

变循环发动机模态转换的几何调节规律

周红, 王占学, 张晓博, 张明阳
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 考虑了变循环发动机转子惯性效应和部件容积效应, 分析了模态选择阀门面积、核心驱动风扇级导叶角度、低压涡轮导向器面积、喷管喉部面积等几何参数及其不同组合调节方式对变循环发动机模态转换过程的影响, 并与实验数据进行了对比。结果表明: 所建立的数学模型能正确反映变循环发动机在模态转换过程中参数的变化规律。为确保转换过程的顺利进行, 在放大(关小)模态选择阀门面积时, 应关小(放大)核心驱动风扇级导叶角度。低压涡轮导向器面积和喷管喉部面积的调节可使得转换过程中参数的变化更加平稳。

关键词: 变循环发动机; 模态转换; 几何调节规律; 模态选择阀门; 核心驱动风扇级导叶角度

中图分类号: V235.16; TP301.6

文献标志码: A

Geometry regulating law of variable cycle engine during mode transition

ZHOU Hong, WANG Zhan-xue, ZHANG Xiao-bo, ZHANG Ming-yang

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The inertial rotor dynamics and volume dynamics of variable cycle engine were considered. The influences of mode selector valve area, core driven fan stage inlet guide vane, low pressure turbine area, nozzle throat area and their different combined adjustments on variable cycle engine mode transition performance were analyzed and compared with the test data. The results indicate that the simulation model established can calculate the characteristic of variable cycle engine mode transition correctly. It is suggested that the core driven fan stage inlet guide vane should be closed/opened when the mode selector valve area is opened/closed during mode transition. The parameters can change more smoothly by adding reasonable regulation of low pressure turbine area and nozzle throat area.

Key words: variable cycle engine; mode transition; geometry regulating law; mode selector valve; core drive fan stage inlet guide vane

无论是超声速巡航战斗机还是超声速巡航客机, 均要求飞机的动力系统能同时满足亚声速和超声速飞行时的推力和耗油率需求, 而变循环发动机以其循环模式的优越性, 目前成为军、民用航空动力装置的研究热点之一^[1-4]。变循环发动机与常规循环发动机最为显著的不同在于其存在不止一种模态。对于双外涵变循环发动机, 则存在单、双外涵两种模态, 从而使其兼备小涵道比涡扇发动机高单位推力和大涵道比涡扇发动机低耗油率

的优势。当变循环发动机在单、双外涵两种模态之间切换时, 如何保证变循环发动机模态的稳定过渡且同时获得预期性能是变循环发动机的重要研究内容之一。

美国通用电气公司在超声速巡航飞机研究和先进战术战斗机发动机等项目的支持下, 先后对双外涵变循环发动机模态转换过程的几何调节、控制系统、试车等进行了较为全面的研究^[5-10], 但其公布的文献中未给出完整的模态转换调节规律

及结果数据.

近年来,随着国内对变循环发动机研究的重视,研究人员基于稳态或动态分析方法研究了变循环发动机的模态转换过程^[11-13].总地来说,目前对变循环发动机模态转换过程的调节规律不够灵活和丰富,使得变循环发动机模态转换过程中参数的变化不够平稳.

本文在部件搭接式变循环发动机稳态数值仿真软件的基础上^[14],通过加入变循环发动机动态方程组,建立了变循环发动机过渡态计算模型,分析了多个几何调节参数及其不同组合形式对双外涵变循环发动机模态转换过程的影响,得到了满足模态转换过程中参数平稳变化要求的几何调节规律.

1 模态转换原则

变循环发动机进行模态转换的目的是为了在满足不同的推力要求时,仍能保持较高的进口流量,从而达到比常规涡扇发动机更低的耗油率和更小的安装阻力.例如,当发动机由大推力状态过渡至小推力状态时,常规涡扇发动机一般是通过减少供油量,常规涡扇发动机转速降低,进口流量随之降低,推力减小,进口流量的降低还使得常

规常规涡扇发动机的安装阻力大大增加.但变循环发动机通过由单外涵模态转换成双外涵模态,可实现在推力减小时,变循环发动机进口流量基本不变,因而安装阻力不会显著增大,并且耗油率更低,从而获得比常规涡扇发动机更好的安装性能.

一般地,为保持高流通能力,变循环发动机在模态转换过程中应满足的条件有:

- 1) 低压转速保持不变;
- 2) 风扇压比尽可能保持不变;
- 3) 核心驱动风扇级(CDFS)压比变化平缓;
- 4) 避免气流绕 CDFS 的倒流,即变循环发动机回流裕度始终大于零.

另外,还需满足部件的稳定工作,不出现严重的超温、超转等问题.

双外涵变循环发动机结构示意图及其截面编号如图 1 所示,图中,深色截面标号表示几何可调节的截面.在模态转换过程中可能涉及到的几何变量有:模态选择阀门面积 A_{94} 、CDFS 导叶角度 θ_{22} 、低压涡轮导向器面积 A_{17} 、前可变面积涵道引射器(FVABI)内涵面积 A_{148} 、后可变面积涵道引射器(RVABI)外涵面积 A_{16} 、喷管喉部面积 A_8 等.

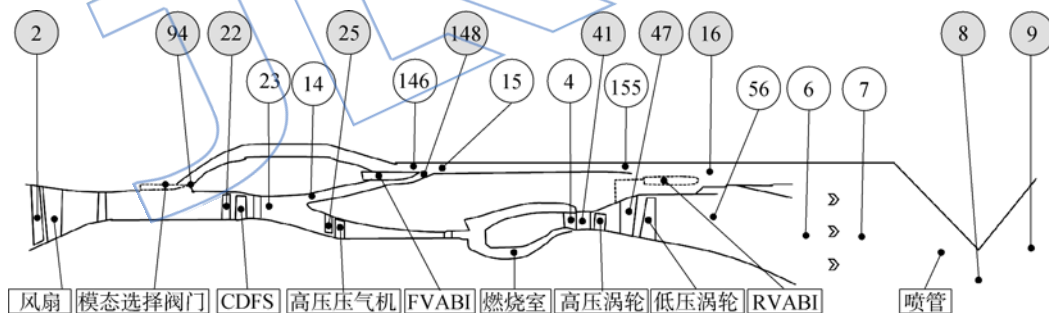


图 1 变循环发动机截面示意图

Fig.1 Schematic of sections of variable cycle engine

参考文献[5],引入回流裕度的定义为

$$R_m = \frac{p_{s22} - p_{s148}}{p_{s22}} \times 100\% \quad (1)$$

式中 p_{s22} 表示 CDFS 进口静压; p_{s148} 表示 FVABI 内涵进口静压.

2 数学模型

变循环发动机模态转换过程是通过部件几何调节实现的,由于控制系统的设计非本文的研究范畴,文中忽略几何调节机构、引气以及控制系统等因素的延迟.将主燃烧室供油的延迟归于控制

系统的延迟,故也不予考虑.认为模态转换过程中气流与变循环发动机零部件之间的非定常热交换以及气体流动的不稳定性所造成的影响均不大,因而忽略变循环发动机零件受热程度不同所造成的影响,并且各部件仍采用稳态时的特性^[15-16].因此,本文在建立变循环发动机动态方程组时,只考虑转子惯性效应和各部件容腔的容积效应.

考虑转子惯性效应的动力学微分方程式为^[17]

$$\dot{m}_t \Delta h_t = \dot{m}_c \Delta h_c / \eta_m + J \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 N \frac{dN}{dt} \quad (2)$$

式中下标 t 和 c 分别表示涡轮以及同轴的压缩部件; \dot{m} 为气流流量; Δh 为单位质量气流的焓变; η_m, J, N 分别为转子机械效率、转动惯量、物理转速.

将变循环发动机各个部件由一个容积近似代替,考虑容积质量存储效应和能量存储效应的动力学微分方程式为

$$\begin{cases} \dot{m}_e = \dot{m}_i - \frac{V}{\gamma R_g T} \cdot \frac{dp}{dt} \\ \dot{m}_e h_e = \dot{m}_i h_i - (\dot{m}_i - \dot{m}_e) u - \frac{pV}{R_g T} \cdot \frac{du}{dt} \end{cases} \quad (3)$$

式中下标 e 和 i 分别表示出口和进口截面; V 为部件容积; γ 为气体比热比; R_g 为气体常数; T 为气体总温; u 为容积内单位质量气体的内能; h 为质量焓; dp/dt 和 du/dt 分别表示压力和内能随时间的变化率.

用式(2)和式(3)的动力学方程分别代替稳态的功率平衡、流量连续以及能量守恒方程,即可构建变循环发动机过渡态的动态共同工作方程组.根据变循环发动机流路计算得到部件容积^[18],应用改进的欧拉法求解 1 阶常微分方程.

3 计算结果与分析

3.1 单外涵至双外涵模态转换

为验证本文的计算模型,本文在变循环发动机由单外涵模态过渡至双外涵模态时,选取与文献[6]相同的模态转换起始点和调节规律.单外涵模态起始点的取值如表 1 所示,转换过程几何调节规律如图 2 所示.

表 1 单外涵至双外涵模态转换起始点参数

Table 1 Parameters of transition start point from single to double bypass mode

$N_1/\%$	$\theta_{22}/(^{\circ})$	A_{47}/m^2	A_{148}/m^2	A_{16}/m^2	A_8/m^2
95	-5	0.0597	0.0194	0.0285	0.1677

其中 N_1 为低压相对物理转速; A 为截面面积.

按上述调节规律得到的模态转换过程中,风扇和 CDFS 压比的变化及其与文献[6]中实验数据的对比如图 3 和图 4 所示.由于文献[6]中并未给出全部的变循环发动机设计数据,本文的计算结果与实验数据存在一定偏差,但变化趋势基本保持一致.

放大 A_{94} 使得风扇压比降低、CDFS 压比升高,而关小 θ_{22} 则使得风扇压比上升、CDFS 压比

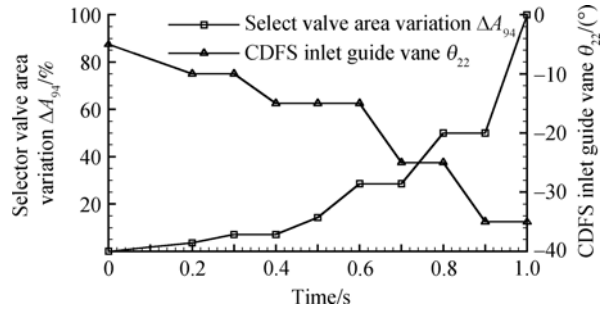


图 2 单外涵至双外涵模态几何调节规律

Fig. 2 Geometry regulating law from single to double bypass mode

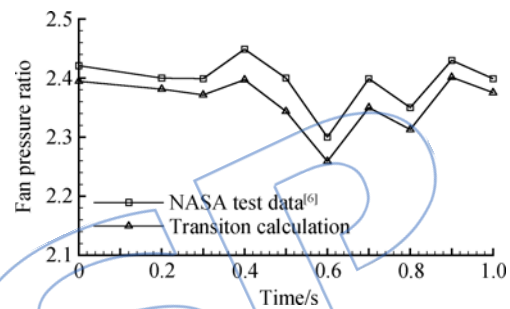


图 3 单外涵至双外涵模态风扇压比对比

Fig. 3 Comparison of fan pressure ratio from single to double bypass mode

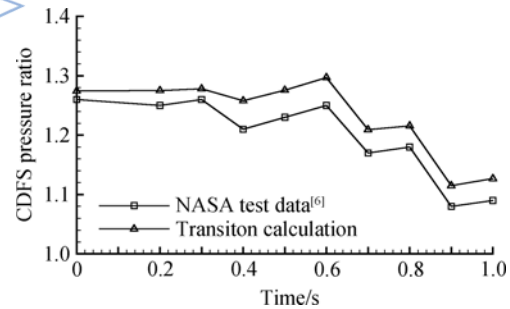


图 4 单外涵至双外涵模态 CDFS 压比对比

Fig. 4 Comparison of CDFS pressure ratio from single to double bypass mode

下降.因此,通过 A_{94} 和 θ_{22} 的交替变化,有利于维持风扇和 CDFS 的压比,从而保证模态转换过程的顺利进行.

以上述单外涵至双外涵的模态转换过程为基准(base),为了从整机层面进一步改进模态转换过程,本文增加了对低压涡轮导向器面积 A_{47} 的调节,其调节规律如图 5 所示.由于篇幅所限,其他几何调节变量对变循环发动机模态转换的影响将在双外涵至单外涵的模态转换中介绍.

在模态转换后期关小 A_{47} 后,变循环发动机

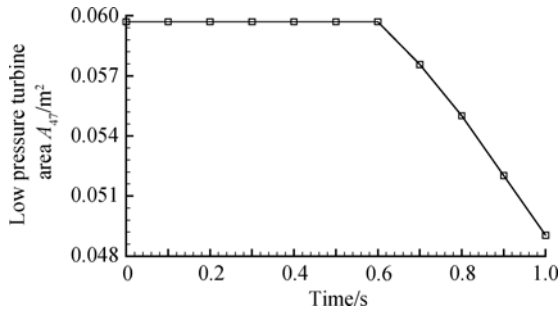


图 5 单外涵至双外涵模式 A_{47} 调节规律
Fig. 5 Regulating law of A_{47} from single to double bypass mode

工作参数的变化及其与基准转换过程的对比如图 6 所示. 在低压物理转速和喷管喉部面积一定的情况下, 关小 A_{47} 对风扇和 CDFS 压比的影响较小, 因此关小 A_{47} 后仍能保证风扇和 CDFS 压比的变化幅度在一定范围内.

放大 A_{94} 使得风扇涵道比增加、推力减小且耗油率减低, 关小 θ_{22} 同样使得风扇涵道比增加、

推力减小但耗油率增大. 总的来说, 变循环发动机通过单外涵模式至双外涵模式的转换, 实现了在低压物理转速不变的情况下 (变循环发动机进口流量基本不变), 涵道比上升, 推力下降, 耗油率下降.

在关小 A_{47} 后, 模式转换过程中风扇涵道比增加或推力减小的幅度进一步扩大, 而且单外涵模式的耗油率相比于基准转换过程降低约 30%.

综上所述, 变循环发动机由单外涵模式切换至双外涵模式时, 在逐步放大模式选择阀门面积 A_{94} 的同时, 应逐步关小 CDFS 导叶角度 θ_{22} , 在转换后期还应关小低压涡轮导向器面积 A_{47} , 从而实现变循环发动机涵道比进一步的上升, 推力和耗油率进一步的下降.

3.2 双外涵至单外涵模式转换

当变循环发动机由双外涵模式切换至单外涵模式时, 选取的双外涵模式起始点如表 2 所示.

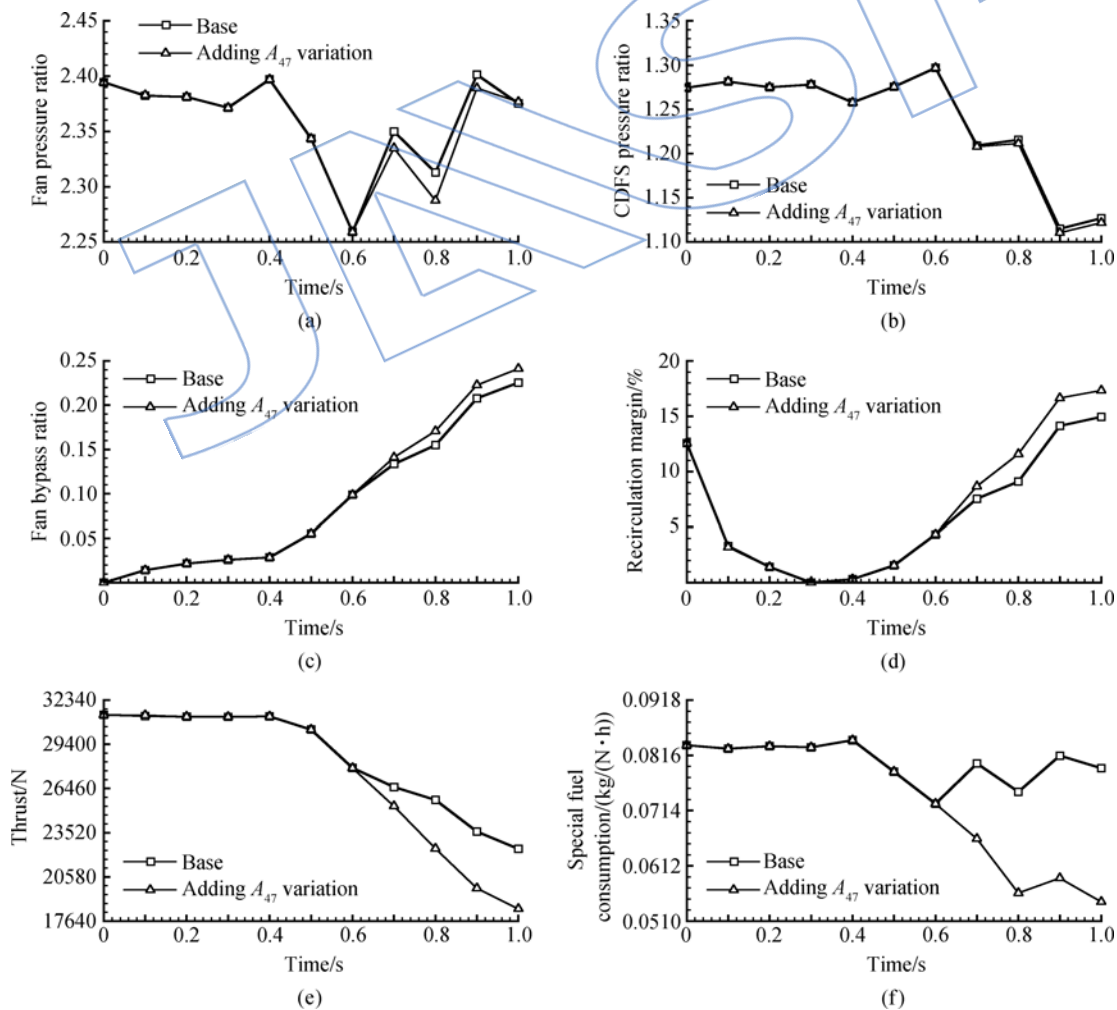


图 6 单外涵至双外涵模式变循环发动机工作参数变化

Fig. 6 Variation in variable cycle engine operation parameters from single to double bypass mode

表2 双外涵至单外涵模态转换起始点参数

Table 2 Parameters of transition start point from double to single bypass mode

$N_1/\%$	$\theta_{22}/(^{\circ})$	A_{17}/m^2	A_{148}/m^2	A_{16}/m^2	A_8/m^2
95	-35	0.04904	0.0132	0.0285	0.182

为分析不同调节规律对变循环发动机双外涵至单外涵模态转换过程的影响,本文选取如下4种调节规律:

1) 模态选择阀门面积 A_{94} 逐步关小,如图7所示。

2) 模态选择阀门面积 A_{94} 、CDFS 导叶角度 θ_{22} 、喷管喉部面积 A_8 联合逐步调节,如图7~图9所示。

3) 模态选择阀门面积 A_{94} 与 CDFS 导叶角度 θ_{22} 交替调节,即图2的逆向变化过程。

4) 模态选择阀门面积 A_{94} 与 CDFS 导叶角度 θ_{22} 交替调节,而喷管喉部面积 A_8 逐步调节,如图2和图9所示。

在以上4种不同调节规律下,变循环发动机部件及整机参数的变化如图10所示。

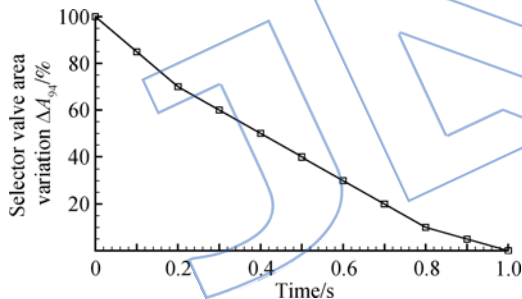


图7 双外涵至单外涵模态选择阀门面积调节

Fig. 7 Variation in selector valve area from double to single bypass mode

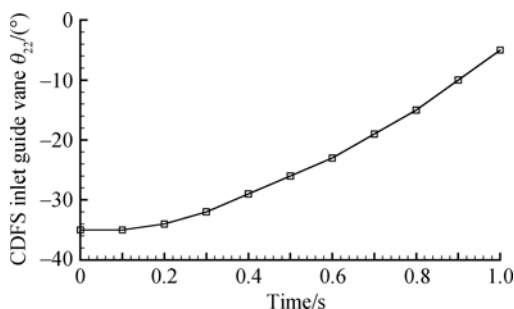


图8 双外涵至单外涵模态 CDFS 导叶角度调节

Fig. 8 Variation in CDFS inlet guide vane from double to single bypass mode

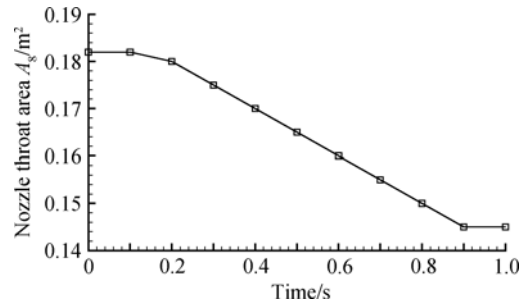


图9 双外涵至单外涵模态喷管喉部面积调节

Fig. 9 Variation in nozzle throat area from double to single bypass mode

若单独放大 A_{94} (图10中law 1),在模态转换开始时期,变循环发动机参数变化幅度很小,此时调节 A_{94} 对变循环发动机工作的略微影响只是由于外涵道总压损失的不同而造成的。在模态选择阀门完全关闭的时刻,由于外涵流量的突然变化,使得风扇和CDFS的工作点具有较大幅度的改变,尤其是转换后风扇压比的大幅升高意味着变循环发动机流量的降低,换言之,在此调节规律下,变循环发动机的模态转换过程不符合预期目标。

若 A_{94} 与 θ_{22} 进行交替调节(图10中law 3),则有效避免了单外涵模态下风扇压比的升高,即确保转换前后变循环发动机进口流量基本相同,但在转换中期,风扇压比仍有较大幅度的变化,并且在模态选择阀门关闭的时刻,风扇和CDFS工作点仍旧变化剧烈。

若在 A_{94} 与 θ_{22} 进行交替调节的同时,逐步关小喷管喉部面积 A_8 (图10中law 4),使得风扇涵道比逐渐减小,当模态选择阀门完全关闭时,变循环发动机外涵流量的变化幅度并不大,因而没有引起风扇和CDFS工作点的剧烈变化。另外,喷管喉部面积关小还使得变循环发动机推力升高。

若 A_{94} , θ_{22} , A_8 三者同时平稳变化(图10中law 2),在双外涵至单外涵模态的转换过程中,风扇压比基本保持不变,风扇涵道比逐步下降,CDFS压比逐步升高,推力逐步升高而耗油率基本保持不变,从而实现了变循环发动机模态平稳的转换。

另外,由图10中变循环发动机回流裕度的变化情况可看出,在 A_{94} , θ_{22} , A_8 联合调节时,由于变循环发动机外涵流量逐渐减小而CDFS进口流量逐渐增大,使得变循环发动机回流裕度逐渐减小。为避免回流裕度小于零,可考虑在转换过程中放大FVABI内涵面积 A_{148} 。为了简化变循环发动

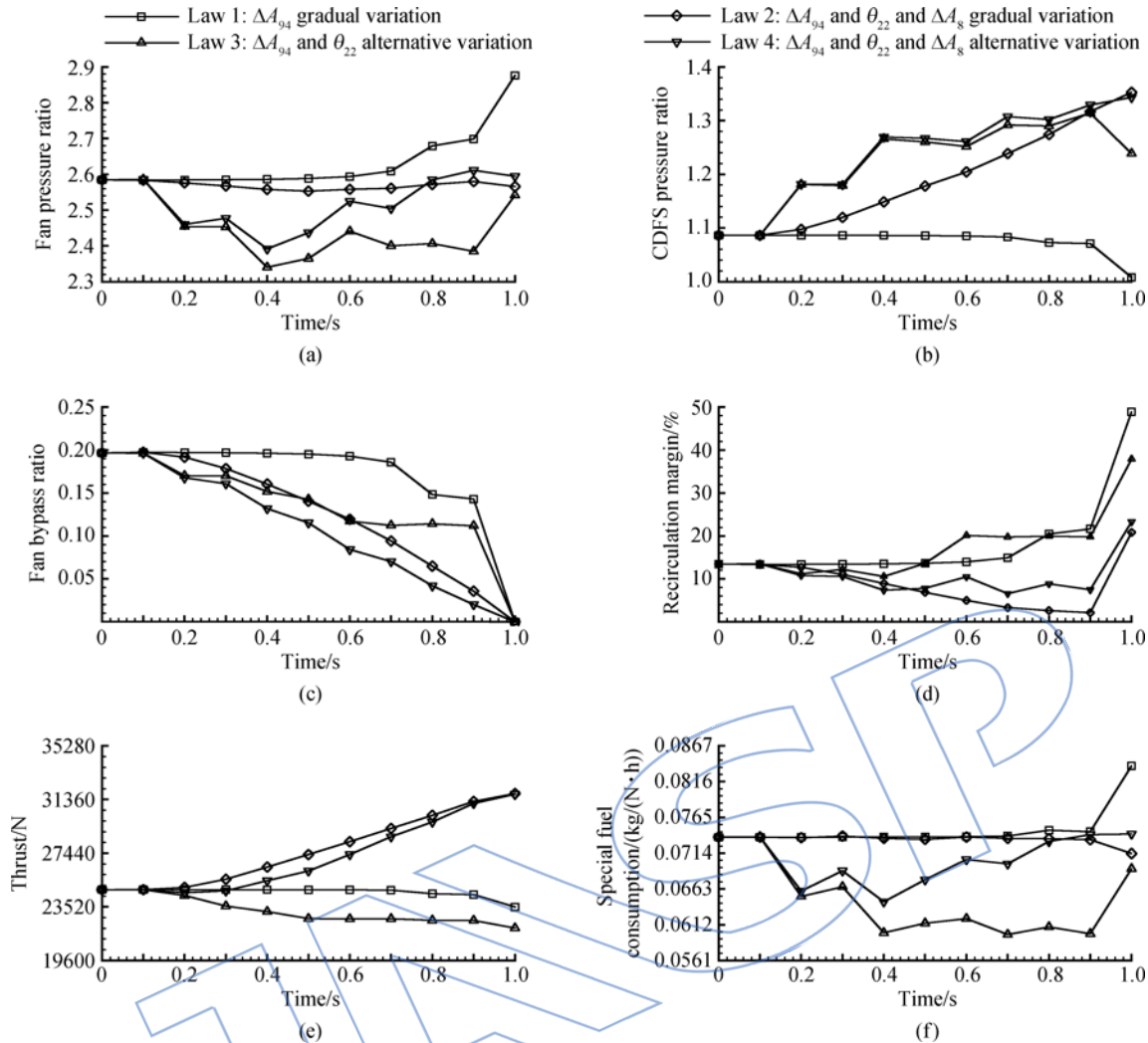


图 10 双外涵至单外涵模态变循环发动机工作参数变化

Fig. 10 Variation in variable cycle engine operation parameters from double to single bypass mode

机在模态转换过程中的调节规律,也可以在模态转换起始点选取较小的 A_{148} ,在本文的表 2 中, A_{148} 的取值 ($A_{148} = 0.0132 \text{ m}^2$) 比表 1 中 ($A_{148} = 0.0194 \text{ m}^2$) 的 A_{148} 的取值偏小,就是为了避免回流裕度低于零。

相比于发动机加/减速、接通/断开加力的过渡态过程,变循环发动机在模态转换过程中,转速和温度等参数的变化幅度相对较小,在模态转换起始点选取合理的情况下,变循环发动机模态转换过程一般不会出现超温、超转、燃烧室贫油或富油熄火等问题。

4 结 论

本文建立了变循环发动机动态计算模型,分析了不同调节规律对变循环发动机模态转换过程的影响,得出如下结论:

1) 变循环发动机模态转换过程的调节规律

并非唯一,单独放大或关小模态选择阀门面积而实现的模态转换,对变循环发动机工作性能并无明显改善,而且在模态选择阀门开始打开或关闭时刻,风扇和 CDFS 工作点均出现较大幅度的突变。

2) CDFS 导叶角度调节对变循环发动机模态转换过程的影响尤为关键,通过模态选择阀门面积与 CDFS 导叶角度的联合调节基本能够实现两种模态的顺利过渡,并且两者同时逐渐调节比交替调节更有利于变循环发动机参数的平稳过渡。

3) 在单外涵至双外涵模态转换的后期,关小低压涡轮导向器面积可实现推力和耗油率的进一步下降。

4) 在双外涵至单外涵模态转换过程中,逐步关小喷管喉部面积可使得风扇涵道比逐渐减小,而推力逐渐增大,有效避免了模态选择阀门完全关闭时刻,变循环发动机工作参数的突变。

5) 应合理选择模态转换起始点前可变面积涵道引射器内涵面积,以确保转换过程中变循环发动机回流裕度始终大于零。

参考文献:

- [1] Allan R D. General Electric Company variable cycle engine technology demonstrator program [R]. AIAA 79-1311, 1979.
- [2] Dabney T R. Anser. Engine wars: competition for US fighter engine production[R]. AIAA 98-3115, 1998.
- [3] Simmons R J. Design and control of a variable geometry turbofan with an independently modulated third stream [D]. Ohio: Ohio State University, 2009.
- [4] Welge H R, Bonet J, Magee T, et al. N+3 advanced concept studies for supersonic commercial transport aircraft entering service in the 2030-2035 period[R]. NASA CR-217084, 2011.
- [5] French M W, Allen G L. NASA VCE test bed engine aerodynamic performance characteristics and test results[R]. AIAA 81-1594, 1981.
- [6] Vdoviak J W, Knott P R, Ebacker J J. Aerodynamic/acoustic performance of YJ101/ double bypass VCE with coannular plug nozzle[R]. NASA CR-159869, 1981.
- [7] Sullivan T J, Parker D E. Design study and performance analysis of a high-speed multistage variable-geometry fan for a variable cycle engine[R]. NASA CR-159545, 1979.
- [8] Hurtle J E, Toot P D, Wanger R P. Full authority digital electronic control (FADEC): variable cycle engine demonstration[R]. AIAA 81-1498, 1981.
- [9] Rock S M, De Hoff R L. Variable cycle engine multivariable control synthesis interim report: control structure definition[R]. AFAPL-TR-79-2043, 1979.
- [10] Przybylko S J, Rock S M. Evaluation of a multivariable control design on a variable cycle engine simulation[R]. AIAA 82-1077, 1982.
- [11] 唐海龙. 面向对象的航空发动机性能仿真系统及其应用[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2000.
TANG Hailong. Object-oriented aeroengine performance simulation system and its application [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000. (in Chinese)
- [12] 刘增文, 王占学, 蔡元虎, 等. 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.
LIU Zengwen, WANG Zhanxue, CAI Yuanhu, et al. Numerical simulation on bypass transition of variable cycle engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2128-2132. (in Chinese)
- [13] 苟学中, 周文祥, 黄金泉. 变循环发动机部件级建模技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 104-111.
GOU Xuezhong, ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan. Component-level modeling technology for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 104-111. (in Chinese)
- [14] 周红, 王占学, 刘增文, 等. 双外涵变循环发动机可变几何特性研究[J]. 航空学报, 2014, 35(8): 2126-2135.
ZHOU Hong, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. Variable geometry characteristics research of double bypass variable cycle engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(8): 2126-2135. (in Chinese)
- [15] Corbett M, Wolff J M. Modeling transient effects of a double bypass engine[R]. AIAA-2010-7090, 2010.
- [16] 樊思齐, 徐芸华. 航空推进系统控制[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995: 34-44.
- [17] Sellers J F, Daniele C J. DYNGEN-A program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA TN D-7901, 1975.
- [18] Franciscus L. Interim computer program for estimating aircraft engine weight and dimensions on a component basis[R]. NASA TM X-73404, 1976.

(编辑: 陈越)