

可变面积涵道引射器对变循环发动机性能影响

周 红, 王占学, 刘增文, 张明阳

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 分析了变循环发动机前、后涵道引射器的几何调节方式,建立了变循环发动机稳态及过渡态数学模型,并考虑了前涵道引射器和模态选择阀门由于面积突变引起的局部总压损失,模拟了变循环发动机单外涵模式、双外涵模式及模态转换过渡过程中,前、后涵道引射器面积对发动机性能和稳定性的影响,并与 NASA 试验数据进行了对比.结果表明:单外涵模式,放大前涵道引射器内涵进口面积会减小变循环发动机的回流裕度,但可增大风扇和核心驱动风扇级的喘振裕度;在由单外涵模式过渡至双外涵模式的模态转换后期,减小后涵道引射器外涵进口面积可减缓风扇压比的下降;建议前涵道引射器选择总面积保持不变而内涵进口面积改变,后涵道引射器选择内涵进口面积保持不变而外涵进口面积改变的调节方式.

关 键 词: 变循环发动机; 涵道引射器; 可变几何; 局部总压损失; 模态转换

中图分类号: V235.16; TP301.6

文献标志码: A

Impact of variable area bypass injector on variable cycle engine performance

ZHOU Hong, WANG Zhan-xue, LIU Zeng-wen, ZHANG Ming-yang

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The geometry regulating laws of forward and rear bypass injectors of variable cycle engine were analyzed. A mathematic model capable of calculating the variable cycle engine steady and transition performance was established. It considered the local total pressure loss caused by sudden area change at forward bypass injector and mode selector valve. The impacts of geometry regulating laws of forward and rear bypass injectors on variable cycle engine performance and stability were simulated with single bypass mode, double bypass mode and mode transitioning, and the simulation results were compared with NASA test data. The results indicate the opening of forward bypass injector's inner bypass area can decrease recirculation margin and increase fan and core drive fan stage surge margin in single bypass mode. During the late period of transforming from single into double bypass mode, the reduction of fan pressure ratio will diminish by closing rear bypass injector's outer bypass area. It's suggested that the forward bypass injector's inner bypass area should be changed, and the total area should be kept unchanged, while the rear bypass injector's outer bypass area should be changed, and the inner bypass area should be kept unchanged.

Key words: variable cycle engine; bypass injector; variable geometry; local total pressure loss; mode transition

变循环发动机(variable cycle engine, VCE)通过部件几何调节可使涵道比在较大范围内变化,让发动机兼具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油耗的优势,从而使发动机能够满足不同飞行任务的需求,被认为是先进战斗机的理想动力装置之一^[1]。

变循环发动机概念最早由美国通用电气公司的 Gerhard 于 20 世纪 60 年代展开初步研究. 在美国超声速巡航飞机研究计划的支持下,1976 年至 1981 年,通用电气公司进行了先进超声速推进系统技术研究项目^[2],其研究重点就是变循环发动机. 1976 年,美国空军在 YJ101 低涵道比涡扇发动机上试验了可变面积后混合室对发动机循环性能的改善;1977 年,美国海军研究了带后可变面积涵道引射器(rear variable area bypass injector, RVABI)和可变面积涡轮喷管的双外涵变循环发动机方案;1978 年, NASA 论证了带前可变面积涵道引射器(forward variable area bypass injector, FVABI)的变循环发动机,此前,风扇和核心驱动风扇级(core driven fan stage, CDFS)的外涵气流分别通过一个外涵喷管和一个排气喷管排出, FVABI 使得这两股外涵气流有效掺混后进入发动机外涵道,而后在 RVABI 处与低压涡轮出口气流掺混, FVABI 保证了变循环发动机在单、双外涵两种模式之间顺利的转换^[3-5], 双外涵变循环发动机的基本结构也就初步确定,由此可见可变面积涵道引射器是双外涵变循环发动机独特且重要的结构之一。

近几年,国内在变循环发动机涵道引射器方面也展开了相应的研究. 文献[6]分析了包括 FVABI 和 RVABI 出口面积对变循环发动机稳定性的影响. 文献[7]分析了 RVABI 外涵进口面积对变循环发动机性能的影响,但文中没有 FVABI 计算模型. 文献[8]建立了计算 FVABI 和 RVABI 涵道总压损失的二维模型. 总的来说,这些研究中

FVABI 和 RVABI 的几何调节方式都较为单一,并且没有研究可变面积涵道引射器对变循环发动机模态转换过渡态性能的影响。

本文的研究目标则是在文献[9]双外涵变循环发动机整机性能仿真模型的基础上,通过建立 FVABI 和 RVABI 在不同几何调节方式下的计算模型,分析其调节方式及调节量在单外涵模式、双外涵模式及模态转换过渡态过程中对变循环发动机性能和稳定性的影响,从而为变循环发动机部件结构设计和几何控制规律研究提供技术支持。

1 物理模型

1.1 双外涵变循环发动机物理模型

双外涵变循环发动机 FVABI 位于 CDFS 外涵道出口处,通过改变前、后段风扇外涵出口气流背压条件,从而改善前、后段风扇的工作稳定性,实现发动机在单、双外涵两个模式之间的转换. RVABI 位于低压涡轮出口段,通过改变发动机外涵气流的马赫数,达到外涵气流与核心气流掺混的静压平衡条件,联合低压涡轮导向器喉部面积调节可实现变循环发动机高、低压转速独立控制^[10]. 变循环发动机结构示意图及截面编号如图 1 所示。

图 1 中,将 94~146 截面之间的涵道称为风扇外涵道,将 14~148 截面之间的涵道称为 CDFS 外涵道,将 15~155 截面之间的涵道称为发动机外涵道. HPC 为高压压气机, HPT 和 LPT 分别为高压涡轮和低压涡轮。

146 为风扇外涵道出口截面即 FVABI 外涵进口截面, 148 为 CDFS 外涵道出口截面即 FVABI 内涵进口截面, 15 为 FVABI 出口截面; 16 为 RVABI 外涵进口截面, 56 为 RVABI 内涵进口截面, 6 为 RVABI 出口截面, 8 为喷管喉部截面。

1.2 涵道引射器几何调节方式

变循环发动机 FVABI 和 RVABI 存在不同

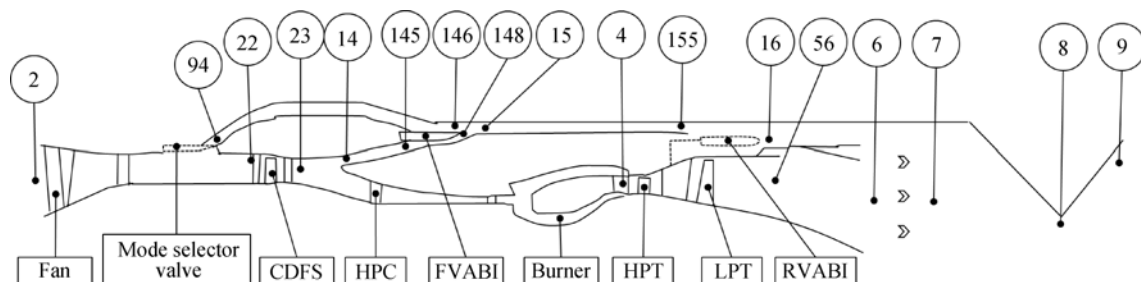


图 1 变循环发动机结构示意图及截面编号

Fig. 1 VCE schematic and instrumentation plane definition

的几何调节方式,较为典型的如下:文献[11]通过 FVABI 阀门的上下摆动来控制 FVABI 内、外涵道的开关,从而达到控制发动机涵道比的目的,这种结构中 FVABI 也替代了模态选择阀门的作用;文献[12]中通过 FVABI 的前后伸缩以改变 FVABI 内涵进口面积,而外涵进口面积基本不变化;文献[13]通过位于发动机外涵道的滑动阀的轴向移动一方面改变 RVABI 外涵进口面积,另一方面调节发动机外涵气流与核心气流的掺混比例;文献[14]中将 RVABI 设计为带铰链的斜槽混合室,通过周向均匀分布的 24 个斜槽的径向移动来调节 RVABI 内外涵气流掺混面积。

通过对双外涵变循环发动机涵道引射器几何调节机构的分析可知,FVABI 几何调节的关键是 FVABI 内涵进口面积(A_{148})的变化,根据结构设计的不同,其存在两种主要调节方式:保持外涵进口面积不变、改变内涵进口面积(记为 O 方式);保持进口总面积不变、改变内涵进口面积(记为 T 方式).将 FVABI 内涵进口面积的变化量记为 ΔA_{148} .

RVABI 几何调节的关键是 RVABI 外涵进口面积(A_{16})的变化,同样存在两种主要调节方式:保持内涵进口面积不变、改变外涵进口面积(记为 I 方式);保持进口总面积不变、改变外涵进口面积(记为 T 方式).将 RVABI 外涵进口面积变化量记为 ΔA_{16} .

2 数学模型

2.1 变循环发动机整机模型

基于面向对象的程序建模思想,建立了基于部件的航空发动机整机性能仿真模型,结合变循环发动机工作特性,进行 CDFS、变几何涡轮等特征部件适应性改进,依据双外涵变循环发动机的结构形式,通过合理的部件搭接即可构建变循环

发动机整机计算模型,如图 2 所示,图中 6.55% 等数值表示引气量。

2.2 掺混模型

变循环发动机可变面积涵道引射器本质是可变面积的混合室,假设内、外涵气流在等截面管道内完全掺混,且混合室表面绝热,忽略混合阶段的壁面摩擦,掺混过程满足能量守恒、流量连续和动量守恒,混合室进口处内、外涵道气流的静压符合 Kutta 条件,掺混后气流物性参数均匀,掺混过程的计算方法请参考文献[15].对于实际掺混过程中的流动损失,本文在掺混计算完成后通过沿程总压损失模型对压力予以修正^[16].

2.3 局部总压损失模型

当变循环发动机处于单外涵模式时,由于模态选择阀门关闭,风扇外涵道内无气流通过即 FVABI 外涵进口气流流量为零,CDFS 外涵出口气流由 FVABI 内涵进口截面流向 FVABI 出口截面时,如图 1 中的 148 截面至 15 截面,相当于流经面积突然扩张的管道,气流由于碰撞、惯性和附面层的影响,在拐角区形成旋涡,引起局部能量损失.局部能量损失通常也可用局部总压损失表示

$$\Delta p = \zeta \frac{\rho V^2}{2} \quad (1)$$

式中 Δp 为面积突扩前后的局部总压损失, ζ 为局部损失因数, ρ 为气流密度, V 为截面速度。

对于面积突然扩张的管道,其局部损失因数可取为

$$\zeta = \left[1 - \frac{A_b}{A_a} \right]^2 \quad (2)$$

式中下标 b, a 分别为面积突扩前、后的截面; A 为截面面积。

当变循环发动机模态选择阀门处于关小状态时,风扇外涵气流由风扇外涵出口截面流向风扇

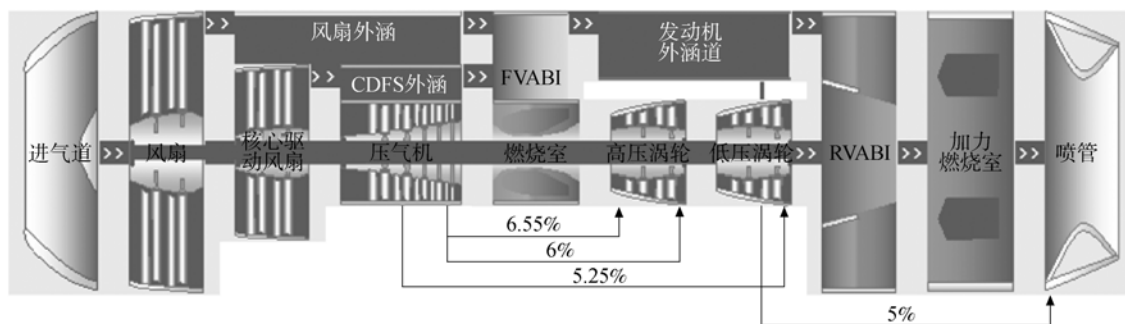


图2 变循环发动机仿真模型

Fig. 2 VCE simulation model

外涵道时,由于面积突然收缩(即 A_{94} 减小),使得气流产生旋涡、扰流等引起局部阻力使其压力降低,视该过程为绝热节流过程,并且忽略绝热节流的温度效应,其局部损失因数取为

$$\zeta = 0.5 \left[1 - \frac{A_a}{A_b} \right] \quad (3)$$

定义局部总压损失系数为

$$\sigma = \Delta p / p_b \times 100\% \quad (4)$$

式中 p_b 为面积突变前总压。

本文只在变循环发动机处于单外涵模式时,针对 FVABI 考虑由于面积突扩引起的局部总压损失;而在模态转换过程中,针对模态选择阀门考虑面积突然缩小引起的局部总压损失。对于双外涵模式时的 FVABI 和单/双外涵模式时的 RVABI 则不考虑面积突变引起的流动损失,其原因在于:一方面,当变循环发动机处于双外涵模式时, FVABI 内外涵进口截面均有气流通过,此时由于面积变化造成的局部总压损失将大大小于单外涵模式的压力损失^[14];另一方面,严格来说,文中所述的双外涵变循环发动机并不存在涡喷模式,而是分为小涵道比涡扇模式(单外涵模式)和大涵道比涡扇模式(双外涵模式),因而 RVABI 内、外涵进口截面总有气流通过。

2.4 变循环发动机模态转换模型

变循环发动机单、双外涵两种不同模式的存在是通过模态选择阀门的开关以及其他几何调节机构的共同作用实现的。在模态转换过程中,模态选择阀门开度逐渐变化,相比于双外涵模式,此时阀门总是处于关小状态。阀门开度对变循环发动机模态转换过程的影响主要体现在两个方面:外涵道流量控制和气流的局部总压损失。当模态选择阀门处于不同开度时,外涵道流量通过风扇外涵出口马赫数限制来控制,风扇外涵气流的局部总压损失则根据式(1)和式(3)计算。

本文在建立模态转换过程的动态方程时,忽略部件径向间隙以及换热条件的变化,只考虑转子惯性效应和部件的容腔效应。

转子动力学的微分方程式为

$$W_t \Delta h_t = W_c \Delta h_c / \eta_m + J \left[\frac{\pi}{30} \right]^2 n \frac{dn}{dt} + P_{w,ex} \quad (5)$$

式中 W 为气流流量; Δh 为单位质量气流的焓降;下标 t, c 分别为涡轮和与之共轴的压气机或风扇; η_m 为转子机械效率; J 为转子对旋转轴的转动惯量; n 为转子物理转速, $P_{w,ex}$ 为外界从涡轮提

取的功率。

在发动机过渡状态中,由于发动机各个小容腔可以存储一定的质量和热能,使得其进出口的流量连续方程、能量守恒方程会与稳态时有所不同,将各个部件的众多小容腔由一个容积近似代替。

质量存储效应的容积动力学方程为

$$W_e = W_i - \frac{V}{\gamma R_g T} \cdot \frac{dp}{dt} \quad (6)$$

能量储存效应的容积动力学方程为

$$W_e h_e = W_i h_i - (W_i - W_e) u - \frac{pV}{R_g T} \cdot \frac{du}{dt} \quad (7)$$

式中下标 e, i 分别为出口、进口截面; h 为截面总比焓; V 为部件容积; γ 为气体比热比; R_g 为气体常数; T 为气流总温; u 为容积内单位质量气体的内能; $dp/dt, du/dt$ 分别为压力和内能的变化率。

将式(5)~式(7)的动力学方程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。应用欧拉法求解一阶常微分方程。

根据文献[17]中的方法计算得到部件容积。一方面,对于小涵道比涡扇发动机(变循环发动机)而言,加力燃烧室、外涵道、混合室等部件的容腔较大,而这些部件的容腔构型相对简单,容积计算精度相对较高;另一方面,相比于惯性效应,容腔效应对过渡态的影响较小,例如在本文的算例中,若将低压涡轮容积放大 30%,对高压涡轮剩余功率的影响均在 0.5% 以内,因此即使发动机流路计算模型存在一定的计算误差,也不会对过渡态性能造成较大的偏差。由于文献[17]中所提供的方法无法计算旋转部件轮盘等结构具体质量,况且发动机尺寸与质量计算非本文的研究重点,因此本文利用 GasTurb11 软件计算得到发动机高、低压转轴的转动惯量。

一旦模态选择阀门打开,须避免气流绕 CDFS 的倒流,参考文献[4],本文回流裕度的定义为

$$R_m = \frac{p_{s22} - p_{s148}}{p_{s22}} \times 100\% \quad (8)$$

式中 p_{s22} 为 CDFS 进口静压, p_{s148} 为 FVABI 内涵进口静压。当模态选择阀门打开时,需确保回流裕度 R_m 大于零。

3 计算结果与分析

3.1 变循环发动机设计点选取

为了确定 FVABI 尺寸,以双外涵模式作为

变循环发动机的设计点,并选取在地面工作条件($H=0\text{ m}$, $Ma=0$).变循环发动机设计点计算时,已知涵道引射器(包括 FVABI 和 RVABI)内、外涵进口气流的流量、总温和总压,通过流量连续和能量守恒可计算掺混后气流的流量和总温.为确定涵道引射器内、外涵进口面积、速度以及掺混后气流的总压和速度,需给定一个几何或速度参数,本文通过给定掺混后气流马赫数来计算涵道引射

器进、出面积以及掺混后气流参数.

在双外涵模式,FVABI 出口马赫数的取值受回流裕度的限制,而 RAVBI 出口马赫数则受加力燃烧室壅塞出口条件限制,将 FVABI 出口马赫数 Ma_{15} 选为 0.5,将 RVABI 出口马赫数 Ma_6 选为 0.2,变循环发动机设计点主要性能参数及几何尺寸如表 1 所示.表中 π_t 为总增压比, B_t 为总涵道比, T_4 为燃烧室出口总温.

表 1 变循环发动机设计点主要参数
Table 1 Main parameters of VCE design point

$W/(\text{kg/s})$	π_t	B_t	T_4/K	A_{148}/m^2	A_{146}/m^2	A_{56}/m^2	A_{16}/m^2	A_8/m^2
98	24	0.46	1700	0.01359	0.03836	0.4818	0.07078	0.1905

3.2 单外涵模式

控制低压转子相对物理转速为 95%,关闭模态选择阀门,同时放大 CDFS 导叶角度,增大低压涡轮导向器喉部面积,关小喷管喉部面积以增加高压转子功率,从而克服 CDFS 功率的增加,使变循环发动机进入单外涵模式.FVABI 在外涵进口面积不变(O 方式)和进口总面积不变(T 方式)两种不同调节方式下,FVABI 内涵进口面积(A_{148})调节对 FVABI 局部总压损失系数(σ_{15})的影响如图 3 所示.由图可得,放大 FVABI 可减小局部总压损失,并且在相同的调节量下,T 方式的局部总压损失减小的幅度更大,当调至最大面积时,T 方式可基本消除局部总压损失.因此,FVABI 应选择总面积保持不变而内涵进口面积改变的调节方式,后文若无特殊交代,FVABI 默认为此调节方式.

单外涵模式,FVABI 内涵进口面积对风扇、CDFS 喘振裕度以及回流裕度的影响如图 4~图 6 所示,通过与文献[4]中 NASA 的试验数据对

比可知,本文的计算结果与 NASA 试验数据的变化趋势基本保持一致.单外涵模式,放大 FVABI 内涵进口面积一方面可以减小涵道压力损失,并增强 CDFS 的流通能力,从而增大风扇和 CDFS 的喘振裕度;另一方面导致 FVABI 内涵静压升高,从而使得回流裕度降低.

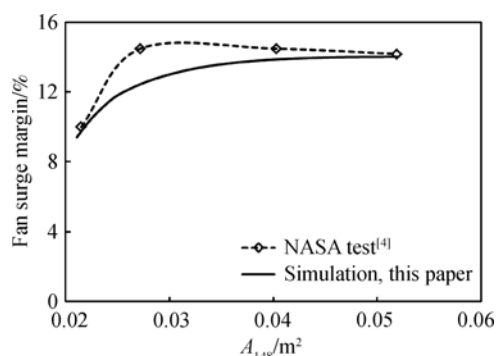


图 4 FVABI 内涵进口面积对风扇喘振裕度的影响
Fig. 4 Impact of FVABI inner bypass area on fan surge margin

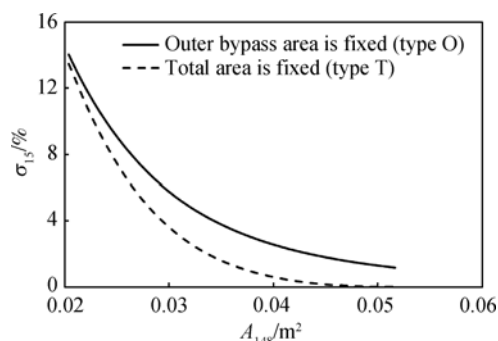


图 3 FVABI 内涵进口面积对 FVABI 局部总压损失系数的影响
Fig. 3 Impact of FVABI inner bypass area on local total pressure loss coefficient of FVABI

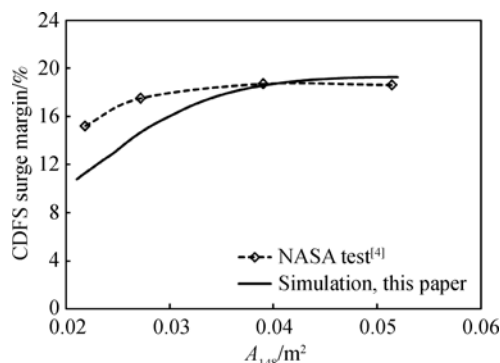


图 5 FVABI 内涵进口面积对 CDFS 喘振裕度的影响
Fig. 5 Impact of FVABI inner bypass area on CDFS surge margin

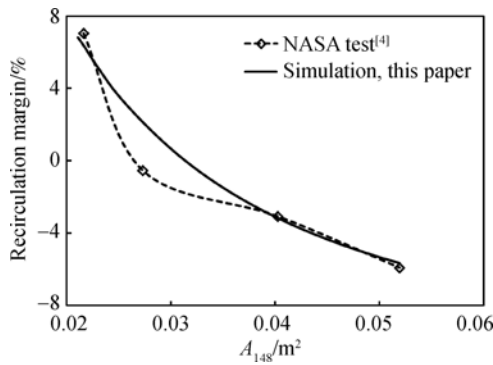


图 6 FVABI 内涵进口面积对回流裕度的影响
Fig. 6 Impact of FVABI inner bypass area on recirculation margin

在变循环发动机的单外涵模式,关闭模态选择阀门即可避免气流绕 CDFS 的回流,因此,单外涵模式可允许回流裕度小于零,然而在进行单外涵过渡至双外涵的模态转换过程时,为确保阀门打开时刻不至于造成太大的回流损失,需保证作为模态转换起始点的单外涵模式工作点的回流裕度大于零,此时则需合理调节 FVABI 几何面积,使得风扇、CDFS 喘振裕度和回流裕度均满足工作需要。

3.3 双外涵模式

控制发动机的推力为 49 kN,打开模态选择阀门,其他几何尺寸均保持在设计点状态,使变循环发动机工作在双外涵模式。RVABI 在内涵进口面积不变(I 方式)和进口总面积不变(T 方式)两种不同调节方式下,RVABI 外涵进口面积(A_{16})调节对变循环发动机性能的影响如图 7~图 10 所示。增大 RVABI 外涵进口面积可增大发动机总涵道比,并使得低压涡轮压比降低,为保持发动机推力不变,高压换算转速增加,最终使得耗油率先

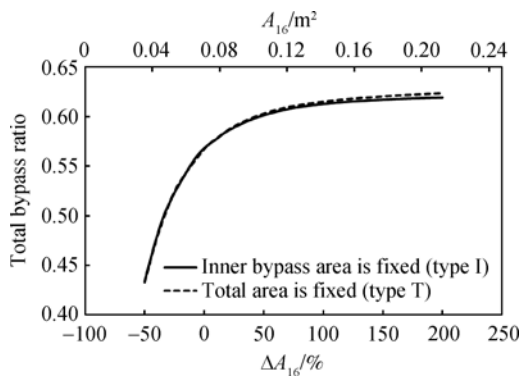


图 7 RVABI 外涵进口面积对总涵道比的影响
Fig. 7 Impact of RVABI outer bypass area on total bypass ratio

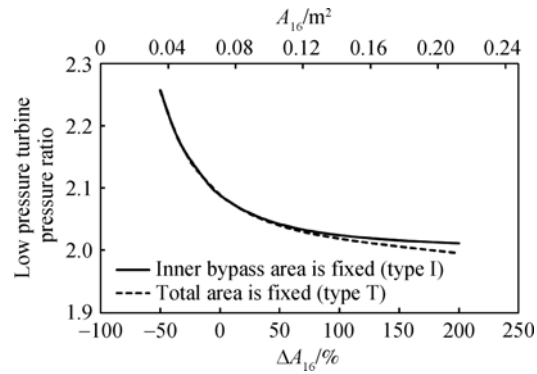


图 8 RVABI 外涵进口面积对低压涡轮压比的影响
Fig. 8 Impact of RVABI outer bypass area on low pressure turbine pressure ratio

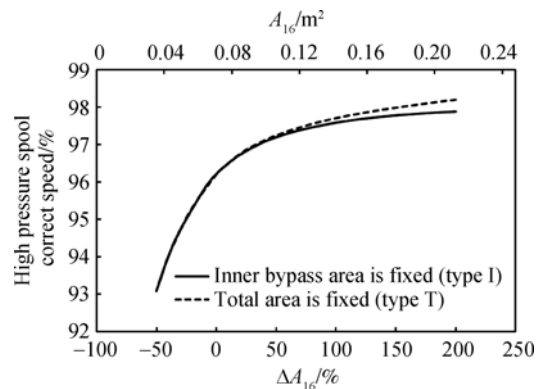


图 9 RVABI 外涵进口面积对高压转子换算转速的影响
Fig. 9 Impact of RVABI outer bypass area on high pressure spool correct speed

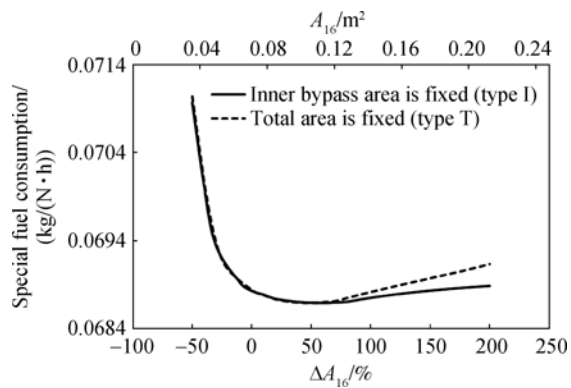


图 10 RVABI 外涵进口面积对耗油率的影响
Fig. 10 Impact of RVABI outer bypass area on special fuel consumption

减小后增大。由图 10 可知,当 RVABI 外涵进口面积变化量增大至 50%时,耗油率逐渐降低;RVABI 外涵进口面积继续增大,耗油率反而上升。因此,在双外涵模式应适当放大 RVABI 外涵进口面积,以进一步降低耗油率,并且建议将 RVABI 选择内涵进口面积保持不变而外涵进口面积改变的调节方

式(I方式),后文若无特殊交代,RVABI默认为此调节方式。

3.4 模态转换过程

将低压转子相对物理转速控制在95%,将模态选择阀门由关闭状态逐渐放至最大,使变循环发动机由单外涵模式逐渐过渡至双外涵模式。在模态转换过程中,需尽可能地保持风扇和CDFS的工作点不变,并保证回流裕度始终大于零。

为了与文献[4]中的试验数据进行对比,将FVABI和RVABI几何固定在 $A_{148}=0.02581\text{ m}^2$, $A_{16}=0.04839\text{ m}^2$,并且CDFS角度和低压涡轮导向器面积随着模态选择阀门的放大而关小时,风扇喘振裕度在模态转换过程中的变化如图11所示。图中, ΔA_{94} 为模态选择阀门开度,稳态计算表示将模态转换过程当作准稳态过程,即不考虑转子惯性效应和部件的容腔效应。

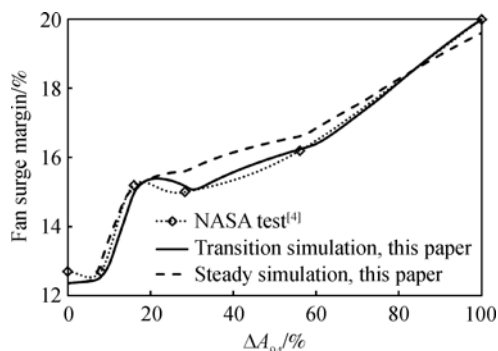


图11 模态转换过程中风扇喘振裕度的变化

Fig. 11 Fan surge margin changing during mode transition

文中由过渡态模型计算的模态转换结果与文献[4]中的试验数据吻合得比较好,从而验证了本文模态转换计算模型的正确性。另外,稳态计算结果与过渡态计算结果相差不大,这说明在变循环发动机初始方案论证阶段,可用稳态计算近似代替过渡态计算,从而减小计算量。

文献[4]中虽然实现了变循环发动机由单外涵模式至双外涵模式的顺利过渡,由图11可看出,模态选择阀门开度由60%增加至100%时,风扇喘振裕度迅速增加,在保持低压相对物理转速不变的控制规律下,风扇喘振裕度的迅速增大意味着风扇压比的显著下降。因此,有必要研究一种更为合理的模态转换过程几何调节规律。

以图11的模态转换作为基准点(即 $A_{148}=0.02581\text{ m}^2$, $A_{16}=0.04839\text{ m}^2$),选取不同的

FVABI和RVABI面积,变循环发动机回流裕度、风扇压比和CDFS压比在模态转换过程中的变化如图12~图14所示。随着模态选择阀门的打开,回流裕度整体有上升的趋势,而风扇压比整体有下降的趋势。关小 A_{16} 则可增大风扇压比,但增大 A_{148} 或关小 A_{16} 均使得回流裕度减小,因此,可考虑在模态转换后期,关小 A_{16} 以减缓风扇压比的下降,并且保证回流裕度始终大于零。

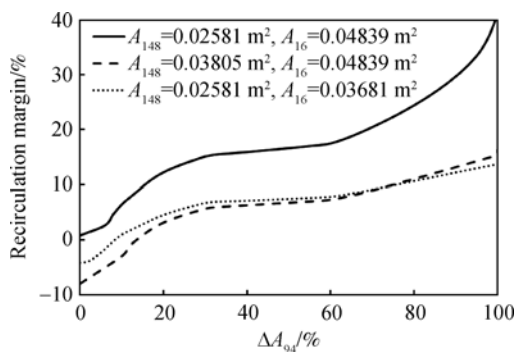


图12 FVABI内涵进口面积和RVABI外涵进口面积对模态转换过程回流裕度的影响

Fig. 12 Impact of FVABI inner bypass area and RVABI outer bypass area on recirculation margin during mode transition

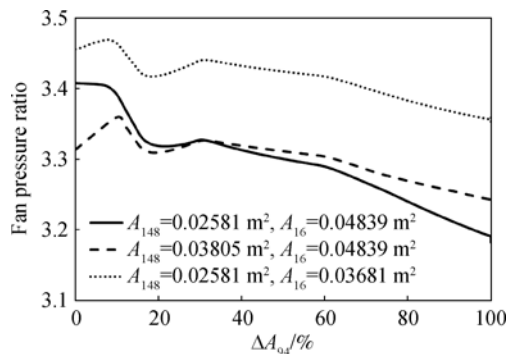


图13 FVABI内涵进口面积和RVABI外涵进口面积对模态转换过程风扇压比的影响

Fig. 13 Impact of FVABI inner bypass area and RVABI outer bypass area on fan pressure ratio during mode transition

设定RVABI外涵进口面积随模态选择阀门开度(ΔA_{94})的调节规律如图15所示,当模态选择阀门开度小于30%时,保持 A_{16} 不变,以避免回流裕度减小;当模态选择阀门开度大于30%后,逐步关小 A_{16} 以减缓风扇压比的下降。在加入图15的调节规律后,模态转换过程中,风扇压比、CDFS压比和回流裕度的变化及其与基准点的对比如图16~图18所示。由图可得,相比原有的模

态转换过程,加入 RVABI 调节规律后,风扇压比减小的幅度大幅降低,而回流裕度始终大于零, CDFS 的工作点也没有恶化。

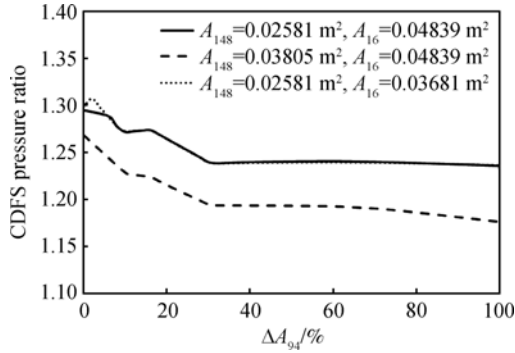


图 14 FVABI 内涵进口面积和 RVABI 外涵进口面积对模态转换过程 CDFS 压比的影响

Fig. 14 Impact of FVABI inner bypass area and RVABI outer bypass area on CDFS pressure ratio during mode transition

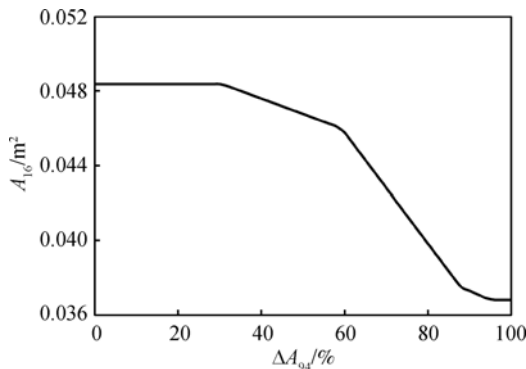


图 15 模态转换过程中 RVABI 的外涵进口面积调节规律

Fig. 15 RVABI outer bypass area regulating law during mode transition

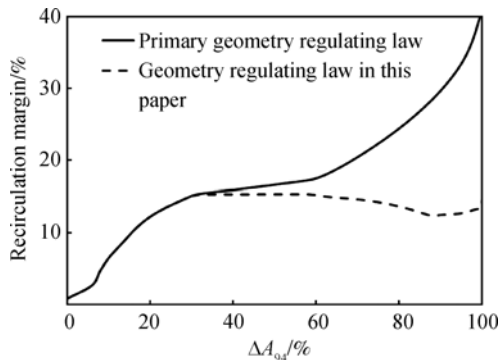


图 16 模态转换过程中回流裕度对比

Fig. 16 Comparison of recirculation margin during mode transition

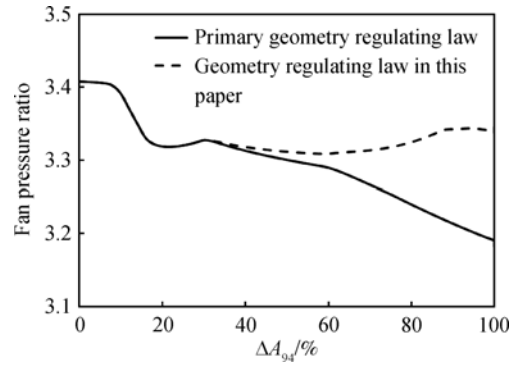


图 17 模态转换过程中风扇压比对比

Fig. 17 Comparison of fan pressure ratio during mode transition

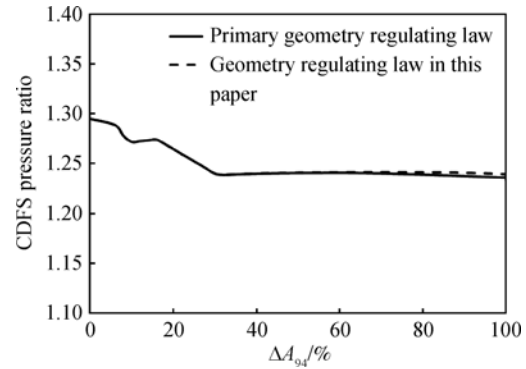


图 18 模态转换过程中 CDFS 压比对比

Fig. 18 Comparison of CDFS pressure ratio during mode transition

4 结 论

在双外涵变循环发动机性能仿真模型的基础上,建立了不同几何调节方式的涵道引射器计算模型,分析比较了 FVABI 和 RVABI 在不同调节方式下对变循环发动机单外涵模式、双外涵模式以及模态转换过渡态过程的性能和稳定性的影响,可以得到以下结论:

1) 为降低 FVABI 的局部总压损失, FVABI 应选择总面积不变而内涵进口面积改变的调节方式. 单外涵模式, 放大 FVABI 内涵进口面积可增大风扇和 CDFS 的喘振裕度, 但会降低变循环发动机的回流裕度. 因此, 在选择单外涵模式转换至双外涵模式的模态转换起始点时, 需合理选择 FVABI 内涵进口面积以确保发动机喘振裕度和回流裕度均满足要求.

2) 双外涵模式, 在一定的推力需求条件下, 放大 RVABI 外涵进口面积可增大发动机总涵道比; 当 RVABI 外涵进口面积变化量增大 50% 时, 有利于耗油率的降低, 若外涵进口面积进一步增

大,反而使得耗油率上升.建议将RVABI选择内涵进口面积不变而外涵进口面积改变的调节方式.

3) 变循环发动机在由单外涵模式过渡至双外涵模式的模态转换过程中,在模态选择阀门开度、CDFS导叶角度和低压涡轮导向器面积的共同作用下,可实现模态转换过程的顺利进行,但是在模态转换后期,风扇压比会有较为明显的下降.若此时适当关小RVABI外涵进口面积,可减缓风扇压比的下降,发动机的回流裕度随之减小,但能保证回流裕度始终大于零.

参考文献:

- [1] Kurzke J. The mission define the cycle: turbojet, turbofan and variable cycle engine for high speed propulsion[R]. NATO OTAN RTO-EN-AVT-185, 2010.
- [2] Krebs J N, Allan R D. Supersonic propulsion 1970—1977 [R]. AIAA 77-832, 1977.
- [3] Vdoviak J W, Ebacher J A. VCE test bed engine for supersonic cruise research[R]. NASA CP-2108, 1979.
- [4] French M W, Allen G L. NASA VCE test bed engine aerodynamic performance characteristics and test results[R]. AIAA 81-1594, 1981.
- [5] Allan R D. General Electric Company variable cycle engine technology demonstrator program[R]. AIAA 79-1311, 1979.
- [6] 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)
- [7] 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 Jinqian. Component-level modeling technology for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 104-111. (in Chinese)
- [8] 王元, 张平平, 李秋红, 等. 变循环发动机建模方法研究及验证[J]. 航空动力学报, 2014, 29(11): 2643-2651.
WANG Yuan, ZHANG Pingping, LI QiuHong, et al. Variable cycle engine modeling method research and validation [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11): 2643-2651. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] Allan R D, Joy W. Advanced supersonic propulsion system technology study: Phases III and IV variable cycle engine [R]. NASA CR-135236, 1977.
- [11] Simmons R J. Variable cycle engine with split fan section: US, 4068471[P]. 1978-01-17.
- [12] Conrad D W, Guy K F. Individual bypass injector valves for a double bypass variable cycle turbofan engine: US, 4175384[P]. 1979-10-27.
- [13] John W V, Donald P M. Variable slot bypass injector: US, 5694767[P]. 1997-11-09.
- [14] Vdoviak J W, Knott P R, Ebacher J J. Aerodynamic/acoustic performance of YJ101/ double bypass VCE with coannular plug nozzle[R]. NASA CR-159869, 1981.
- [15] 法罗基. 飞机推进[M]. 刘洪, 陈方, 杜朝辉, 译. 上海: 上海交通大学出版社, 2010.
- [16] Kurzke J. GasTurb 11: design and off-design performance of gas turbines[R]. Friedrichshafen, Germany: MTU Company, 2007.
- [17] Franciscus L. Interim computer program for estimating aircraft engine weight and dimensions on a component basis[R]. NASA TM-73404, 1976.

(编辑: 叶青、陈越)