

TBCC 发动机模式转换控制方案设计

伍谦^{1,2} 冯海龙¹ 李秋红¹

(1.南京航空航天大学 南京 210016)

(2.中国航发控制系统研究所 无锡 214000)

(联系电话 18112923397 E-mail fhlnuaa@foxmail.com)

摘要: 涡轮基组合发动机兼具涡扇发动机和冲压发动机的工作特性, 为确保串联式组合发动机工作模式转换的平稳进行, 研究了确保模式选择活门打开时形成稳定流场的风扇压比条件, 基于涡轮基组合发动机模型研究了风扇工作压比随高度、马赫数的变化规律, 结合组合发动机在涡扇模式和冲压模式的耗油率特性, 确定了模式转换工作点。为保持模式转换过程推力恒定的需求, 制定了转换过程中的闭环调节方案, 同时基于模态转换过程中发动机工作机理, 制定了开环调节几何机构的控制计划, 并开展了仿真验证。

关键词: TBCC 发动机; 模式转换; 控制方案; 调节计划

1 引言

涡轮基冲压组合发动机 (TBCC) 将中低马赫数的涡轮基发动机与中高马赫数的冲压发动机相结合, 是一种新型高超声速推进系统^[1]。组合发动机具有高比冲、飞行包线宽广、可重复使用等优点, 是高超声速飞行器和两级入轨运载器的理想动力^[1,2]。国外很早就开展了关于 TBCC 的研究计划, 如美国的 RTA^[2]、日本的 HYPR^[3]和欧洲的 LAPCAT^[4]等, 并且都取得了实质性的进展。国内在涡轮基冲压组合发动机的研究上主要以数值仿真技术为主。如张明阳等建立了内并联式 TBCC 发动机模型, 王玉男^[5]等建立了基于小型涡喷发动机的串联式组合发动机模型。

涡轮基冲压组合发动机一般可分为三段工作模式: 涡轮基独立工作、涡轮基冲压共同工作以及冲压发动机独立工作。如何在不同的工作模式之间平稳切换是 TBCC 发动机研究的难点之一。文献[3]对日本的 HYPR-90C 串联式涡轮基冲压组合发动机进行了详细的阐述, 根据涡轮基发动机的飞行包线和冲压发动机的飞行包线, 将模态转换确定在飞行马赫数为 2.5~3Ma 之间进行。文献[1]对 4Ma 一级内并联式 TBCC 发动机进行了建模以及模态转换研究, 其根据发动机内推力和耗油率, 确定模态转换马赫数为 3Ma, 在其给出的转换方案中推力波动达 12.5%。文献[6]使用 H_∞ 控制方案在 2.2Ma 进行模态转换控制研究, 仿真结果表明其在模态转换过程中推力波动在 9% 以内。

本文建立了进气道与组合发动机的一体化部件级模型, 并在此基础上进行模态转换控制研究。多次数值仿真试验结果表明, 组合发动机模态转换性能与风扇的工作压比直接相关。因此, 通过分析模态转换过程的相关要求, 以及风扇的工作状态, 选定在 17km, 2.5Ma 的飞行条件下进行模态转换。使用 ALQR 多变量控制算法^[7], 控制组合发动机的内推力、总流量以及涡轮进口总温, 实现涡轮基冲压组合发动机模态转换平稳进行。

2 进气道与组合发动机的一体化数学模型

本文研究的串联式涡轮基组合发动机的结构如图 1 所示, 与涡扇发动机相比, 主要部件还包含超音速进气道、模式选择活门 (MSV)、前可变面积涵道引射器 (FVABI)、后可变面积涵道引射器 (RVABI) 以及冲压/加力燃烧室等。模式转换活门 MSV 在冲压发动机单独工作时完全打开, 在涡扇发动机单独工作时完全关闭。前可调面积涵道引射器 FVABI 的主要作用是保证在模式转换选择活门开启时前段涵道有足够的回流裕度。后可调面积涵道引射器 RVABI 则主要是优化内外涵气流的掺混。关于部件的物理结构, 可参考文献[3]中对 HYPR-90C 的描述。回流裕度 (Recirculation Margin, RM) 定义下:

$$RM = \frac{Ps21 - Ps22}{Ps21} \quad (1)$$

式中 $Ps21$ 为发动机进口气流静压, $Ps22$ 为风扇涵道出口气流静压。

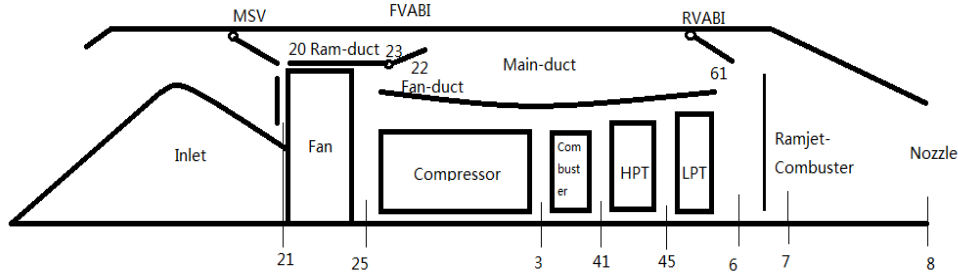


图 1 串联式 TBCC 发动机截面图

参考日本 ATREX 进气道特性数据^[8], 如图 2 所示, 获得进气道总压恢复系数 θ 、流量捕获系数 φ 与飞行马赫数 Ma 之间的关系, 以便建立进气道与发动机的流量匹配关系。

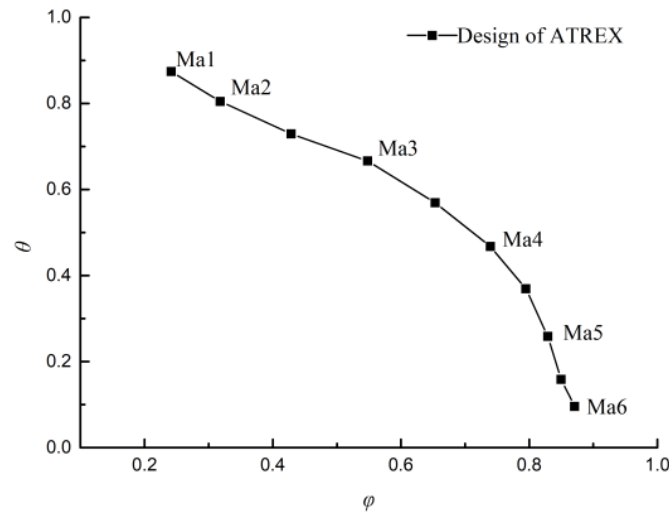


图 2 ATREX 进气道特性图

当涡扇与冲压共同工作时, 除了涡扇本身的共同工作条件外^[9-11], 风扇涵道和冲压涵道出口处气流掺混需满足静压平衡, 即截面 22 与截面 23 处的气流静压相等。同时, 组合发动机还应与进气道满足共同工作条件, 即组合发动机所需流量与进气道供给流量连续。

本文所建的一体化数学模型结构如图 3 所示, 共包含了 6 个共同工作方程, 即: $EQ1$ 表示进气道与风扇和冲压涵道流量之间的连续方程, $EQ2$ 表示风扇涵道和冲压涵道出口处气流掺混静压平衡, $EQ3$ 表示高压涡轮进口处流量连续, $EQ4$ 表示低压涡轮进口处流量连续, $EQ5$ 表示核心涵道与外涵道出口处气流掺混静压平衡, $EQ6$ 表示喷管喉道处流量连续。与之对应的 6 个共同方程猜值, 分别为: 进气道工作点猜值 Z_{inlet} , 冲压涵道流量 $Wa_{ram-duct}$, 风扇工作点猜值 β_{fan} , 压气机工作点猜值 β_{hpc} , 高压涡轮工作点猜值 β_{hpt} , 低压涡轮工作点猜值 β_{lpt} 。图 3 中其他变量含义为, pnf 表示低压转子百分比转速、 pnc 表示高压转子百分比转速, dN_l/dt 为低压转子加速度, dN_h/dt 为高压转子加速度, H 为飞行高度, Ma 为飞行马赫数, α 为飞行攻角, Wa 表示截面气流流量, T^* 表示截面气流总温, P^* 表示截面气流总压, P_{amb} 表示大气环境压力。

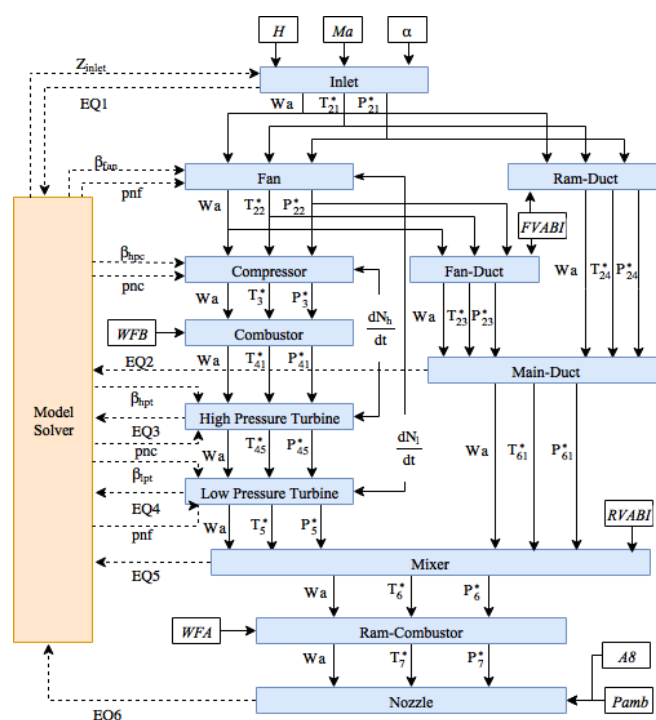


图 3 串联式 TBCC 发动机模型计算流程

参考日本的 HYPR-90C 组合发动机的相关资料^[3,8,12], 以及 F404/YJ101 核心机的设计参数^[13], 本文研究的串联式涡轮基组合发动机的主要设计参数如表 1 所示。同时, 根据组合发动机的飞行包线的流量需求, 以及图 2 所示的 ATREX 进气道的性能, 确定进气道唇口截面在自由流垂直方向的截面积 A_c 为 0.6 m^2 。进一步根据各主要截面的气流流速的限制, 确定其面积大小, 具体如表 2 所示。通过与 Gasturb 11 的设计点计算结果对比可知, 本文所建模型与得到广泛认可的 Gasturb 软件仿真结果具有良好的重合性。

表 1 TBCC 发动机主要设计参数

	Model	Gas 11
Flight Altitude (km)	0	0
Flight Ma	0	0
Fan Pressure Ratio	2.5	2.5
Compressor Pressure Ratio	7	7
Combustor Exit Temperature (K)	1400	1400
Ram-Comb Exit Temperature (K)	2000	2000
Bypass Ratio	0.7	0.7
Total Mass Flow (kg/s)	64.4	64.4
Middle Thrust (kN)	38.8	38.4
Maximum Thrust (kN)	64.5	63.84

表 2 TBCC 发动机主要截面面积 (单位: m^2)

Inlet A_c Area	0.6
MSV Area	0~0.17
$FVABI$ Total Area	0~0.17
Range of $RVABI$ Area	0.0912~0.1712
Range of $A8$ Area	0.17~0.5

3 模态转换工作点选取

串联式涡轮基组合发动机的工作模式有三种，其在组合发动机的飞行包线中，不同工作模式对应的包线区域如图 4 所示^[2,3]。

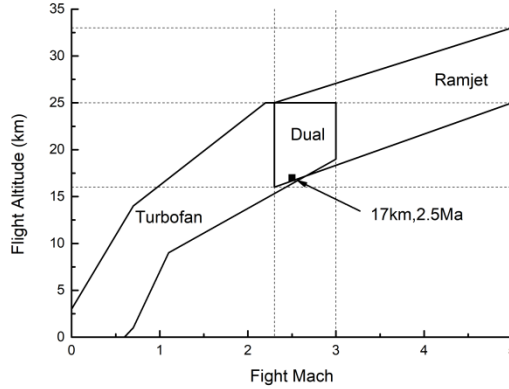


图 4 TBCC 发动机飞行包线

对于涡轮基组合发动机来说，模态转换马赫数是一个非常重要的设计参数，直接关系到系统的稳定性。在本文研究的组合发动机中，选择模态转换马赫数时最重要的因素是风扇涵道与冲压涵道出口处的气流混合不能形成回流。根据文献[14]对风扇涵道与冲压涵道出口处的气流在模态转换过程中的状态变化研究，在模式选择活门打开前，组合发动机的气流只经风扇，风扇涵道出口-23 截面气流的速度 CFD 模型计算结果为 0.82 Ma，实际发动机测试为 0.79Ma^[14]。由此，本文假设风扇涵道出口处气流的速度不大于 0.8Ma，为保证正的回流裕度，以保证模态转换的平稳进行，则气流总压与静压的比值

$$\pi = \frac{P_s}{P_t} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \leq 1.524 \quad (2)$$

式中 P_s 为气流静压， P_t 为气流总压， Ma 为气流马赫数， γ 是气体比热比。

气流总压与静压的比值不大于 1.524，即允许风扇增压的最大压比为 1.524。当超过这个压比值后，会使得开启模式选择活门时，有可能形成不稳定流场，从而使发动机性能受损严重或无法正常工作。

为此基于本文所建模型对最大状态下的组合发动机的风扇部件的工作特性进行分析。根据图 3 组合发动机模态转换飞行包线，在相同的进气道性能条件下，保持涡轮进口总温为设计总温 1400K，冲压燃烧室出口总温也为设计总温 2000K，对风扇的工作压比进行研究。同时，在相同的内推力和相同的发动机流量的条件下，对组合发动机的加力涡扇模式和冲压模式的耗油率开展研究。

图 5 是风扇工作压比随飞行条件变化的关系曲线，图 6 是组合发动机涡扇模式和冲压模式耗油率在不同飞行条件下的对比关系曲线。

如图 5 可见，风扇工作压比主要取决于飞行马赫数，随飞行高度变化较为平缓。而随着飞行速度的提高，风扇工作压比降低。由图 6 可见，随着飞行高度的增加，组合发动机两种模式的耗油率均增大。在 16km、17km 和 18km 的飞行高度下，组合发动机的两种模式的耗油率优劣分界马赫数分别为 2.65Ma、2.6Ma 和 2.67Ma。如在 17km 的飞行高度下，当飞行马赫数小于 2.6Ma 时，涡扇模式的耗油率小于冲压模式，且随着飞行速度的降低，涡扇的经济性更加显著。当飞行马赫数大于 2.6Ma 时，冲压模式的耗油率小于涡扇模式，冲压的经济性显现出来，且随着飞行马赫数的提高，涡轮模式很难再提供合适的动力，而冲压模式则显现出其优势。

在模态转换时，风扇应工作在低压比状态，结合组合发动机的飞行包线以及组合发动机不同工作模式的耗油率情况，将本文研究的串联式涡轮基组合发动机的模态转换定在飞行条件为 17km，2.5Ma 下进行。

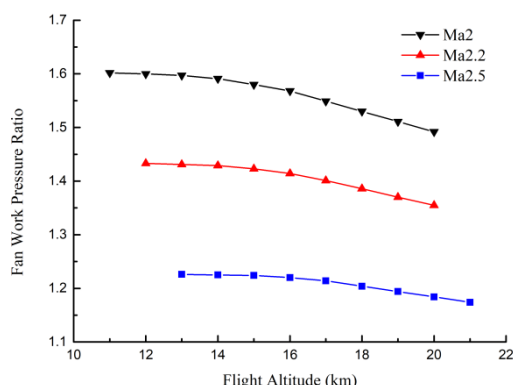


图 5 飞行条件和风扇工作压比之间的关系

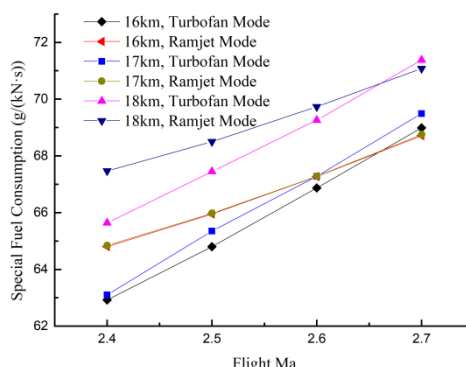


图 6 涡扇模式和冲压模式下的耗油率对比

4 模态转换调节计划

本文研究的串联式涡轮基组合发动机模态转换基本要求有^[3,15]:

- (1) 保持推力不变或推力波动较小;
- (2) 保持发动机总流量不变或波动较小,且需满足与进气道的共同工作条件,即发动机需求流量小于等于进气道临界流量;
- (3) 风扇涵道和冲压涵道出口处气流混合区域不发生气体逆流,即保持正的回流裕度;
- (4) 从进气道出口到尾喷管进口前的组合发动机各截面不会出现超音速气流;
- (5) 涡扇发动机平稳地由最大状态转向慢车,然后关机退出工作,发动机完全转为冲压工作模式。

在上述的基本要求中,最为重要的是保持推力恒定以及发动机与进气道的共同工作条件。本文也正是以此为目标开展 TBCC 发动机模态转换过程的参数调节规律研究。模态转换过程中,涡扇从最大状态转变到慢车状态。关于涡扇慢车点的确定,文献[11]中指出有两种确定方式,一是根据低压转子转速确定,即当低压转子转速为设计转速 30%左右时视为进入慢车状态;另一种则是根据地面慢车状态对应的燃油流量 WFB^* ,当其他状态的燃油流量 WFB 等于地面慢车对应的燃烧流量 WFB^* 时,视为进入慢车状态。本文使用第二种慢车判定条件。

参考文献[6]中提出的模态转换控制方案,本文所研究的转换过程控制系统结构如图 7 所示,其中不可测参数的状态估计器使用 BP 神经网络实现^[16]。用主燃油供油量 WFB 、超级燃烧室供油量 WFA 以及喷管喉道面积 A_8 控制组合发动机的内推力 F ,进口总空气流量 W_{a1} 以及涡轮进口总温 T_{41} ,形成多变量闭环回路控制。

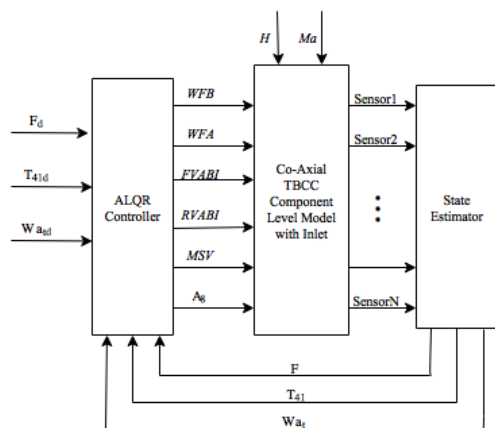


图 7 模态转换控制系统结构图

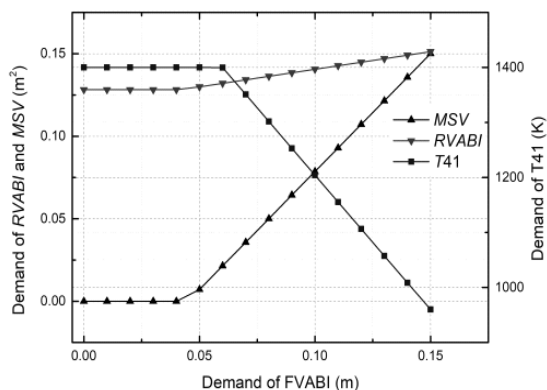


图 8 开环控制变量调节计划

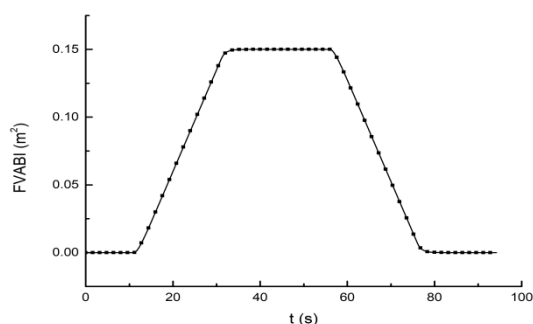
涡轮进口总温指令 $T41_d$ 与前可调面积涵道引射器 $FVABI$ 相关, 同时模式转换活门 MSV , 后可调面积涵道引射器 $RVABI$, 也基于 $FVABI$ 进行开环调节, 调节计划如图 8 所示。正如第 2 部分所述, 前可调面积涵道引射器 $FVABI$ 的主要作用是确保在模式选择活门 MSV 开启时, 回流裕度为正, 因此, 在开环调节中 $FVABI$ 首先开启确保正的回流裕度, 然后模式选择活门 MSV 开启。因为引射作用, 冲压涵道气流迅速增加, 主涵道流量随之增加, 为保持外涵道的流通能力, 后可调面积涵道引射器开度需要增加。当模式选择活门开启后, 组合发动机以涡扇-冲压共同工作模式工作, 随着模式选择活门开度的增加, 涡轮基逐渐转为慢车状态, 即涡轮前总温下降, 直至慢车温度, 如图 8 所示。

在闭环和开环控制的共同作用下使转换过程平稳进行, 同时使转换过程对进气道的工作状态影响尽量减小。本文通过对涡轮前温度的直接控制, 减轻了转换过程中调节计划的制定难度。

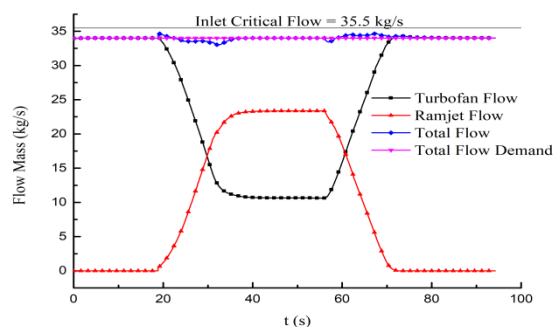
5 模态转换仿真

在 17km, 2.5Ma 的飞行条件下, 对进气道/组合发动机一体化模型进行线化, 建立状态方程, 并设计增广 LQR 控制器, 带回到非线性模型中, 进行模态转换仿真验证。

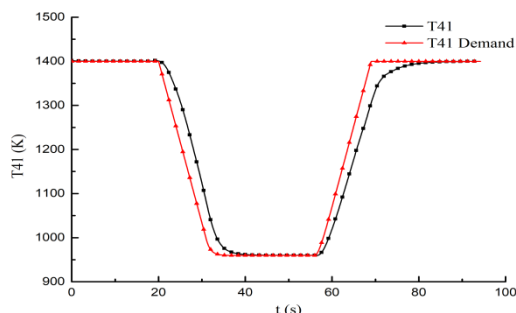
转换过程曲线如图 9 所示, 在第 11s 时启动由涡扇独立工作状态转向涡扇慢车与冲压共同工作状态, 在第 48s 时转换结束, 在第 56s 时启动由涡扇慢车与冲压共同工作状态转向涡扇独立工作状态, 第 93s 时转换结束。图 9(a) 是模态转换过程中前可调面积涵道引射器开度变化过程。图 9(b) 是模态转换过程中发动机总流量、风扇进口流量以及冲压涵道流量的变化, 从图中可知, 发动机总流量波动在 3% 以内。图 9(c) 是模态转换过程中涡轮进口总温 T_{41} 的变化, 从图中可知, 涡轮进口总温 T_{41} 的变化是按给定规律变化的。图 9(d) 是模态转换过程中转子转速变化, 从图中可知, 涡轮基发动机平稳进入慢车状态。图 9(e) 为模态转换过程中组合发动机内推力 F 的变化, 从图中可知, 在转换过程中, 发动机内推力波动 1.4%。组合发动机的内推力以及总流量波动的主要原因是当模式选择活门开启时, 前可变面积涵道引射器部分因为风扇涵道出口处气流产生的引射作用, 使冲压涵道的气流快速增加, 气流的传播作用非常迅速, 因此导致组合发动机涵道气流发生较大的改变, 引起内推力和总流量波动。本文模态转换工作点选择和模态转换调节计划的制定为模态转换过程的平稳过渡奠定了基础。



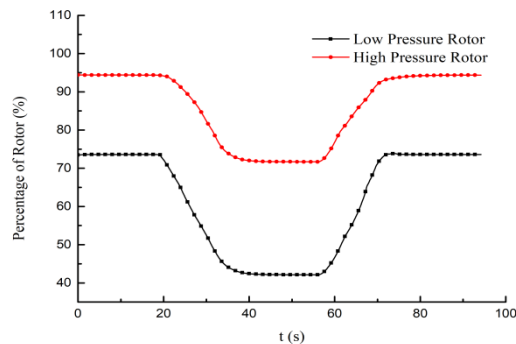
(a) FVABI 指令



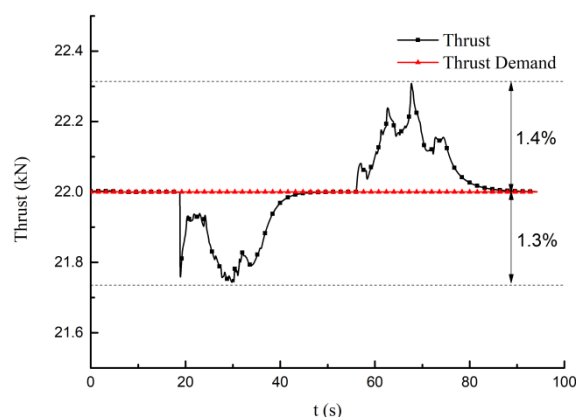
(b) 空气流量变化



(c) 燃烧室出口温度变化



(d) 转子转速变化



(e) 净推力变化

图 9 模态转换控制仿真

6 结论

本文在进气道/组合发动机一体化模型的基础上, 基于风扇工作压比分析进行模态转换工作点选择, 可以确保模态转换过程中的稳定性, 同时结合两种模态下的耗油率分析确保转换前后组合发动机的经济性。转换过程中, 首先开启 FVABI 确保模态转换过程中正的回流裕度, 并制定了 MSV、RVABI 及 T41 关于 FVABI 相关调节计划, 使得各开环调节变量协调工作, 模态转换过渡平稳, 推力波动小。

参考文献

- [1] 张明阳, 王占学, 刘增文, 等. Ma4 一级内并联式 TBCC 发动机模态转换性能分析[J]. 推进技术, 2017, 38(2):315-322.
- [2] Bartolotta P A, Mcnelis N B, Shafer D G. High Speed Turbines: Development of a Turbine Accelerator (RTA) for Space Access[C]. 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA. 2003.
- [3] Miyagi H, Kimura H, Cabe J, et al. Combined cycle engine research in Japanese HYPR program[C]. Joint Propulsion Conference and Exhibit. 2013:903-911.
- [4] Defoort S, Ferrier M, Serre L, et al. LAPCAT II : conceptual design of a Mach 8 TBCC civil aircraft, enforced by full Navier-Stokes 3D nose-to-tail computation[C]. AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 2011.
- [5] 王玉男, 胡秋晨, 贾琳渊, 等. 串联式 TBCC 发动机模态转换模拟[J]. 航空发动机, 2015, 41(2):22-26.
- [6] 聂聆聪, 李岩, 戴冬红, 等. 涡轮冲压组合发动机模态转换多变量控制研究[J]. 推进技术, 2017, 38(5):968-974.
- [7] 李秋红. 航空发动机智能鲁棒控制研究[D]. 南京航空航天大学, 2011.
- [8] Kojima T, Taguchi H, Aoki T, et al. Development Study of the Air-Intake of the ATREX Engine[C]. AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. 2006:542-545.
- [9] 洛广琦, 桑增产. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 国防工业出版社. 2007.
- [10] 刘增文. 涡轮冲压组合发动机一体化数值模拟[D]. 西北工业大学, 2007.
- [11] 尤·阿·李特维诺夫, 弗奥·鲍罗维克. 航空涡轮喷气发动机的特性和使用性能[M]. 国防工业出版社. 1986,3.
- [12] Soga Y, Kurosaki M, Tsuzuki Y, et al. Control of HYPR demonstrator engine[C]. AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 1998.
- [13] datasheet-F404-Family, <https://www.geaviation.com/military/engines/f404-engine>.
- [14] Hirai K, Kodama H, Miyagi H, et al. Analysis of flow in the front-mixing region of hypersonic combined-cycle engine[C]. Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2013.
- [15] 黄红超, 王占学, 蔡元虎. 基于流量连续准则的小型涡轮冲压组合发动机模态转换过程分析 [J]. 航空动力学报, 2010, 28 (02):234-236.
- [16] 李秋红, 李业波, 王前宇. 航空发动机直接推力控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(5):557-561.