

革新涡轮加速器模态转换特性研究*

徐思远^{1,2}, 朱之丽¹, 刘振德², 薛永广², 陈敏¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 北京动力机械研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 北京 100074)

摘要: 为研究革新涡轮加速器 (RTA) 模态转换特性和控制策略, 基于发动机部件特性法建立了 RTA 发动机性能仿真模型, 对 RTA 发动机模态转换过程进行了分析, 提出了采用不同调节手段实现模态转换过程的方法, 对不同转换方法进行了仿真对比, 制定了沿给定飞行轨迹的模态转换控制计划, 保证模态转换过程中, 发动机可始终工作在最大允许机械负荷和最大允许热负荷状态。基于本文提出的模态转换控制计划, RTA 发动机可在 $Ma1.6$ 条件下开始模态转换, 实现在 $Ma0\sim4.0$ 范围稳定工作, 工作过程中发动机涵道比变化范围接近 8 倍, 为飞行器加速提供高推力性能。

关键词: 革新涡轮加速器; 特性仿真; 模态转换; 控制计划; 高推力

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 03-0516-11

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190726

Research on Mode Transition Characters of Revolutionary Turbine Accelerator

XU Si-yuan^{1,2}, ZHU Zhi-li¹, LIU Zhen-de², XUE Yong-guang², CHEN Min¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: The engine performance simulation model of Revolutionary Turbine Accelerator (RTA) was built based on the component characteristic, to research the performance in mode transition process and corresponding control method. Different mode transition methods were simulated and compared in detail, and the mode transition control law along the given flight trajectory was designed. It can be concluded that the RTA can conduct mode transition at $Ma1.6$, and operate steadily in $Ma0\sim4.0$. The mode transition process can occur in both maximum mechanical load and maximum thermal load condition, with 8 times variation of bypass ratio, to realize the high thrust performance during the flight.

Key words: RTA; Performance simulation; Mode transition; Control schedule; High thrust

1 引言

随着高超声速飞行技术的不断发展,自 20 世纪末以来,以美英为代表的航空航天技术强国相继提出 FASST, LAPCAT-M4^[1-2] 等基于革新涡轮加速器 (Revolutionary turbine accelerator, RTA 发动机) 的高

速飞行器以及航天运输系统概念方案。RTA 发动机作为一种面向未来空天飞行和高超声速巡航飞行任务的高马赫数涡轮发动机,采用变循环工作模式,在工作过程中可以单涵涡轮模态、双涵涡轮模态、风车冲压模态工作^[3-4],从而实现在 $Ma0\sim4.0$ 宽范围内的高推力性能。常规变循环发动机一般采用压气机导

* 收稿日期: 2019-10-19; 修订日期: 2019-11-11。

通讯作者: 徐思远, 博士生, 高级工程师, 研究领域为吸气式发动机总体设计。E-mail: xusiyuan23@foxmail.com

引用格式: 徐思远, 朱之丽, 刘振德, 等. 革新涡轮加速器模态转换特性研究[J]. 推进技术, 2020, 41(3):516-526. (XU Si-yuan, ZHU Zhi-li, LIU Zhen-de, et al. Research on Mode Transition Characters of Revolutionary Turbine Accelerator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(3):516-526.)

叶角度、涵道引射器、涡轮喉道面积等变循环手段对发动机循环方式和循环参数进行调节,以实现低速条件下的高经济性与高速条件下的高推力性能的兼顾,其模态转换策略通常是在低速阶段发动机为双涵模态以加大涵道比,达到降低起飞噪声和巡航耗油率的目的,超声速爬升和超声速飞行时减小涵道比,使发动机具有类似涡喷的高单位推力性能,以实现不加力超声速巡航^[5-8]。国内对常规变循环发动机研究重点集中在变循环发动机建模方法与特性仿真分析上,完成了双涵变循环发动机、自适应变循环发动机稳态性能计算模型的开发,验证了变循环发动机所具有的性能优势^[9-15];对于模态转换控制方法进行了研究,提出了通过多几何机构匹配调节实现模态转换过程的控制方法^[16-20]。但对于作为加速器使用的RTA发动机,其模态转换是由低马赫数单涵涡轮模态转换进入高马赫数双涵模态,涵道比不断放大并逐步进入风车冲压的过程,为实现高加速性,需以实现高推力性能为目标来制定其模态转换控制计划。国内外对RTA发动机开展的仿真研究较少,研究集中在RTA发动机的特性建模方法和应用构想上^[3-4,21],尚未深入研究RTA发动机的控制计划。本文基于高速飞行器高推力性能需求,搭建了RTA发动机特性仿真计算模型,对RTA发动机模态转换方法进行了研究,分析了不同调节方法对模态转换过程的影响,提出了沿给定飞行轨迹的

模态转换过程控制计划。

2 RTA发动机特性仿真建模方法

2.1 RTA发动机简介

RTA发动机以YF120变循环发动机为基础,换装了与低压涡轮匹配的高通流风扇、高压压气机第1级更换为IHPDET计划下发展的核心驱动风扇(Core drive fan stage, CDFS),同时新研适应涡轮加力/冲压模态工作的后可变涵道引射器(RVABI)和超级燃烧室(Hyperburner)^[3-4,21],构建了可满足 $Ma0\sim 4.0$ 宽范围工作的技术验证方案RTA-1,如图1所示。

2.2 RTA发动机部件级性能计算模型

与传统涡扇发动机相比,RTA发动机结构上具有模态转换阀(MSV)、后可变涵道引射器(RVABI)、具有可调导叶的CDFS等多种几何调节结构,工作模态上具有单涵涡轮模态、双涵涡轮模态与风车冲压模态,其特性计算建模方法与传统涡轮发动机有所不同,本文基于部件法搭建了RTA发动机特性计算模型,模型架构与主要计算站定义见图2,图中数字代表发动机主流路各气动截面代号。

RTA发动机特性计算时需要确定的部件状态参数如表1所示。对于发动机设计状态,表1中的相关参数均为设计给定值,发动机特性计算方法较为简单,可按照热力学方法按部件顺序完成特性计算。而在非设计状态下,表征部件工作状态的参数共14

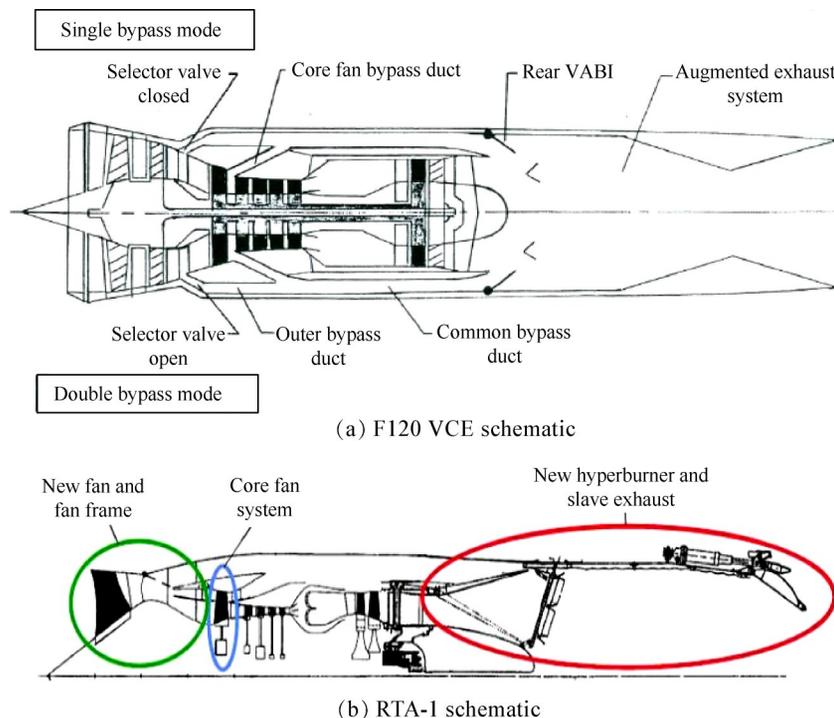


Fig. 1 Schematic cross section of RTA-1^[21]

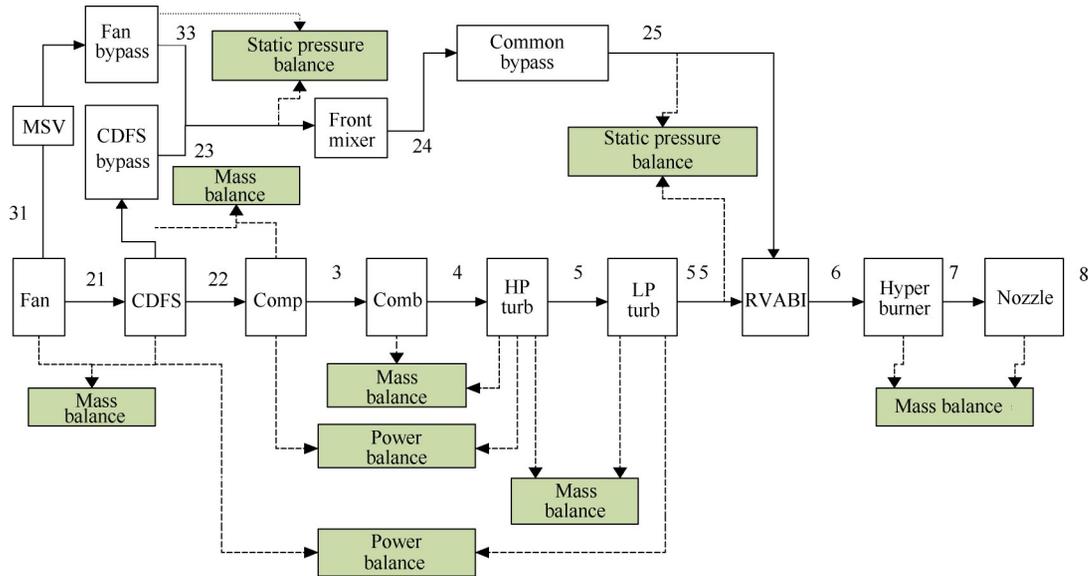


Fig. 2 RTA performance calculation model sketch

Table 1 Parameters to be determined in character calculation

No.	Component	Condition parameters
1	Fan	Speed n_1 , Pressure ratio Z_F
2	CDFS	Speed n_2 , Pressure ratio Z_{CDFS} , IGV angle α_{CDFS}
3	Compressor	Pressure ratio Z_C
4	Comb	Outlet temperature T_4
5	High-pressure turbine	π_{HT}
6	Low-pressure turbine	π_{LT}
7	MSV	MSV
8	RVABI	A_{25}
9	Nozzle	A_8
10	Fan bypass	BPR_1
11	CDFS bypass	BPR_2

个,其中表征调节机构位置的4个参数(模态转换阀开度MSV、CDFS可调导叶角度 α_{CDFS} 、可变涵道引射器开度 A_{25} 、喷管喉部面积 A_8)一般作为部件控制计划给定,而风扇相对物理转速 n_1 、核心机相对物理转速 n_2 、主燃烧室出口总温 T_4 中的1个参数作为发动机被控参数给定,其余2个作为状态变量,其它状态变量包括表征部件工作点的风扇压比比 Z_F ,核心驱动风扇压比比 Z_{CDFS} ,压气机压比比 Z_C ,高压涡轮落压比 π_{HT} 和低压涡轮落压比 π_{LT} ,以及表征流量分配关系的风扇涵道比 BPR_1 和核心驱动风扇涵道比 BPR_2 。单涵模态风扇涵道比 BPR_1 始终为零,所以单涵模态下需要确定的状态变量共8个,在双涵模态下共9个。

对各部件共同工作方程的求解是发动机特性计算的关键,部件之间的共同工作关系需通过流量连续、功率平衡、掺混器静压平衡等方程来确定,如图2所示,发动机共同工作方程由五个流量连续平衡关系、两个静压平衡关系与两个功率平衡关系确定,如式(1)~式(9)所示。

风扇(内涵)出口流量 Wa_{21} 与CDFS进口流量 Wa_{CDFS} 的平衡方程为

$$e_1 = Wa_{21} - Wa_{CDFS} \quad (1)$$

CDFS流量 Wa_{CDFS} 与压气机流量 Wa_C 的平衡方程为

$$e_2 = Wa_{CDFS} - Wa_C \quad (2)$$

高压涡轮进口流量 Wg_4 与高压涡轮可通过流量 Wg_{HT} 的平衡方程为

$$e_3 = Wg_4 - Wg_{HT} \quad (3)$$

低压涡轮进口流量 Wg_5 与低压涡轮可通过流量 Wg_{LT} 的平衡方程为

$$e_4 = Wg_5 - Wg_{LT} \quad (4)$$

喷管进口流量 Wg_7 与喷管可通过流量 Wg_{noz} 的平衡方程为

$$e_5 = Wg_7 - Wg_{noz} \quad (5)$$

风扇外涵道出口气流静压 p_{S33} 与核心驱动风扇外涵道出口气流静压 p_{S23} 平衡方程(对于单涵模态无此平衡方程)为

$$e_6 = p_{S33} - p_{S23} \quad (6)$$

共用外涵道出口气流静压 p_{S25} 与低压涡轮出口气流静压 p_{S55} 平衡方程为

$$e_7 = p_{S25} - p_{S55} \quad (7)$$

高压转子功率平衡方程为

$$e_8 = \eta_{mH} N_{HT} - N_C - N_{CDFS} \quad (8)$$

式中 η_{mH} 为高压轴机械效率, N_{HT} 为高压涡轮功率, N_C 为压气机功率, N_{CDFS} 为核心驱动风扇功率。

低压转子功率平衡方程为

$$e_9 = \eta_{mL} N_{LT} - N_F \quad (9)$$

式中 η_{mL} 为低压轴机械效率, N_{LT} 为低压涡轮功率, N_F 为风扇功率。

发动机特性计算的过程就是通过求解共同工作方程获取发动机部件工作状态的过程,即

$$\begin{aligned} \mathbf{E}(\mathbf{x}) &= [e_1, e_2, e_3, e_4, e_5, \dots, e_8, e_9]^T = 0 \\ \mathbf{x} &= [Z_F, Z_{CDFS}, Z_C, \pi_{HT}, \pi_{LT}, BPR_1, BPR_2, n_1, n_2]^T \end{aligned} \quad (10)$$

采用 Newton-Raphson 方法等非线性求解方法对发动机平衡误差方程组 $\mathbf{E}(\mathbf{x}) = [e_1, e_2, e_3, e_4, e_5, \dots, e_8, e_9]^T = 0$ 进行求解,即可确定发动机相关状态变量,完成不同工作模式下的特性计算。

3 模态转换过程控制计划设计方法

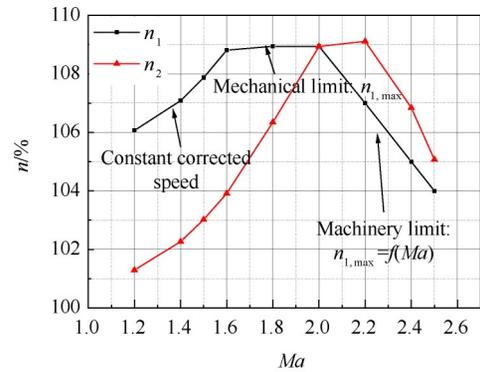
RTA 发动机工作模式随着来流马赫数提高可分为五个阶段:(1) Ma 0~1.6 区间内,处于高单位推力的单涵涵扇模态,以等折合转速状态工作。(2) Ma 1.6~2.0 区间内,发动机由单涵模态向双涵模态转换,进入双涵涡轮模态。(3) Ma 2.0~3.0 区间内,处于涡轮/冲压共同工作模态,在发动机最大热负荷和最大机械负荷条件下工作。(4) Ma 3.0~3.5 区间内,涡轮前温度节流向冲压模态转换。(5) Ma 3.5 以上逐渐进入风车冲压模态。

如何确定 RTA 发动机模态转换点、制定合理的模态转换过程控制计划,保证转换过程中发动机处于高推力能力,是该发动机实现多模态工作的重点。本节将从模态转换初始条件、模态转换过程准则、模态转换过程控制方法等方面进行分析。

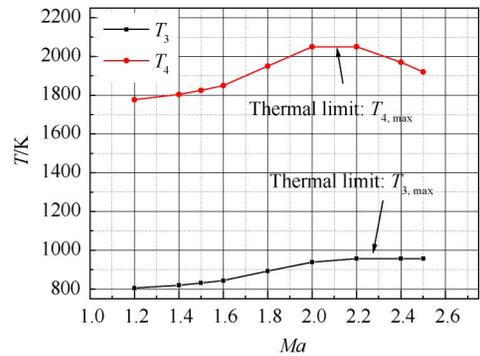
为保证飞行器最大加速能力,RTA 发动机要求始终以允许的最大负荷工作,其工作过程中的主要限制包括最大气动负荷、最大机械负荷以及最大热负荷。RTA 发动机最大状态限制计划如图 3 所示,其中图 3(a)为气动负荷与机械负荷限制计划,低马赫数区间内风扇转速 n_1 受最大气动负荷限制,风扇相对换算转速 $n_{1,cor}$ 保持定值;高马赫数区间内 n_1 受机械强度限制,存在最大允许转速 $n_{1,max} = f(Ma)$;图 3(b)为热负荷限制计划,发动机热负荷受最大允许涡轮前温度 $T_{4,max} \leq 2050K$ 限制和最大允许压气机后温度 $T_{3,max} \leq 960K$ 限制。

3.1 模态转换的必要性分析

首先对 RTA 发动机由单涵模态向双涵模态转换的必要性进行分析,RTA 发动机在单涵模态设计状态主要热力循环参数如表 2 所示。



(a) Mechanical load limit vs. Ma



(b) Thermal load limit vs. Ma

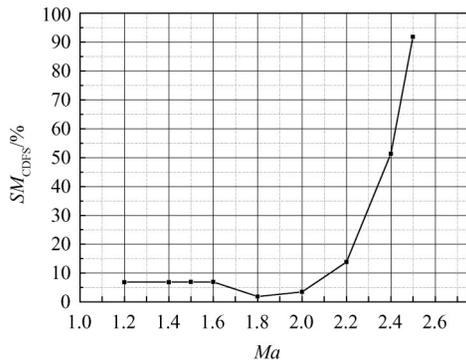
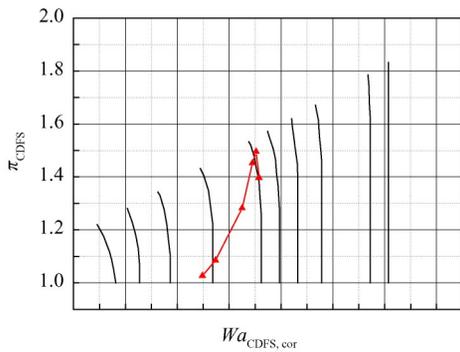
Fig. 3 Operation machinery limit and thermal limit of RTA

Table 2 Single bypass mode design point thermal parameters ($Ma=0, H=0m$)

Parameters	Value
Fan pressure ratio π_F	2.50
CDFS pressure ratio π_{CDFS}	1.40
Fan bypass ratio BPR_1	0
CDFS bypass ratio BPR_2	0.20
Compressor pressure ratio π_C	5.20
Turbine inlet temperature T_4/K	1620

对单涵模态沿 50kPa 动压头轨迹的工作特性进行了仿真,如图 4 所示,随着马赫数的增大,CDFS 工作点先向喘振边界移动,最终进入堵塞状态,以最大负荷工作的最高工作马赫数为 2.5。单涵模态下风扇与 CDFS 工作不匹配性体现在两个方面:(1)在 Ma 1.6~2.0 的区间内,由于风扇转速 n_1 达到最大机械负荷,而核心驱动风扇转速 n_2 随 T_4 升高而提高,风扇对 CDFS 产生节流作用,导致核心驱动风扇工作点向喘振边界靠近,核心驱动风扇喘振裕度 SM_{CDFS} 不足,可能出现喘振,如图 4(a)所示。(2)在 Ma 2.0 以上的工

作区间内,受 T_3 限制 n_2 下降速率高于 n_1 ,CDFFS流通能力不足,核心驱动风扇逐渐进入堵塞状态,如图4(b)所示。因此单涵模式下若要继续提高工作马赫数,需要降低 n_1 ,导致发动机进气能力和推力的下降;而如果发动机由单涵模式转入双涵模式,部分风扇气流将经由外涵直接进入超级燃烧室,在保持风扇进气能力的同时使CDFFS远离堵塞状态,因此在高马赫数条件下使发动机由单涵模式转入双涵模式工作是必要的。

(a) SM_{CDFFS} character vs. Ma 

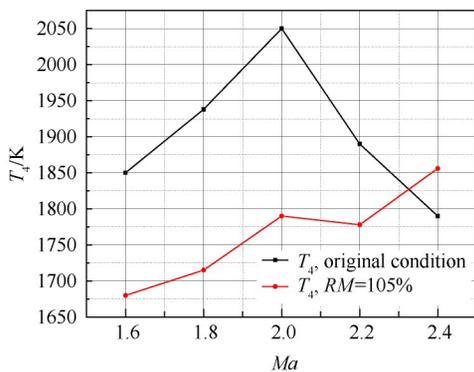
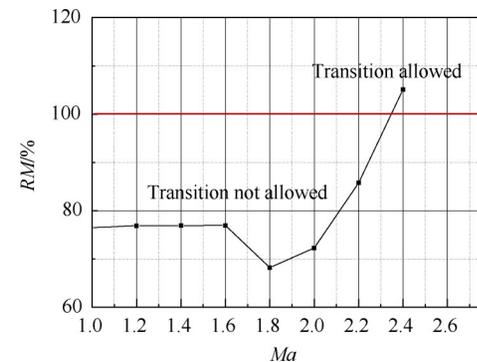
(b) Co-operation line in CDFS map

Fig. 4 Operation character in single bypass mode

3.2 模态转换初始条件分析

平稳的模态转换过程需要满足以下三个条件:

(1) 风扇外涵气流不倒流(若核心驱动风扇出口气流

(a) T_4 decrease vs. Ma Fig. 5 Fan reverse margin (RM) vs. Ma

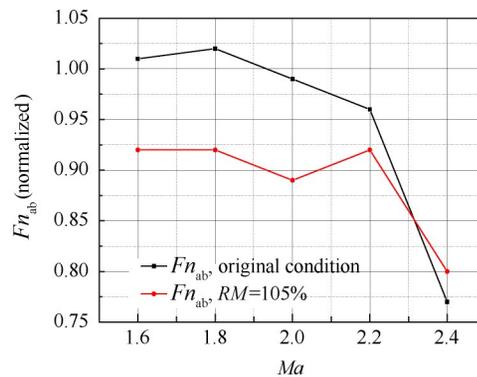
经由风扇外涵向上游倒流重新进入核心驱动风扇,将造成核心驱动风扇超温损坏)。(2)转换过程中涡轮基工作状态稳定。(3)转换过程中超级燃烧室燃烧稳定。

不倒流是模态转换的基本要求,定义发动机风扇回流裕度 RM 如式(11)所示。由于要保证转换时风扇出口总压 p_{121} 大于CDFFS涵道出口静压 p_{S23} ,因此模态转换过程中要求 $RM \geq 100\%$

$$RM = \frac{p_{121}}{p_{S23}} \times 100\% \quad (11)$$

RTA发动机的前涵道引射器为不可调结构, RM 的大小主要由CDFFS压比 π_{CDFFS} 和CDFFS外涵出口马赫数 Ma_{23} 决定。不同马赫数下发动机 RM 如图5所示,可见在 $Ma 2.4$ 以下的低马赫数条件下不满足回流裕度需求,需通过涡轮前温度 T_4 节流来降低发动机核心机状态,以满足回流裕度要求。

图6对不同马赫数下创造模态转换条件的涡轮前温度 T_4 节流需求和发动机最大推力 $F_{n_{ab}}$ 损失情况进行了仿真。由于模态转换点马赫数越低,CDFFS压比 π_{CDFFS} 越高,创造转换条件所需要的涡轮前温度 T_4 节流程度越大,如图6(a)所示。尽管在 $Ma 1.6$ 来流条件下创造模态转换条件的过程会造成约8%的最大

(b) $F_{n_{ab}}$ loss vs. Ma Fig. 6 Create mode transition condition by decreasing T_4

推力损失,如图6(b)所示,若不进行转换,图4(b)中CDFS喘振情况可能出现。由于转换时 T_4 节流可使CDFS工作点远离喘振边界,为保证工作过程中发动机工作稳定性,可选取 $Ma1.6$ 作为发动机的模态转换初始点(此时风扇转速 n_1 达到最大)。

3.3 基于不同转换方法的模态转换过程研究

在保持风扇处于最大允许转速 $n_{1,max}$ 的情况下,通过放大喷管喉部面积 A_8 ,放大后可变涵道引射器面积 A_{25} 或调整CDFS进口导叶角度 α_{CDFS} 等措施均可对核心机状态进行调整,从而满足由单涵向双涵的模态转换的条件,实现双涵模态下风扇涵道比 BPR_1 的不断提高。本节研究了采用不同调节方式实现模态

转换过程的发动机特性变化。

(1) $n_1 = \text{const}, A_8$ 调整的转换过程

在不同的来流马赫数条件下,通过放大 A_8 实现模态转换的发动机特性变化如图7所示。随着 A_8 放大,低压涡轮落压比 π_{LT} 不断提高,为维持风扇转速 n_1 不变,需降低涡轮前温度 T_4 (图7(e)),发动机处于风扇机械负荷不变、热负荷降低的过程,核心机转速 n_2 降低(图7(d)),回流裕度 RM 与风扇涵道比 BPR_1 不断提高(图7(a),(b))。可见放大 A_8 实现模态转换的过程是通过降低核心机工作状态来实现的被动转换,转换过程中必然伴随着发动机推力的逐步下降(图7(c)),难以发挥发动机的最大能力。

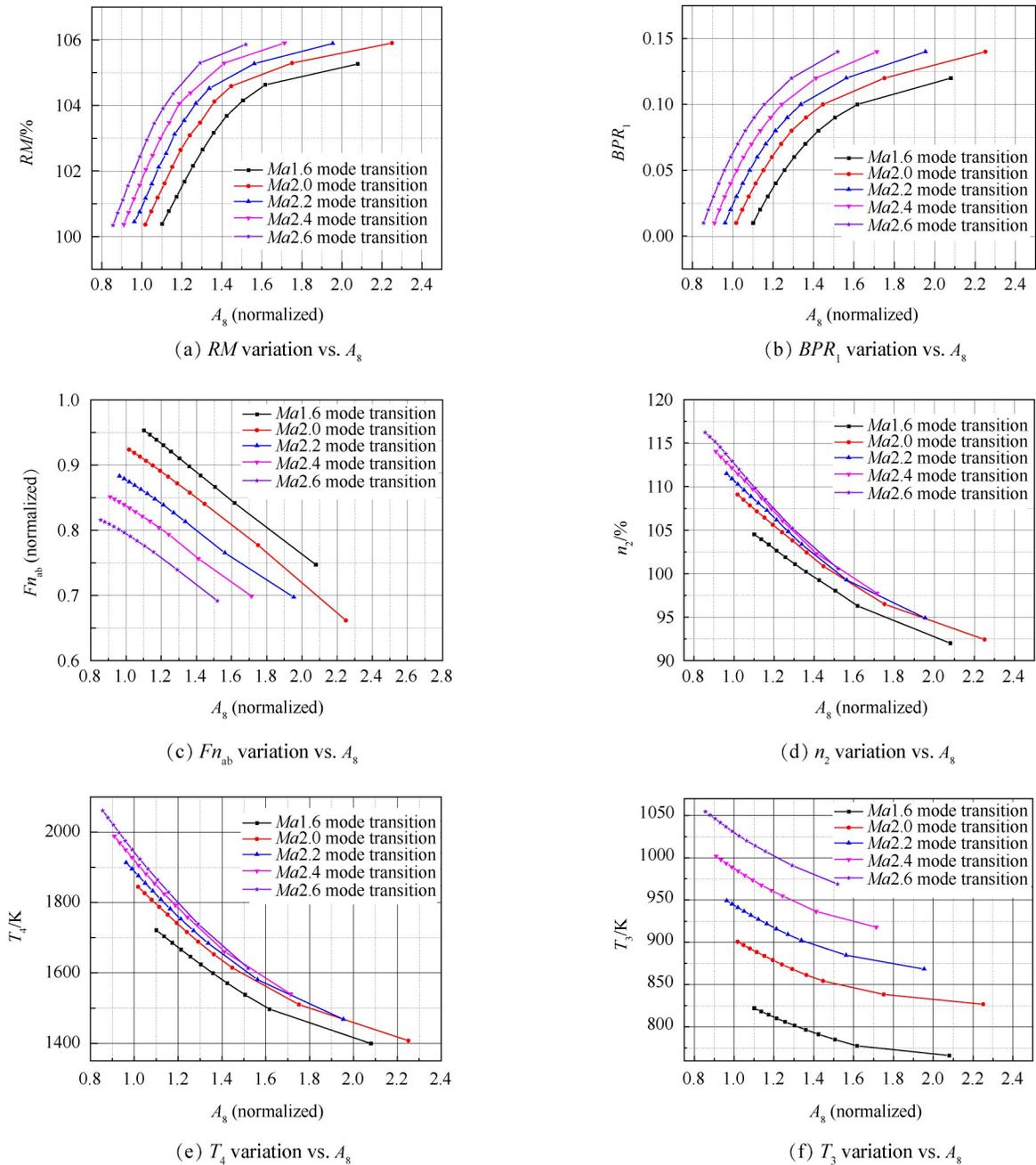


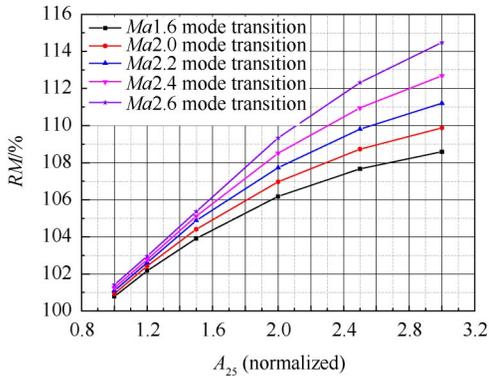
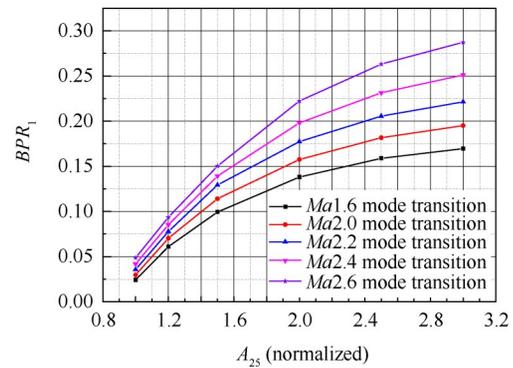
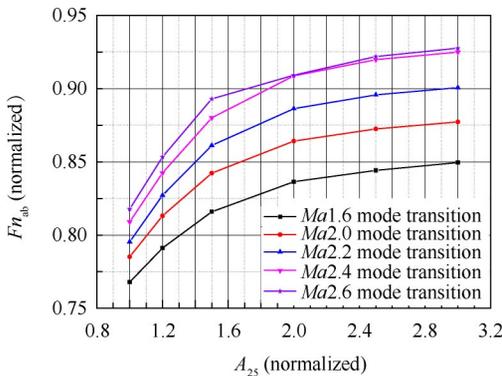
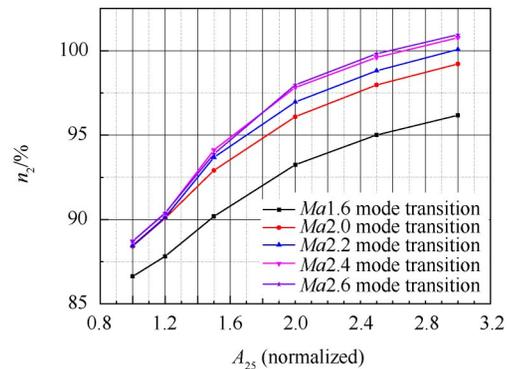
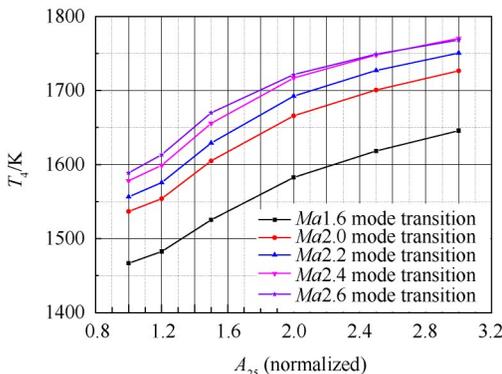
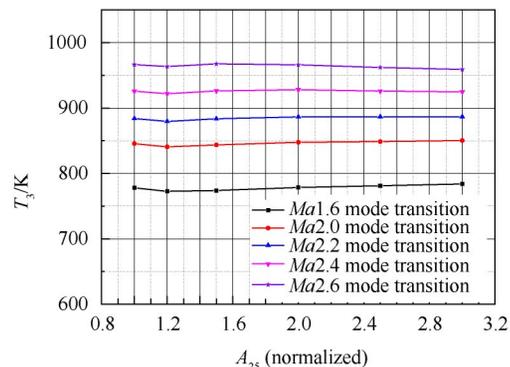
Fig.7 Mode transition character with A_8 increase

(2) $n_1 = \text{const}$, A_{25} 调整的转换过程

在不同的来流马赫数条件下,通过放大 A_{25} 实现模态转换的发动机特性变化如图 8 所示。在放大 A_{25} 面积的过程中,随着涵道比 BPR_1 不断提高(图 8(b)),需要提高低压涡轮进口温度 T_3 以维持风扇转速,相应的涡轮前温度 T_4 不断提高(图 8(e)),核心机转速 n_2 相应提高(图 8(d)),发动机处于机械负荷不变、热负荷提高的过程,推力不断提高(图 8(c))。与放大 A_8 的模态转换过程相比,放大 A_{25} 可实现推力的持续升高,是一种可行的提高转换过程热负荷的控制方法,但在小 A_{25} 对应的低 BPR_1 状态下,热负荷达不到最高水平(T_4 较低),难以发挥发动机最大推力性能。

(3) $n_1 = \text{const}$, α_{CDFS} 调节的转换过程

RTA 发动机可通过调整 CDFS 导叶角度 α_{CDFS} 降低核心驱动风扇涵道出口静压,从而创造模态转换过程中的回流裕度,实现发动机由单涵模态向双涵模态转换,本文采取调整系数法模拟 α_{CDFS} 调整造成的 CDFS 部件特性变化^[11]。在不同的来流马赫数条件下对调整 α_{CDFS} 实现模态转换过程的发动机特性变化如图 9 所示。随着 α_{CDFS} 的提高,相同转速下 CDFS 特性图向流量减小、压比降低的趋势变化,造成 RM 不断提高,相应 BPR_1 逐渐提高(图 9(a),(b)),同时压比的降低使核心机转子产生变轻的趋势,核心机转速 n_2 有所提高(图 9(d)), n_2 提高与 π_{CDFS} 的降低同时

(a) RM variation vs. A_{25} (b) BPR_1 variation vs. A_{25} (c) Fn_{ab} variation vs. A_{25} (d) n_2 variation vs. A_{25} (e) T_4 variation vs. A_{25} (f) T_3 variation vs. A_{25} Fig. 8 Mode transition character with A_{25} increase

作用下 T_3 基本不变, T_4 略有降低(图 9(e)), 发动机处于风扇机械负荷不变、热负荷略有减低的状态, 总推力基本维持不变(图 9(c))。

由于不同马赫数条件下 CDFS 导叶角度调整对发动机推力影响较小, 且 α_{CDFS} 的放大对保证模态转换过程中的工作安全是有利的, 因此发动机进入双涵模态后, 可直接调整核心驱动风扇角度处于最大状态。

(4) 保持最大机械负荷和最大热负荷的转换过程

如前所述, 在 $Ma1.6$ 条件下进行模态转换时, 由于

风扇压比较高, 需通过 T_4 节流创造模态转换条件, 造成发动机热负荷不足, 转换初始时刻推力损失较大。为保证转换过程中推力损失能够迅速恢复, 进入双涵模态后, 通过 A_{25} 和 A_8 的匹配调节, 使发动机在转换过程中处于最大热负荷和最大机械负荷状态, 如图 10 所示。在 $Ma1.6, Ma2.0, Ma2.2$ 的低马赫数条件下, 发动机最大热负荷由 T_4 确定, BPR_1 增大的过程中 T_4 不变, 且 BPR_1 越高, 风扇压比 π_F 越低, 发动机推力越低, 因此低马赫数条件下应尽量选取较小的风扇涵道比 BPR_1 ; 而 $Ma2.4, Ma2.6$ 下, 发动机最大热负荷由 T_3 确定, BPR_1 增大的过程中 T_4 升高, 使核心机转速 n_2 与发动机

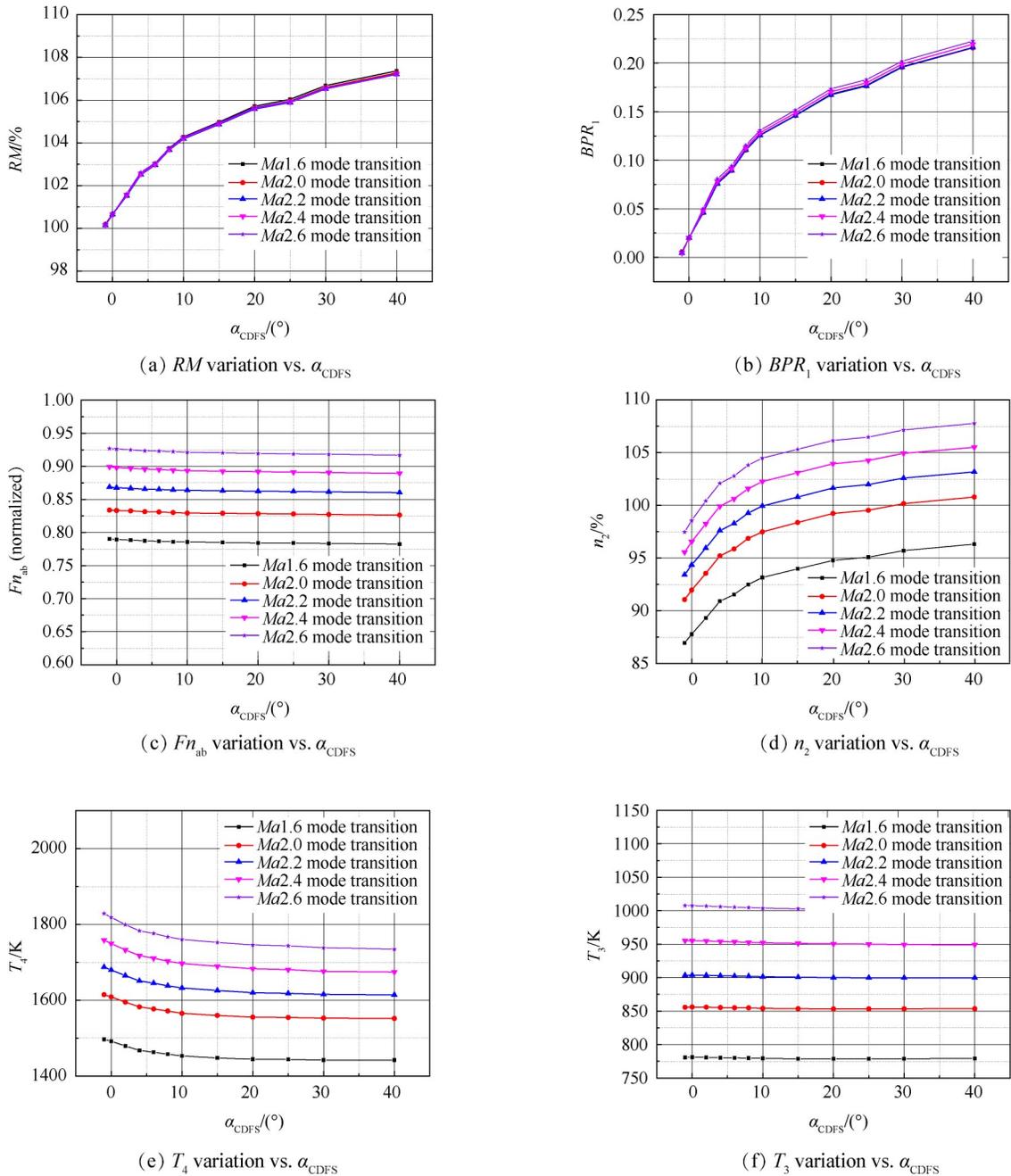


Fig. 9 Mode transition character with α_{CDFS} increase

推力 $F_{n_{ab}}$ 提高, 当 T_4 达到最高时, 发动机推力达到最大点。因此不同马赫数下均存在一个最优的 BPR_1 , 使发动机发挥最大机械负荷和热负荷。同时由图 10(d) 可见, A_{25} 在模态转换初始时刻即需要大幅放大以保证发动机热负荷, 且 BPR_1 增大的过程中 A_{25} 不断提高, 最大的调节比达到 7 倍以上, 这也是 RTA 发动机重新设计大调节比后可变涵道引射器的主要原因。

3.4 RTA 发动机模态转换特性仿真分析

考虑 RTA 发动机在不同马赫数条件下允许的最大机械负荷和最大热负荷, 按照 3.3 节方法优化选取了不同马赫数对应的 BPR_1 , 最终确定 RTA 发动机沿马赫数轨迹的模态转换控制计划如表 3 所示, 表中

$Ma1.6$ 为转换起始点。

沿 50kPa 动压头轨迹对 $Ma1.6\sim 4.0$ 区间内 RTA 发动机的工作特性进行了仿真计算, 如图 11 所示。在给定的模态转换控制计划下, RTA 发动机可以单涵道涡轮模态、双涵道涡轮模态和风车冲压模态稳定工作, 发动机总涵道比变化范围为 0.2~1.57, 接近 8 倍; 在 $Ma4.0$ 状态下, 发动机 T_3 与 T_4 达到一致, 发动机完全进入风车冲压状态; 与单涵模态相比, 模态转换过程中双涵模态推力略有损失, 但双涵模态风扇和 CDFS 更不易出现喘振失稳现象, 且最大工作能力由单涵模态的 $Ma2.5$ 提升至 $Ma4.0$ 以上, 进一步证明了 RTA 发动机采用模态转换方式可在保持发动机工作

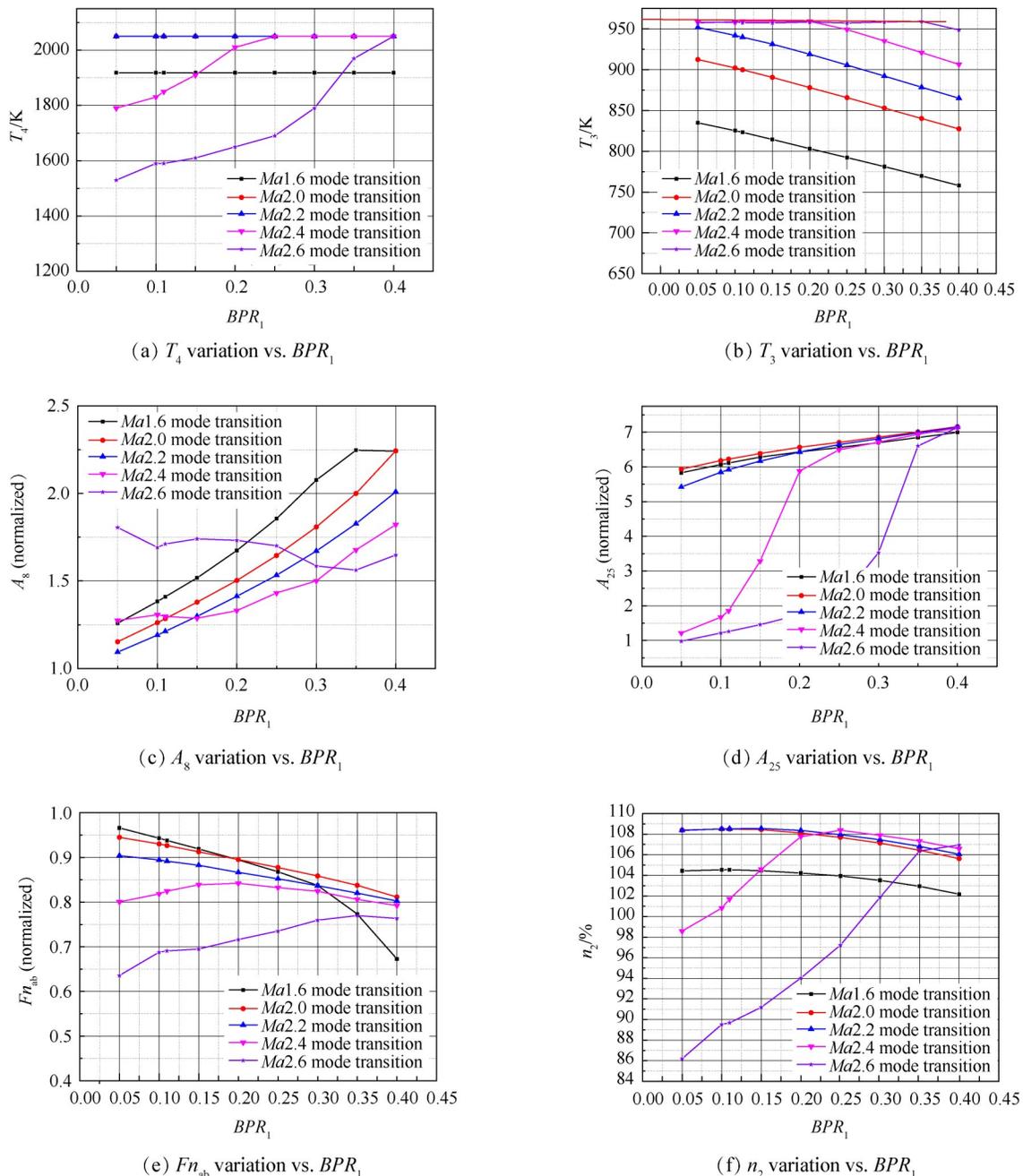


Fig. 10 Mode transition character with thermal upper limit

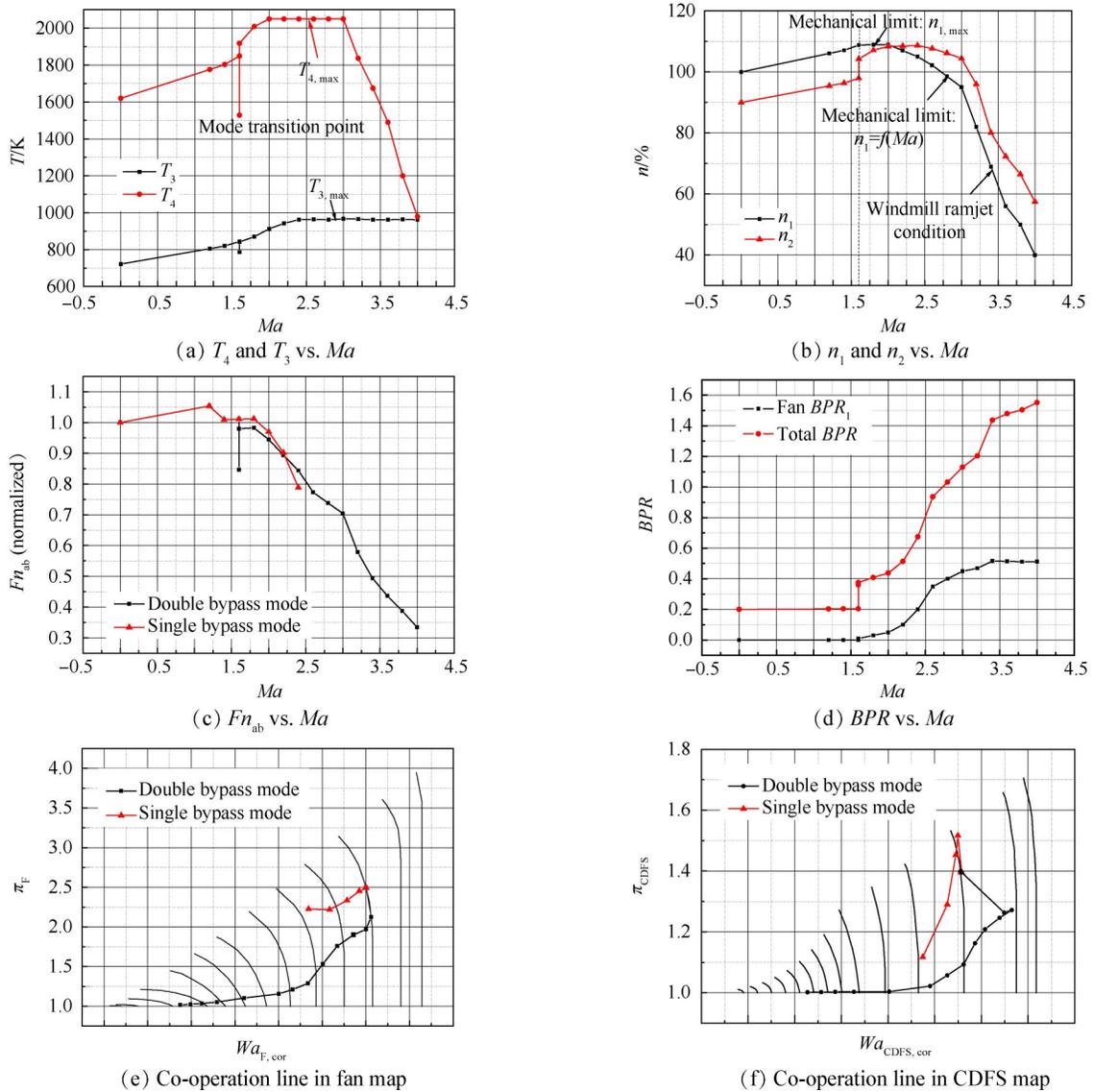


Fig. 11 RTA engine performance along the trajectory

Table 3 RTA engine mode transition control schedule

Ma	BPR_1	$n_1/\%$	A_8 (normalized)	A_{25} (normalized)	
0.0	0.00	100.0	1.00	1.0	Transition initial
1.6	0.00	108.8	0.92	1.0	
1.6	0.01	108.8	1.17	5.6	
1.8	0.03	108.8	1.17	6.0	
2.0	0.05	108.8	1.17	6.0	
2.2	0.10	107.0	1.19	6.0	
2.4	0.20	105.0	1.32	6.2	$A_{25,max}$
2.6	0.35	102.0	1.53	6.9	
2.8	0.40	99.0	1.49	7.2	
3.0	0.45	95.0	1.43	7.5	
3.2	0.47	82.0	1.18	7.5	
3.4	0.48	69.0	0.97	7.5	
3.6	0.50	56.0	0.79	7.5	
3.8	0.52	50.0	0.66	7.5	
4.0	0.52	40.0	0.56	7.5	

能力的基础上,将发动机最大马赫数大幅提升,并保证发动机的稳定工作裕度,具有较高的推力与工作稳定性优势。

4 结论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)RTA 发动机选取 $Ma1.6$ 作为模态转换点,可避免单涵模态下可能出现的喘振裕度不足问题和 CDFS 堵塞问题,将发动机最大工作马赫数由 $Ma2.5$ 提升至 $Ma4.0$,创造模态转换初始条件时造成约 8% 的推力损失。

(2)放大喷管喉部面积 A_8 、后可变涵道引射器面积 A_{25} 、调节 CDFS 导叶角度 α_{CDFS} 等方式均可实现由单涵模态向双涵模态的转换,通过 A_{25} 和 A_8 的匹配调节,可保证 RTA 发动机在最大允许机械负荷和最大允许

热负荷条件下进行模态转换。

(3)通过特性仿真分析证明,基于本文提出的模态转换控制计划,发动机可实现在 $Ma_0\sim 4.0$ 宽范围的稳定工作,工作过程中风扇最大相对转速可达到108.8%,涵道比变化范围接近8倍,可在飞行器加速工作中提供高推力性能。

参考文献

- [1] Steelant J, Bond A. LAPCAT: an EC Funded Project on Sustained Hypersonic Flight[R]. *IAC-2006-C4.5.01*.
- [2] Bradley M, Bowcutt K, McComb J, et al. Revolutionary Turbine Accelerator (RTA) Two-Stage-to-Orbit (TS-TO) Vehicle Study[R]. *AIAA 2002-3902*.
- [3] Bartolotta P A, McNelis N B. High Speed Turbines: Development of a Turbine Accelerator (RTA) for Space Access[R]. *AIAA 2003-6943*.
- [4] McNelis N, Bartolotta P. Revolutionary Turbine Accelerator (RTA) Demonstrator[R]. *AIAA 2005-3250*.
- [5] Makoto Okazaki, Kazuo Miyazawa, Kazuhiko Ishizawa. Engineering Research for Super/Hyper-Sonic Transport Propulsion System (HYPR)[R]. *ISABE 99-7004*.
- [6] Kawano M, Kuyama T, Kubayashi M, et al. Development of a High Temperature Combustor for HYPR Mach 3 Turbojet Engines [R]. *AIAA 98-3281*.
- [7] Tetisji Fujimura, Shogo Tsugumi, Hideo Kimura, et al. Research and Development of High Temperature Core Engine for HST[R]. *AIAA 98-3279*.
- [8] Willis E A, Welliver A D. Variable Cycle Engines for Supersonic Cruising Aircraft [C]. *California: AIAA/SAE 12th Joint Propulsion Conference*, 1981.
- [9] 林雪平. 变几何发动机稳态性能计算研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004.
- [10] 苟学中. 变循环发动机建模及控制规律研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2011.
- [11] 周 红. 变循环发动机及其与飞机一体化设计研究 [D]. 西安:西北工业大学, 2016.
- [12] 王 元. 变循环发动机建模及性能寻优控制技术研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
- [13] 朱之丽, 李 东. 变几何涡扇发动机几何调节对性能的影响[J]. *航空动力学报*, 1999, 14(1): 35-38.
- [14] 朱之丽, 张 津. 涡扇发动机可变几何参数调节对性能影响的分析[J]. *航空动力学报*, 1994, 9(4): 353-356.
- [15] 王洪东. 双外涵变循环发动机性能模型研究及性能分析[M]. 北京:北京航空航天大学, 1996.
- [16] 刘增文, 王占学, 黄红超, 等. 变循环发动机性能数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(6): 1310-1315.
- [17] 张 荣. 变循环发动机建模技术及仿真研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
- [18] 陈玉春, 贾琳渊, 任 成, 等. 变循环发动机稳态控制规律设计的新方法[J]. *推进技术*, 2017, 38(10): 2262-2270. (CHEN Yu-chun, JIA Lin-yuan, REN Cheng, et al. An Innovative Method for Design of Steady State Control Law for Variable Cycle Engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(10): 2262-2270.)
- [19] 刘增文, 王占学, 蔡元虎. 变循环发动机模态转换数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(9): 2128-2132.
- [20] 王绍卿, 华 清. 涡扇冲压组合发动机等Q特性及接点选取[J]. *推进技术*, 1989, 10(3). (WANG Shao-qing, HUA Qing. The ATR/RJ Engine Performance at Constant Dynamic Pressure and the Consideration of Transition Condition[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1989, 10(3).)
- [21] Goyvaerts J. Modelling and Simulation of the Revolutionary Turbine Accelerator[D]. *Belgium: Von Karman Institute*, 2009.

(编辑:朱立影)