

# 涡轮基组合循环发动机控制问题概述

肖玲斐, 申 涛, 黄向华, 段绍栋

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

**摘 要:** 本文对涡轮基组合循环发动机(TBCC)中存在的控制问题进行了综合分析。在 TBCC 运行过程中存在很多过渡段, 对这些过渡段的研究非常富有挑战性。TBCC 在过渡段的性能, 不仅与组成它的涡轮和冲压发动机本身型式及特征有关, 还受到两类发动机之间相互关系及调节机构的影响。TBCC 控制问题的关键在于保证过渡段稳态和瞬态的性能品质, 具体涉及过渡段的燃料、温度控制, 进气道和尾喷管喉部调节及阀门开度控制, 以及飞行/推进综合问题等。

**关键词:** 涡轮基组合循环发动机; 发动机控制; 过渡态

中图分类号: V236; V233.7 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620 (2010) 03-0059-04

## Survey on the Control Problem in Turbine-based Combined-cycle Engine

XIAO Ling-fei, SHEN Tao, HUANG Xiang-hua, DUAN Shao-dong

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics

and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The control problem in Turbine-Based Combined-Cycle Engine (TBCC) is discussed in this paper. There are many transition phases during the operation of TBCC, which are challenging. The performance of the transition phases depend on not only turbine or ramjet engine themselves, but also the relationship of turbine/ramjet engine and the influence of governing mechanism. The key of control problem in TBCC is to guarantee the steady-state and transient-state performance of transition phases, such as the control of fuel and temperature, the regulation of inlet and nozzle throat, the opening of valves, and flight-propulsion integration control at transition phases.

**Key words:** turbine-based combined-cycle engine; engine control; transient-state

## 1 引言

涡轮基组合循环发动机(TBCC)是以燃气涡轮发动机为基础, 通过并联或串联冲压发动机(包括亚燃冲压发动机和超燃冲压发动机)而构成的组合循环推进系统。采用 TBCC 的高速飞行器, 在起飞阶段使用涡轮发动机, 爬升到一定高度后加速到冲压发动机开始工作状态, 冲压发动机投入工作后逐渐关掉涡轮发动机, 利用冲压发动机爬升、加速至高马赫数; 返回时关掉冲压发动机, 重新启动涡轮发动机, 使飞行器安全返航。

## 2 TBCC 布局形式

根据 TBCC 中涡轮和冲压两类发动机之间的组合形式, 可以分为并联布局 and 串联布局。当涡轮发动机的加力燃烧室和冲压燃烧室共用时, 称为串联布局(如图 1)。而涡轮发动机的加力燃烧室与冲压燃烧室相互独立, 两类发动机组成上下重叠形式时, 称为并联布局(如图 2)。

串联布局的明显特点是没有单独的冲压发动机通道, 不仅发动机高度下降, 而且由于发动机轴线与进气道进口轴线间的距离缩短, 使进气道后扩压段

收稿日期: 2009-12-17; 修回日期: 2010-05-27

基金项目: 南京航空航天大学基本科研业务费专项科研项目资助(NS2010050)

作者简介: 肖玲斐(1982-), 女, 湖南衡阳人, 副教授, 硕导, 博士, 研究方向为航空发动机系统建模、控制与优化。

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

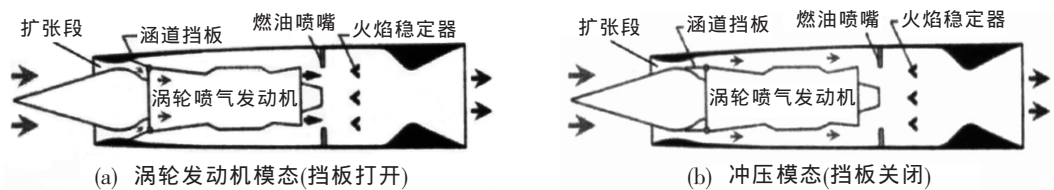


图 1 串联布局 TBCC(如 J58 发动机)  
Fig.1 Co-axial type combination engine

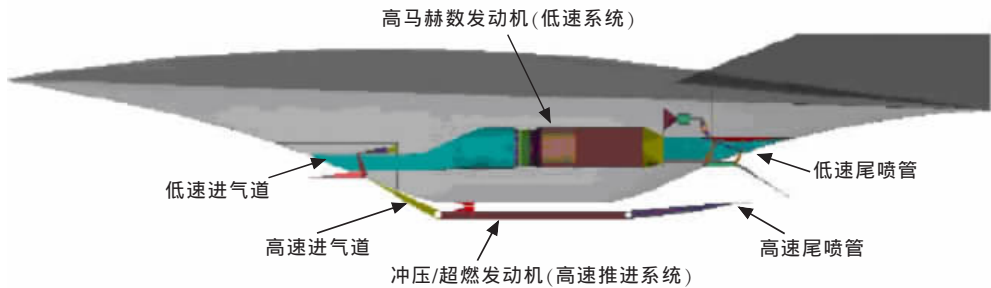


图 2 并联布局 TBCC(如 X-43B 发动机)  
Fig.2 Over-under type combination engine

长度减短,进气道斜板前段的总尺寸也相应减小。尺寸减小不仅可使结构重量减轻,而且还使阻力减小。

另外,串联布局比并联布局构造简单,调节便利,省却了庞大的进气分流活门及其驱动机构。并联布局的两个并列尾喷管作为高温受力部件,增加了性能和结构设计的复杂性。相对而言,串联方案涡轮发动机的关闭机构和调节活门尺寸小、动作简单、结构轻便。

虽然串联布局比并联布局一体化程度更高,但存在严重的涡轮工况流量匹配问题。

### 3 过渡马赫数选取

在 TBCC 运行过程中存在很多过渡段,对这些过渡段的研究非常富有挑战性。过渡马赫数( $Ma$ )的定义为:当 TBCC 主要由冲压发动机而不是涡轮发动机来提供推力时的马赫数。过渡马赫数的选择对低速和高速系统的设计具有重要作用,是涡轮发动机和冲压发动机对 TBCC 影响的平衡。过渡马赫数越大,冲压发动机设计越容易,而涡轮发动机设计则越困难。通过对各个部件的综合考虑,选择出合适的过渡马赫数,可使 TBCC 具有最好的整体性能。两类发动机应在过渡马赫数前后 0.5 马赫开始或结束运行(如图 3),即存在涡轮和冲压发动机同时工作的模式过渡段,保证涡轮发动机进入或退出工作都比较平稳,以及减少对冲压发动机的影响<sup>[1]</sup>。

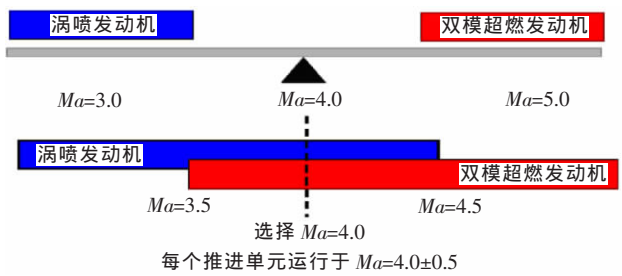


图 3 过渡马赫数(如文献[1]选择  $Ma=4.0$ )  
Fig.3 Transition Mach number

## 4 TBCC 控制问题分析

目前,人们对于涡轮发动机和冲压发动机的控制研究已取得较多成果,但 TBCC 在过渡过程段的性能不仅与组成它的涡轮和冲压发动机本身型式及特征有关,而且还受到两类发动机之间相互关系以及调节机构的影响。所以,TBCC 控制问题的关键在于保证过渡阶段稳态和瞬态的性能品质,具体涉及过渡段的燃料、温度控制,进气道和尾喷管喉部调节及阀门开度控制,以及飞行/推进综合问题等<sup>[2-7]</sup>。

### 4.1 TBCC 燃料控制问题

#### (1) 串联布局

在涡轮模式工作时,随着飞行马赫数的逐渐提高,逐渐减少发动机主燃烧室的供油,于是涡轮发动机转速逐渐下降。当涡轮发动机转速降至慢车时,大部分空气将通过冲压环形通道进入加力燃烧室。这时切断涡轮发动机主燃烧室供油,在确认主燃烧室熄火后,关闭涡轮通道阀门,涡轮发动机退出工作;

但此时保持对加力燃烧室的供油,加力燃烧室变成冲压燃烧室,TBCC进入冲压模态运行。

### (2) 并联布局

若选择过渡马赫数为  $Ma=3.0$ ,则涡轮发动机在  $0 < Ma < 3.0$  时全负荷工作,在  $Ma > 3.0$  时逐步降低转速并进入慢车状态。随着马赫数继续提高,涡轮发动机减少供油,到  $Ma=3.5$  时停止供油。在确认涡轮发动机熄火后,涡轮发动机退出工作。当  $Ma < 2.5$  时冲压发动机不点火,冲压通道作为放气通道使用。 $Ma=2.5$  时冲压发动机点火,在  $2.5 < Ma < 3.5$  时冲压发动机与涡轮发动机同时工作,即模态过渡段。

### (3) 控制关键问题

①在同进气道流量匹配的条件下,通过控制过渡段的燃料流量,实现在较大范围内调整推力随马赫数变化的状况,为飞行器的设计提供方便;

②按照燃料调节规律和流量匹配要求进行稳态非设计点性能计算,得到TBCC在过渡段的稳态性能;

③在发动机安全工作的前提下,为增加经济性和扩大航程,设计优化燃料控制规律,实现发动机燃料消耗率最小。

## 4.2 TBCC 温度控制问题

由于在超声速、高超声速飞行时,TBCC进口空气温度急剧升高,为了扩大发动机工作范围,增大单位推力,提高热效率,可通过预冷却技术冷却进口空气,保证TBCC在高速飞行条件下的使用和部件寿命。但安装了预冷却器的发动机会遇到换热片表面结冰的问题,而结冰会引起总压损失,换热效率下降,严重时导致气流堵塞。

控制关键问题为:①避免由于气流滞止导致的气体温度过高和超过燃烧室极限载荷的现象出现;②控制燃料供给回路,实现燃料预热以及相关空气、飞行器和发动机部件、其它附件的冷却;③控制气流通道,合理引气,在冷却进口温度的同时防止或消除结冰影响;④由于在过渡阶段阀门的开度有变化,当空气经过阀门时为一节流过程,所以必须保证节流过程前后总温不变。

## 4.3 TBCC 进气道和尾喷管喉部调节及阀门开度控制问题

### (1) 串联布局

串联布局TBCC中,涡轮模态工作时的加力燃烧室在冲压模态工作时就作为冲压燃烧室。在涡轮模态工作时,冲压环形通道的前后阀门将冲压通道

堵塞,以防止涡轮发动机的排气经冲压通道回流到涡轮发动机进口。在冲压模态工作时,冲压环形通道打开,由进气道来的空气经环形通道进入冲压燃烧室;而涡轮发动机进出口阀门关闭,以防止高温滞止空气进入涡轮发动机。

### (2) 并联布局

并联布局TBCC中,在涡轮模态工作时,涡轮通道上的阀门完全打开,由进气道来的空气经过风扇和压气机增压,在主燃烧室中与燃料掺混燃烧,高温燃气在高压和低压涡轮中膨胀做功驱动压气机和风扇,由涡轮排出的燃气和内涵道来的空气混合,进入加力燃烧室,与补充的燃料燃烧,燃气进一步升温,然后进入尾喷管膨胀加速,产生推力。此时冲压通道也有空气流过,可作为多余空气的放气通道。在冲压模态工作时,涡轮发动机通道上的阀门关闭以防止高温滞止空气进入涡轮发动机。

### (3) 控制关键问题

①实时反馈飞行马赫数,对阀门进行及时调节,确保既不产生逆流又不发生压力突跃,实现相应马赫数下涡轮和冲压发动机的正常起动及协调运行;

②通过调整进气道和尾喷管喉部面积,改变发动机的空气流量和有效推力,使得过渡阶段两类发动机的空气流量相互匹配,推力满足要求;

③由于在过渡阶段阀门的开度有变化,故需考虑阀门开度与发动机的相互影响;

④根据两类发动机共同工作时的守恒关系和部件特性等,再考虑阀门特性和调节规律,求解描述这些关系的非线性方程组,获得模态过渡阶段的发动机性能。

## 4.4 TBCC 飞行/推进综合问题

飞行/推进综合控制考虑飞机和发动机之间的性能耦合,对两者的信息进行综合,在基本不改变发动机硬件的情况下,采用综合控制优化算法,最大限度地挖掘飞机和发动机的性能潜力,使得飞机的整体性能达到最优。飞行/推进综合控制的优化控制方案是在发动机安全运行的前提下对发动机性能进行优化,充分发掘发动机的性能潜力,并由此来提高飞机的效能(如图4)。

控制关键问题为:①由于TBCC是涡轮发动机与冲压发动机的组合,过渡段的喘振边界和涡轮温度、转速限定值等不同于单独的涡轮发动机或冲压发动机,所以必须准确判断出最优工作点和给出可行的最优性能描述;②在飞机平飞加速及爬高时,根

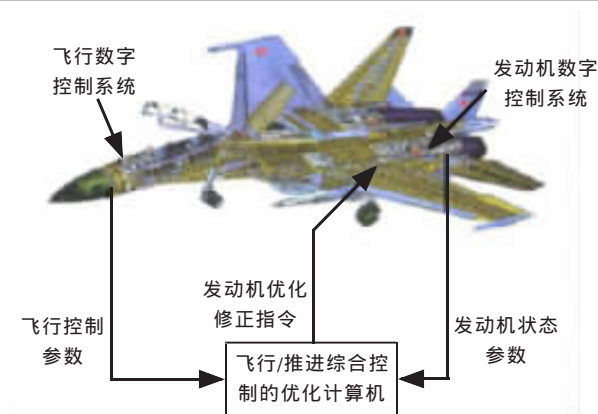


图4 飞行/推进综合控制系统方案

Fig.4 Scheme of flight-propulsion inegration control system

据飞行马赫数判断 TBCC 中处于工作状态的发动机,并针对相应的涡轮发动机模式、冲压发动机模式和过渡段模式,采用合适的最大推力模式;③在巡航状态,针对串联布局 TBCC 和并联布局 TBCC 的不同,分析加力燃烧室的特点,采用恰当的最小油耗模式。

## 5 结束语

涡轮基组合循环发动机中存在很多控制问题,特别是其过渡段的性能必须通过合适的控制策略和方法来保证。涡轮基组合循环发动机在过渡过程段

的性能,不仅与组成它的涡轮和冲压发动机本身型式和特征有关,还受到两类发动机相互关系以及调节机构的影响。涡轮基组合循环发动机中的控制关键问题有燃料控制、温度控制,进气道和尾喷管喉部调节及阀门开度控制,飞行/推进综合性能,目的在于实现发动机燃料消耗率最小,提高热效率,提供最大推力等。

## 参考文献:

- [1] Snyder L E, Escher D W, DeFrancesco R L, et al. Turbine Based Combination Cycle (TBCC) Propulsion Subsystem Integration[R]. AIAA 2004-3649, 2004.
- [2] Clough J A, Lewis M J. Comparison of Turbine-based Combined-cycle Engine Flowpaths[R]. AIAA 2003-6932, 2003.
- [3] Marshall A W, Gupta A K, Lewis M J. Critical Issues in TBCC Modeling[R]. AIAA 2004-3827, 2004.
- [4] 刘增文. 涡轮冲压组合发动机一体化数值模拟[D]. 陕西西安:西北工业大学, 2007.
- [5] 李刚团, 李继保, 周人治. 涡轮-冲压组合发动机技术发展浅析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(2): 57—62.
- [6] 周 维. 飞/推综合优化计算机改进设计及控制参数优化[D]. 江苏南京:南京航空航天大学, 2005.
- [7] 孙丰诚. 航空发动机性能寻优控制技术研究[D]. 江苏南京:南京航空航天大学, 2007.

(上接第 48 页)

合度很高,达到了模型建立的精度要求,可以将该模型用于以后的仿真研究。

## 4 结束语

本文通过预测误差法辨识某型辅助动力装置的简化模型,大大减少了计算量,简化了建模过程。仿真结果表明,所建模型的输入和输出与实际试验结果吻合度很高,本文所用辨识方法是可靠、有效的,因而可以以该模型为基础对某型辅助动力装置的控制系统进行设计。不过本文辨识的辅助动力装置的数学模型是根据地面台架试车数据辨识的,因此本文辨识的数学模型仅能描述地面工作状况,为了使模型能适应大偏差的工作范围,还需要在各种工作负载和飞行高度下进行辨识验证。

## 参考文献:

- [1] 钱小娟. 某型 APU 控制系统的设计与台架试车[J]. 航空兵器, 2008, (3): 42—44.
- [2] 赵 琳, 樊 丁, 陕薇薇. 单轴航空涡扇发动机数学模型辨识[J]. 推进技术, 2008, 29(6): 733—736.
- [3] 方崇智, 萧德云. 过程辨识[M]. 北京:清华大学出版社, 1988.
- [4] 刁启娜, 王 曦. 系统辨识在航空发动机中的应用[C]//中国航空学会第十一届发动机自动控制学术讨论会议. 2002.
- [5] 刘叔军, 盖小华, 樊 军, 等. Matlab 7.0 控制系统应用与实例[M]. 北京:机械工业出版社, 2006.
- [6] Ljung L J. Matlab System Identification Toolbox User's Guide[M]. The MathWork, Inc., 2003.