 2	287.64	287.57
	2	0.02	1.309 0	1.307 8	287.26
0.03		1.289 3	1.288 1	287.36	287.02
0.04		1.274 9	1.273 8	287.45	287.04
0.05		1.263 4	1.262 8	287.54	287.18
0.06		1.253 1	1.254 5	287.64	287.84

模型1仅适用于贫油工况,超出适用范围时,出口燃气参数的趋势几乎不变,而模型2不存在这方面的局限性。选取油气比0.08~0.17,模型2在工况1下的计算结果如图2所示。

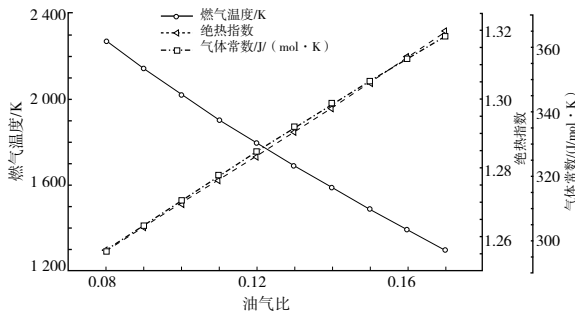


图2 富油燃烧出口燃气参数

富油工况下,燃烧室燃气温度、绝热指数、气体常数随油气比的变化趋势与贫油工况截然不同。这主要是因为富油工况下燃气中含有大量的未燃碳氢,燃气的构成相较贫油工况稳定性差,燃气的平均分子量随油气比变化显著,导致气体常数在不同油气比的富油工况下的差距可达20%以上。燃气性质的较大差异会直接影响发动机模型的后续计算,导致仿真结果准确性差。

综合上述原因,采取以IPU为例的涉及贫油、富油工况的多模态燃烧室模型作为建模手段,才能建立有效的模型。

3 双模态涡轮数学模型

3.1 涡轮特性外推

经典的涡轮特性建模是采用涡轮特性参数的形式对涡轮的工作状态进行描述,参数的定义如式(5)、式(6)所示。

$$\text{换算转速: } n_c = n / \sqrt{T^*} \quad (5)$$

$$\text{换算流量: } W_c = W \sqrt{T^*} / p^* \quad (6)$$

式中: n 为物理转速; W 为质量流量;下角标 c 表示换算参数;上角标 $*$ 表示滞止参数。

涡轮换算参数实际上是相似准则的一种表现形式,对于几何相似的物理现象,其相似准则保持一致,是现象相似的必要条件。值得一提的是,这种涡轮特性的描述方法是建立在定比热的基础上的,忽略了绝热指数与燃气气体常数。在贫油工况下,燃气性质变化不大,对涡轮性能计算影响很小,但在本文研究的双模态建模背景下存在局限性。另一方面,涡轮的特性一般由工程试验或CFD仿真得到,均是在贫油燃气模型的条件下测定。对于富油燃烧工况,不同的油气比对应了不同的燃气性质,涡轮特性也会发生改变,通过试验的方法获得涡轮特性工作量极大,在发动机模型计算时插值难度也较高。因此,本文从相似理论出发,通过对涡轮特性外推来建立适用于双模态的涡轮模型。

对涡轮工作状态起决定性作用的准则为马赫准则 Ma 以及雷诺准则 Re ,其中马赫准则可以分为涡轮进口切向马赫数 Ma_t 以及涡轮进口轴向马赫数 Ma_a ,由于涡轮工作点的雷诺数一般处于自模化区,雷诺准则影响较小。换算参数的推导如下:

$$Ma_t = \frac{v_t}{\sqrt{\gamma R_g T^*}} \Rightarrow \frac{n}{\sqrt{\gamma R_g T^*}} \quad (7)$$

$$Ma_a = q^{-1} \left(\frac{W \sqrt{T^*}}{K A p^*} \right) \Rightarrow \frac{W \sqrt{T^*}}{K p^*} \quad (8)$$

式中: v_t 为涡轮线速度; q 为气动函数; K 为流量系数,是关于 γ 与 R_g 的函数; A 为流动截面积。参考式(5)、式(6)、式(7)、式(8),可以定义涡轮特性的修正系数。

$$\text{转速修正系数: } \xi_n = \sqrt{\gamma_r R_{g,r}} / \sqrt{\gamma_l R_{g,l}} \quad (9)$$

$$\text{流量修正系数: } \xi_w = K_l / K_r \quad (10)$$

根据以上两种修正系数,可以对涡轮特性进行外推,从而建立适用于富油工况的涡轮模型。

3.2 应用及分析

以工况1、燃烧室出口燃气温度1400 K为例,燃气参数及修正系数计算结果如表3所示。

表3 燃气参数及修正系数

γ_l	γ_r	$R_{g,l}$	$R_{g,r}$	ξ_n	ξ_w
1.294 5	1.314 5	287.02	362.09	1.132	1.117

参考上述计算结果,可以对某涡轮落压比-流量特性曲线进行外推,结果如图3所示。

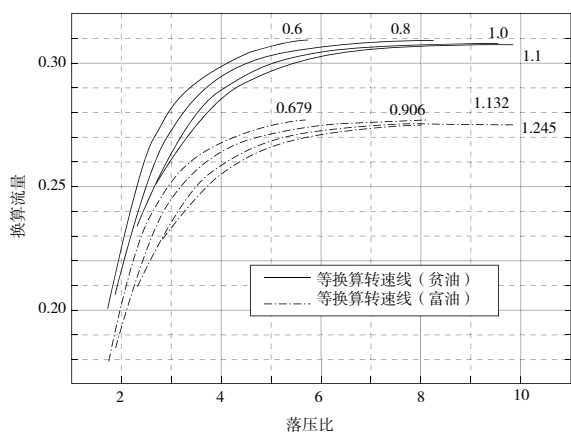


图3 落压比-流量特性曲线

由此可知,当涡轮中的工质为富油燃气时,其涡轮特性与贫油工况存在显著差异,根据工况的不同,两项修正系数均在1.1左右,即涡轮相似参数的偏差在10%左右。若对涉及贫油及富油工况的双模态发动机进行建模研究,涡轮特性的修正是十分必要的。

该计算工况下,当涡轮落压比、涡轮进口总温总压均处于同一条件时,富油工况下的燃气流量较贫油工况降低约10%。对于IPU而言,燃料与压缩空气总质量降低,能够提高IPU的功重比;若EPU模态采用富油燃烧,可以将一部分压缩空气的起飞质量转移给燃料,能够在一定程度上提高战斗机的续航能力,具有一定的研究价值。

4 结语

本文在组合动力装置双模态建模研究的背景下,给出了双模态燃烧室及涡轮的数学模型建立方法,参考模型计算结果,具体结论如下:

1)传统的燃气模型拟合计算公式难以满足富油燃气参数计算需求,需要采用化学平衡计算等方法对燃烧室出口燃气模型进行预测;

2)富油燃气中存在大量未燃碳氢,其热力性质与油

气息息相关,富油燃气在组分构成上无法采用统一的模型,其热力性质的拟合需要着重考虑油气比的影响;

3)将贫油工况下测定的涡轮特性数据用于富油工况计算,根据计算工况的不同会带来10%左右的误差,需要对涡轮特性进行修正;

4)根据修正前后的涡轮特性对应关系,若IPU的EPU模态采取富油燃烧的方案,其燃料与压缩空气的总消耗量应略低于贫油方案,加之这部分起飞质量能更多地以燃料形式携带,若EPU模态采取富油方案,则对IPU的功重比以及战斗机的续航能力都有一定的补益。

参考文献:

- [1] 孙友师,俞笑,黄铁山. 美国空军能量优化飞机研究进展综述[C]//2017年(第三届)中国航空科学技术大会论文集. 北京:2017:38-41.
- [2] CLOYD J S. Status of the United States air force's more electric aircraft initiative[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 1998, 13(4):17-22.
- [3] WIEGAND C, BULLICK B A, CATT J A, et al. F-35 air vehicle technology overview[M]//The F-35 Lightning II: From Concept to Cockpit. Reston, VA: AIAA, Inc., 2019:121-160.
- [4] 郑先成,张晓斌,黄铁山. 国外飞机电气技术的现状及对我国多电机技术发展的考虑[J]. 航空计算技术, 2007, 37(5): 120-122, 126.
- [5] 唐正府,王进,张新非,等. 5代机第2动力系统的发展趋势分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(4):84-88.
- [6] 马强,田宏星. 战斗机用辅助动力装置的发展[J]. 航空动力, 2019(2):20-22.
- [7] TRAN D H, SNYDER C A. Effects of chemical equilibrium on turbine engine performance for various fuels and combustor temperatures[R]. [S. L.]: National Aeronautics and Space Administration, 1992.
- [8] GALLAR L, VOLPE V, SALUSSOLIA M, et al. Thermodynamic gas model effect on gas turbine performance simulations[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(4):719-727.
- [9] 胡晓辰. 基于MATLAB仿真平台的动力与热管理系统建模及性能分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2017.
- [10] 张镜洋,郑峰婴,谢业平. 轴功提取与引气一体化管控对航空发动机燃油经济性的影响分析[J]. 航空发动机, 2019, 45(6):9-14.

收稿日期:2021-03-05