# FLADE 变循环发动机模态转换过程特性分析\*

张晓博,王占学,周 红

(西北工业大学 动力与能源学院,陕西西安 710129)

摘 要:为对带FLADE (Fan on Blade)的变循环发动机总体性能进行评估,发展了FLADE部件计算方法以及带FLADE的双外涵变循环发动机稳态性能计算模型,加入反映转子惯性效应和部件容积效应的动力学方程,建立了变循环发动机过渡态性能计算模型。分析了FLADE 变循环发动机在双外涵与单外涵模式之间的模态转换过渡态特性,重点研究了几何参数调节及其不同组合形式对FLADE 变循环发动机模态转换过程的影响。结果表明,带FLADE的双外涵变循环发动机的模态转换过程只与FLADE 导叶角度和FLADE 喷管面积有关,且两者应同时放大或关小;FLADE的开/关对风扇外涵气流及核心机的影响较小。

关键词:变循环发动机;模态转换;过渡态性能 中图分类号: V231 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2018) 01-0014-09 DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2018. 01. 002

# Analysis on Characteristics of Mode Transition Performance of Variable Cycle Engine with FLADE

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

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

**Abstract:** The variable cycle engine (VCE) with FLADE (Fan on Blade) is one of the research hotspots for future military and civil aircraft power device, which shows outstanding performance advantages. For evaluating its performance, the method for FLADE component simulation and the steady-state performance simulation model for the double bypass VCE with FLADE are developed. The transient performance simulation model for VCE is also established, which considered the effects of the polar moment of inertia and the component volumes during the dynamic equation constructing. The transient performance at mode transition state of the FLADE VCE between double bypass mode and single bypass mode is discussed, and the influence of geometric parameters on the mode transition state of FLADE VCE is only related to the angle of inlet guide vane of FLADE and the area of the FLADE nozzle, and both should be enlarged or closed at the same time. The state of FLADE is on or off which has small impact on airflow of fan bypass and core engine.

Key words: Variable cycle engine; Mode transition; Transient performance

1 引 言

变循环发动机(Variable Cycle Engine, VCE)以突出的气流流量调节能力,而获得良好的内在循环性

能和较低的安装损失,成为未来第六代战斗机、超声 速运输类飞机动力装置的理想选择之一<sup>[1-3]</sup>,并且以 CDFS(Core Driven Fan Stage,核心机驱动风扇级)和 FLADE 两种结构形式为主要的发展方向,而且带

 <sup>\*</sup> 收稿日期: 2017-02-28;修订日期: 2017-04-01。
 基金项目: 民用飞机专项科研项目。
 作者简介: 张晓博, 男, 博士, 讲师, 研究领域为航空发动机总体设计及优化。E-mail: zhangxb@nwpu.edu.cn

FLADE的变循环发动机所具有的潜力性能优势更为显著<sup>[4]</sup>。带FLADE的变循环发动机通过其特有的FLADE部件,可大幅调节发动机进口流量,改善发动机与进气道的匹配性,能显著提高发动机安装性能。

变循环发动机与常规循环发动机最关键的不同 在于前者存在不止一种工作模式,如单外涵、双外涵 或三外涵工作模式。当变循环发动机在不同模式之 间切换时,如何保证工作模式的平稳过渡且同时获 得预期性能是变循环发动机的重要研究内容之一。 从公开文献来看,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,对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<sup>[5~8]</sup>。国内研究 者基于稳态或过渡态分析方法研究了变循环发动机 的模态转换过程<sup>[9~15]</sup>,并取得了丰硕的研究成果。周 红等<sup>[10]</sup>基于面向对象的建模方法建立了变循环发动 机计算模型,运用建立的模型计算和分析了一种双 外涵结构形式的变循环发动机模态转换过程中的几 何调节规律,得到了不同调节规律对变循环发动机 模态转换过程的影响。苟学中等<sup>[11]</sup>对变循环发动机 部件级模型建模过程进行了详细叙述,讨论了变循 环发动机特有部件的建模方法及部件共同工作方程 的建立和求解方法。谢振伟等[12]在变循环发动机建 模中引入容积与转子状态量,提高了计算速度。李 斌等[13]针对一种三外涵形式的变循环发动机,即自 适应循环发动机,建立了计算模型,并对其不同工作 模式下的稳态性能进行了分析。Lyu Y 等<sup>[14]</sup>及 Zheng Jun-Chao 等<sup>[15]</sup>对自适应循环发动机的几何调 节及参数匹配进行了详细了分析,并讨论了不同工 作模式下几何可调部件调节对自适应循环发动机性 能影响关系。

然而目前的研究主要集中在带 CDFS 的双外涵 变循环发动机和自适应循环发动机上,对于本文所 讨论的带 FLADE 的变循环发动机及其过渡态特性的 研究,公开的相关文献资料还相对匮乏。基于此考 虑,本文以该种结构形式的变循环发动机为研究对 象,在分析其结构特点的基础上,建立了特征部件的 计算模型及整机计算模型,并采用所发展的计算模 型对其模态转化过程进行了分析和讨论。通过研 究,以得到带 FLADE 的变循环发动机模态转换过程 中的调节规律,为后续进一步研究提供基础。

### 2 FLADE 变循环发动机结构解析

本文研究的是一种带 FLADE 的双外涵变循环发 动机,后文简称为FLADE VCE,其结构布局如图1所 示。图中给出了发动机的主要部件及截面编号,其 中带阴影的截面标号表示几何可调节部件截面,包 括:风扇导叶角度 $\theta_2$ , FLADE导叶角度 $\theta_{112}$ ,高压压气 机导叶角度 $\theta_{25}$ ,高压涡轮导向器面积 $A_{41}$ ,低压涡轮导 向器面积A47, RVABI(Rear Variable Area Bypass Injector,后可变面积涵道隐射器)外涵面积A<sub>16</sub>,喷管喉部 面积As,喷管出口面积A9,FLADE喷管面积A118。本 文研究中暂不考虑高压涡轮导向器面积的调节。 FLADE VCE的主要特征结构是在常规风扇动叶外环 增加一排风扇,形成了动叶上的风扇,即FLADE。 FLADE 一般安装在风扇环形凸台或叶冠上,凸台或 叶冠也起到了隔离 FLADE 与风扇外涵道的作用; FLADE与风扇可具有不同的叶型、安装角和叶片 数。在大功率飞行条件下,FLADE涵道关闭;在部分 功率飞行条件下,FLADE涵道打开。FLADE涵道进 口面积是风扇进口面积的30%~40%。在采用两级 风扇的变循环发动机方案中,FLADE一般安装于第 二级风扇外侧[16]。

FLADE 对发动机工作性能的改善主要表现在:

(1)由于 FLADE 位于风扇叶尖,线速度大,故而 做功能力强。对于带 CDFS 的变循环发动机,CDFS



Fig. 1 Station number of FLADE VCE

的效率往往会由于几何的大范围调节而偏低,而 CDFS与核心机位于同一通道内,CDFS效率的降低 必然造成核心机工作的恶化。另外,FLADE还规避 了CDFS外涵出口高压气流可能出现回流的问题<sup>[6]</sup>, 从而增强了风扇的工作稳定性。

(2)FLADE涵道内的气流温度较低,由其包裹着 核心机,可降低发动机的热负荷。

(3)FLADE级数一般要比风扇级数少,所需要的 压缩功较少,弱化了涡轮做功能力对发动机外涵流 量变化范围的限制。FLADE通过自身几何调节可大 幅改变 FLADE涵道流量,因此发动机的流量调节更 为灵活,可改善发动机与进气道的流量匹配,使得带 FLADE的变循环发动机具有在低马赫数巡航、待机 等小功率状态大幅降低安装损失的能力。

#### 3 数学模型

## 3.1 FLADE性能计算方法

从物理参数上来说,FLADE与风扇只有转速相同。本文将FLADE作为一个独立的部件模型,并且与风扇同轴连接。为不影响风扇进口气流参数, FLADE内涵通道不对气流做功,换言之,FLADE是一 个与风扇同轴的环形风扇,除此之外,FLADE与常规 风扇计算类似。FLADE通过导叶角度调节控制进口 流量,由于FLADE导叶角度不仅与风扇转速相关,还 受变循环发动机工作模式的控制,因此FLADE导叶 角度调节对FLADE性能的影响采用多角度特性插值 的方法。FLADE计算模型与常规风扇计算模型的对 比如图2所示,图中X表示截面气动参数,f(X)表示 压缩过程计算函数,X<sub>21</sub>=X<sub>1</sub>表示气流流经内涵通道时 截面参数不变。

#### 3.2 FLADE VCE 整机计算模型

FLADE 相当于是在常规风扇的基础上增加一个 外涵风扇,基于面向对象的程序设计思想构建发动 机性能计算模型时,FLADE VCE相比于常规混排涡 扇发动机增加了一个压气机、分流器及喷管。 FLADE VCE在双外涵模式时的迭代变量和残差方程 的选取表1所示,此时迭代变量为11个,残差变量为 10个。当FLADE涵道关闭时,FLADE VCE的非线性 平衡方程组与双转子混排涡扇发动机相同,此时迭 代变量为9个、残差变量为8个。



Fig. 2 Comparison of FLADE model and original fan model

表1中,残差变量是指通过两种不同方法计算同 一变量的差值。例如,压气机流量残差是指通过上 游部件出口截面(考虑引气后)的流量传递而得的压 气机进口流量与通过压气机特性图计算而得的压气 机进口截面(考虑引气前)的流量之差,依此类推。β 值是一个无量纲的数学变量,在压气机特性插值中 由压比换算而得的压比比,或者在涡轮特性插值中 由流量换算而得的流量比,或者在进气道流量系数 与总压恢复系数特性插值中由流量系数换算而得的 流量比都是β值的一种特殊形式。燃烧室迭代变量 可在出口总温、供油量、余气系数之间选其一,转轴 转速可以是转子相对物理转速或相对换算转速。

每存在一个压气机,则会产生一个β值的迭代变量,相应的会有一个流量平衡方程,依此类推。表1 反映了发动机工作过程中气流流量连续、转子功率

Component	Component number	Iteration variable	Error variable
Inlet	1	$oldsymbol{eta}$ value	
Compressor	3	$oldsymbol{eta}$ value	Flow
Splitter	2	Bypass ratio	
Burner	1	Outlet temperature	
Turbine	2	$oldsymbol{eta}$ value	Flow
Mixer	1		Static pressure
Nozzle	2		Flow
Shaft	2	Rotating speed	Power
Total number	14	11	10

Table 1 Iteration variables and error variables in FLADE VCE model (double bypass mode)

平衡、掺混静压平衡等最基本的物理约束条件。迭 代变量个数与残差变量个数之差即为控制规律的个 数,并且从发动机非线性方程组求解的角度而言,发 动机控制规律可从迭代变量中任意选择。采用Newton-Raphson方法求解非线性方程组。

### 3.3 发动机过渡态计算模型

基于发动机过渡态的"准稳定假设",忽略发动 机零部件受热程度不同所造成的影响,认为气流与 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,并且各部件仍采用 稳态时的特性。忽略几何调节机构、引气等因素的 延迟,将主燃烧室和加力燃烧室的燃烧延迟看作是 供油过程的延迟。考虑转子惯性效应和部件容腔效 应,建立相应的动力学方程,并代替稳态的功率平 衡、流量连续以及能量守恒方程,即可构建发动机过 渡态的共同工作方程组<sup>[17~19]</sup>。变循环发动机过渡态 计算方法以及本文过渡态模型正确性的验证可参考 文献[10]。

### 4 计算结果与分析

FLADE VCE 模态转换的目的是通过调节 FLADE外涵流量来改变其单位推力和耗油率性能, 以满足不同的飞行需求。在FLADE开/关的过程中, FLADE涵道流量会有较大幅度的变化,一旦FLADE 进入喘振边界线以内,或者FLADE导叶完全关闭 ( $\theta_{112}$ =90°),或者FLADE增压比降为1.0,则认为 FLADE涵道应完全关闭,FLADE涵道内无气流通 过。FLADE VCE 在模态转换过程中需遵循的原则 有:风扇和高压压气机的工作参数变化要平稳, FLADE、风扇和高压压气机具有足够的喘振裕度。

#### 4.1 FLADE VCE 双外涵至单外涵模态转换

选取 FLADE VCE 模态转换过程的飞行条件为: 高度 H=11km,飞行马赫数  $Ma_0=0.9$ ,假定 FLADE 导叶 从最大位置至完全关闭所需的时间 t=2s, FLADE VCE 由双外涵模式切换至单外涵模式的转换起始点 如表 2 所示,表中, $\bar{n}_1$ 表示低压相对物理转速。

 Table 2
 Starting point of FLADE VCE from double bypass

 to single bypass

$\bar{n}_{\rm L}/\%$	$ heta_{\scriptscriptstyle 112}$ /(°)	$\theta_{\scriptscriptstyle 25}/(^{\circ})$	$A_{_{47}}$ /%	$\Delta A_{16}/\%$	$A_8/\mathrm{m}^2$	$A_{118}/{ m m}^2$
90	0	0	100	0	0.24	0.07

在控制低压转换不变的条件下,当FLADE由双 外涵模式逐渐向单外涵模式转换时,FLADE外涵流 量逐渐减小。FLADE导叶角度和FLADE喷管面积 都能影响 FALDE 外涵气流流量,试选 FLADE 导叶角度、FLADE 喷管面积、低压涡轮导向器面积 3 个几何参数,并形成如下 3 种不同组合形式的调节规律:

(1) FLADE 导叶角度θ<sub>112</sub>与 FLADE 喷管面积A<sub>118</sub>
 交替调节,如图3(a)所示,记为Law1。

(2) FLADE 导叶角度θ<sub>112</sub>与 FLADE 喷管面积A<sub>118</sub>
 同步调节,如图3(b)所示,记为Law2。

(3) FLADE 导叶角度θ<sub>112</sub>与 FLADE 喷管面积A<sub>118</sub>
 同步调节,且放大低压涡轮导向器面积A<sub>47</sub>,如图 3
 (b)、(c)所示,记为Law 3。



Fig. 3 Control low for FLADE VCE from double bypass to single bypass

在上述3种调节规律下,FLADE VCE 在双外涵 至单外涵的模态转换过程中,部件及整机参数的变 化图4所示。

若 $θ_{112}$ 与 $A_{118}$ 进行交替调节(图4中Law1),关小  $θ_{112}$ 或 $A_{118}$ 均可减少FLADE外涵气流流量,因而 FLADE涵道比 $B_{FLADE}$ 减小,高压压气机相对换算转速  $\bar{n}_{extBPC}$ 略降。关小 $θ_{112}$ 使得FLADE增压比 $\pi_{FLADE}$ 减小, FLADE喘振裕度 $S_{M,FLADE}$ 增大;而关小 $A_{118}$ 使得 $\pi_{FLADE}$ 增大, $S_{M,FLADE}$ 减小。为确保FLADE具有足够的喘振 裕度,宜先关小 $θ_{112}$ ,尔后关小 $A_{118}$ 。当 $θ_{112}$ 关至90°时,  $\pi_{FLADE}$ 降至1.0,此意味着 FLADE涵道完全关闭,因而  $B_{FLADE}$ 突降至0,FLADE喘振裕度失去意义。 $\theta_{112}$ 和 $A_{118}$ 的调节对风扇的影响较小,主要是因为 $\pi_{FLADE}$ 较小, FLADE外涵流量的改变对发动机内、外气流的影响 作用有限,尤其是在 $\theta_{112}$ 靠近于90°时, $\pi_{FLADE}$ 接近于 1.0,因此即使 $B_{FLADE}$ 突降至0,也不会引起发动机内、 外涵气流工作参数的剧烈波动。发动机推力 $F_{a}$ 随着  $\pi_{FLADE}$ 的升/降而增/减,当 $B_{FLADE}$ 降为0时,由于发动机 进口流量的突然减小,发动机单位推力 $F_{a}$ 陡然增大, 达到了FLADE VCE从双外涵模式转换至单外涵模







Fig. 4 Mode transition of FLADE VCE from double bypass to single bypass mode

式的目的。

若 $\theta_{112}$ 与 $A_{118}$ 进行同步调节(图4中Law 2),可消除因 $\theta_{112}$ 与 $A_{118}$ 交替调节而造成的发动机参数的波动。总之,通过关小 $\theta_{112}$ 和 $A_{118}$ 即可实现FLADE VCE 从双外涵模式至单外涵模式的顺利转换。

若在 $\theta_{112}$ ,  $A_{118}$ 同步调节的过程中,逐渐放大 $A_{47}$ (图 4中 Law 3),可增大  $\bar{n}_{ex, HPC}$ ,从而使得转换后 FLADE VCE 在单外涵模式的  $F_a$ 和  $F_a$ 更大,耗油率 sfc 也随之 提高。由图4(a)、(b)、(c)中 Law 2曲线和 Law 3曲 线的高度重合可知,  $A_{47}$ 的调节对 FLADE 基本无影 响,因此在 FLADE VCE 的模态转换过程中,  $A_{47}$ 的调 节并非必需的。

相比于发动机加/减速、接通/断开加力的过渡态 过程,FLADE VCE从双外涵模式过渡至单外涵模式 时,发动机转速、除FLADE之外的部件压比等参数的 变化幅度相对较小。在起始点选取合理的情况下, FLADE VCE模态转换过程一般不会出现超温、超转 等问题。另外,当起始点的 n.不同时,所得的FLADE VCE关于模态转换过程的规律基本一致,故本文不详 细分析 FLADE VCE在不同 n.时的模态转换特性。

#### 4.2 FLADE VCE单外涵至双外涵模态转换

FLADE VCE由单外涵模式切换至双外涵模式的 转换起始点如表3所示。将表3与表2,图3(b)进行 对比可知,表3所代表的单外涵模式起始点即为上 述FLADE 双外涵至单外涵模态转换的单外涵模式终 止点。

Table 3Starting point of FLADE VCE from single bypassto double bypass

$\bar{n}_{\rm L}/\%$	$ heta_{\scriptscriptstyle 112}$ /(°)	$ heta_{25}/(^{\circ})$	$A_{47} / \%$	$\Delta A_{16}$ /%	$A_8/\mathrm{m}^2$	$A_{118}/{ m m}^2$
90	90	0	100	0	0.24	0.058

FLADE VCE 由单外涵模式过渡至双外涵模式 时,采用图 3 中的逆向调节规律,且不引入低压涡轮 导向器面积的调节,即采用θ<sub>112</sub>与A<sub>118</sub>交替放大、θ<sub>112</sub>与 A<sub>118</sub>同步放大 2 种调节规律,所得的部件及整机参数 在转换过程中的变化如图 5 所示。

若 $\theta_{112}$ 与 $A_{118}$ 交替放大(图5中Law 1), $B_{FLADE}$ 随着  $\theta_{112}$ 或 $A_{118}$ 的放大而增大。当 $\theta_{112}$ 自90°打开的时刻, FLADE涵道允许气流通过,使得 $B_{FLADE}$ 由0迅速增 大。在转换起始时刻,FLADE涵道处于关闭状态,因 此图 5 (c)中 t=0时刻的  $S_{\text{M,FLADE}}$ 并无意义。在转换早 期阶段,由于 FLADE 导叶处于关小状态,FLADE 通 常具有充足的喘振裕度。另外, $\pi_{\text{FLADE}}$ 会随着 $\theta_{112}$ 的 放大而增大,且随着  $A_{118}$ 的放大而减小,为保证转换 开始阶段 FLADE 的正常工作,宜先放大 $\theta_{112}$ ,尔后放 大 $A_{118}$ 。在转换后期阶段,则不宜过快地放大 $\theta_{112}$ ,以 免 $S_{\text{M,FLADE}}$ 降得过快。

若 $\theta_{112}$ 与 $A_{118}$ 同步放大(图 5 中 Law 2),可使得转换过程更加平稳。但是在 $\theta_{112}$ 自 90°打开的时刻,



 $B_{FLADE}$ 依旧突然增大,即发动机进口流量突然增大,使 得  $F_s$ 迅速减小,而后  $B_{FLADE}$ 平稳增大。又由于在起始 时刻,  $\pi_{FLADE}$ 自 1.0平稳增大,尽管 FLADE 外涵气流 流量陡然增大,在  $\pi_{FLADE}$ 接近于 1.0时,外涵气流对发 动机总推力的贡献也很小,因此在  $F_s$ 迅速减小的时候, $F_s$ 只是平稳的增大。FLADE VCE 在单外涵至双 外涵模式的转换过程中,同样对风扇内、外涵通道内 气流的影响不大, $\bar{n}_{exeller}$ 只是略增,转换后由于发动机 总涵道比的升高,sfc有所下降。





Fig. 5 Mode transition of FLADE VCE from single bypass to double bypass mode

#### 5 结 论

通过本文研究,得出以下结论:

(1)在低压转子转速一定的条件下,FLADE VCE 模态转换只与FLADE导叶角度和FLADE喷管面积 有关。

(2)当FLADE VCE由双外涵模式过渡至单外涵 模式时,应同时关小FLADE导叶角度和FLADE喷管 面积,反之亦然。

(3)若 FLADE 导叶角度与 FLADE 喷管面积交替 调节,无论是在单外涵过渡至双外涵模式,还是双外 涵过渡至单外涵模式,均须先调节前者。

(4)FLADE 在打或关的瞬时,其后面涵道气流流 量会出现突变,但不会引起其它部件工作参数的剧 烈波动,因此 FLADE 的开关对风扇外涵及核心机的 影响较小。

## 参考文献:

[1] Anon. Soaring Ambitions-Future of Offensive Air Systems[EB/OL]. London: Jane 's Defence Weekly, 2005.

- [2] Jennings G. USAF Issues Next-Generation Fighter Request[EB/OL]. London: Jane's Defence Weekly, 2010.
- [3] 晏武英.美国发布六代机自适应发动机发展计划 [N].中国航空报,2015-5-19(B03).
- [4] Sriram K Rallabhandi, Dimitri N Mavris. Simultaneous Airframe and Propulsion Cycle Optimization for Supersonic Aircraft Design [R]. AIAA 2008-143.
- [5] French M W, Allen G L. NASA VCE Test Bed Engine Aerodynamic Performance Characteristics and Test Results [R]. AIAA 81-1594.
- [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] Stephen M Rock, Ronald L De Hoff. Variable Cycle Engine Multivariable Control Synthesis Interim Report-Control Structure Definition [R]. AFAPL-TR-79-2043.
- [8] Przybylko S J, Rock S M. Evaluation of a Multivariable Control Design on a Variable Cycle Engine Simulation
   [R]. AIAA 82-1077.
- [9] 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.

- [10] 周 红,王占学,张晓博,等.变循环发动机模态转换的几何调节规律[J]. 航空动力学报,2015,30(9):2160-2166.
- [11] 荷学中,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.
- [12] 谢振伟,郭迎清,陆 军. 容积与转子状态量在变循 环发动机数值仿真中的应用[J]. 推进技术, 2015, 36 (7): 1085-1092. (XIE Zhen-wei, GUO Ying-qing, LU Jun. Application of Volume and Rotor State Values in Variable Cycle Engine Numerical Simulation [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(7): 1085-1092.)
- [13] 李 斌,陈 敏,朱之丽,等. 自适应循环发动机不同工作模式稳态特性研究[J]. 推进技术, 2013, 34
  (8): 1009-1015. (LI Bin, CHEN Min, ZHU Zhi-li, et al. Steady Performance Investigation on Various Modes of an Adaptive Cycle Aero-Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(8): 1009-1015.)

- [14] Lyu Y, Tang H, Chen M. A Study on Combined Variable Geometries Regulation of Adaptive Cycle Engine during Throttling[J]. Applied Sciences, 2016, 6(12).
- [15] Zheng Jun-Chao, Chen Min, Tang Hai-Long. Matching Mechanism Analysis on an Adaptive Cycle Engine
   [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, (2).
- [16] Aspi Rustom Wadia. FLADE Fan with Different Inner and Outer Airfoil Stagger Angles at a Shroud There between [P]. US: 7758303, 2010-07-20.
- [17] 樊思齐. 航空发动机控制(下册)[M]. 西安:西北工业 大学出版社, 2008:81-141.
- [18] 骆广琦,桑增产,王如根,等. 航空燃气涡轮发动机 数值仿真[M].北京:国防工业出版社,2006:82-91.
- [19] James F Sellers, Carl J Daniele. DYNGEN A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines [R]. NASA TN-D-7901, 1975.

(编辑:梅 瑛)