

# 核心机驱动风扇级二维仿真模型与变循环 发动机零维仿真模型耦合方法的研究\*

宋 甫, 周 莉, 王占学, 张明阳, 张晓博

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129)

**摘 要:** 为了提高变循环发动机(VCE)零维仿真模型的可靠性和精度,建立了核心机驱动风扇级(CDFS)二维仿真模型,基于完全耦合方法,将CDFS二维仿真模型耦合于VCE零维仿真模型,发展了VCE多维度仿真模型,分析了VCE零维仿真模型与多维度仿真模型计算结果的差异,使用VCE多维度仿真模型,分析了CDFS气动参数径向非均匀分布对VCE性能的影响。结果表明,结合CDFS二维仿真模型对边界条件的要求,重新选取VCE仿真模型中的迭代变量和平衡方程,可以基于完全耦合方法建立VCE多维度仿真模型;与零维仿真模型相比,CDFS二维仿真模型考虑了部件几何参数等物理信息,可以为VCE循环参数分析提供更加真实的部件工作特性,并在功率平衡与流量平衡等条件的约束下引起其它部件工作点及VCE性能的变化;VCE零维仿真模型与多维度仿真模型所得推力的最大差异为2.99%;结合CDFS涵道比,可以将CDFS出口气动参数径向非均匀分布这一流动特性耦合到VCE循环参数分析中;VCE多维度仿真模型对迭代变量初值的选取提出了更高的要求,需要使用VCE零维仿真模型的解作为初值以保证收敛性。

**关键词:** 变循环发动机;核心机驱动风扇级;二维仿真模型;多维度仿真模型;完全耦合方法

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 03-0500-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190176

## An Investigation of Coupling Method Between Two-Dimensional Core Driven Fan Stage Model and Zero-Dimensional Variable Cycle Engine Model

SONG Fu, ZHOU Li, WANG Zhan-xue, ZHANG Ming-yang, ZHANG Xiao-bo

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

**Abstract:** In order to improve the reliability and accuracy of the zero-dimensional variable cycle engine (VCE) model, the two-dimensional model of core driven fan stage (CDFS) was built and integrated into zero-dimensional VCE model with fully coupled approach and the multi-level VCE model was established finally. The differences of results between the zero-dimensional VCE model and multi-level VCE model were analyzed, and the effects of radial non-uniform distribution of aerodynamic parameters of CDFS on VCE performance was studied with the multi-level model. The result indicates that the iterative variables and balance equations need to be

\* 收稿日期: 2019-03-23; 修订日期: 2019-05-18。

基金项目: 国家自然科学基金(51876167; 51576163)。

作者简介: 宋 甫, 博士生, 研究领域为航空发动机总体性能仿真。E-mail: sf\_antifragile@163.com

通讯作者: 周 莉, 博士, 教授, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: zhoul@nwpu.edu.cn

引用格式: 宋 甫, 周 莉, 王占学, 等. 核心机驱动风扇级二维仿真模型与变循环发动机零维仿真模型耦合方法的研究[J]. 推进技术, 2020, 41(3): 500-508. (SONG Fu, ZHOU Li, WANG Zhan-xue, et al. An Investigation of Coupling Method Between Two-Dimensional Core Driven Fan Stage Model and Zero-Dimensional Variable Cycle Engine Model[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(3):500-508.)

adjusted on the basis of the boundary conditions of two-dimensional CDFS model so as to establish the multi-level VCE model with fully coupled approach. Compared with the zero-dimensional CDFS model, the two-dimensional CDFS model containing the physical information such as geometric parameters can provide more practical and physical CDFS characteristics for VCE cycle analysis. The change of CDFS performance will lead to the change of working points of other components and VCE performance with constraint of the flow continuity and power balance. The maximum difference of thrust between the zero-dimensional VCE model and multi-level VCE model is 2.99%. Combining with CDFS bypass ratio, the radial non-uniform distribution of aerodynamic parameters of CDFS outlet can be integrated into VCE cycle analysis. More reasonable initial values for iterative variables are needed to solve the multi-level VCE model. Therefore, the result of the zero-dimensional VCE model is used to initialize the iterative variables of multi-level VCE model.

**Key words:** Variable cycle engine; Core driven fan stage; Two-dimensional model; Multi-level model; Fully coupled approach

## 1 引言

变循环发动机可以通过调节部件几何参数大幅度改变发动机的涵道比等循环参数,使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,从而满足多任务飞行器对推进系统的需求<sup>[1-2]</sup>。GE公司针对双外涵变循环发动机(Variable cycle engine, VCE)进行了大量的研究,并完成了飞行验证<sup>[3-5]</sup>,研制过程中验证的关键技术为后续超声速客机、第六代战斗机及高超声速飞行器用VCE的研制打下了技术基础<sup>[6-10]</sup>。

相对于涡扇发动机,双外涵VCE增加了模态选择阀(Mode selection valve, MSV)、核心机驱动风扇级(Core driven fan stage, CDFS)和可变面积涵道引射器(Variable area bypass injector, VABI)等几何可调部件。变几何部件的引入改善了发动机的工作性能,但却增大了整机性能仿真的难度。在缺乏变几何部件及双外涵VCE试验数据的情况下,无法对基于通用特性图的零维仿真模型进行有效的修正,零维仿真模型难以准确地预估变几何部件及整机的工作性能。

随着CFD技术和计算机能力的快速发展,CFD已成为获取部件特性、研究部件内部流动现象的常规手段。然而,发动机各部件之间存在着强烈的相互作用,不考虑整机环境的约束难以获取部件真实的工作特性,部件研究的成果难以应用于整机性能的预估,这种现象在具有多个变几何部件的双外涵VCE中尤为突出。

为了解决部件高精度仿真模型与整机零维模型的耦合问题、提高整机性能仿真精度,NPSS(Numerical propulsion system simulation)仿真程序<sup>[11]</sup>和PROOSIS

(Propulsion object oriented simulation software)仿真程序<sup>[12]</sup>均采用了维度缩放(Zooming)技术。维度缩放技术可以将基于高精度模型求解的部件特性集成于整机性能分析,在有限的计算资源下提高发动机整机仿真精度,是实现发动机整机和部件高精度仿真的关键技术之一。完全耦合是维度缩放技术的一种实现方法,该方法使用部件高精度仿真模型直接代替发动机仿真模型中相应的部件零维模型,构建发动机多维度仿真模型。Pilet等<sup>[13]</sup>首次使用完全耦合方法实现了风扇部件三维仿真模型与发动机零维仿真模型的耦合。Templalexis等<sup>[14]</sup>使用完全耦合方法将风扇部件二维模型耦合于发动机零维仿真模型。Connolly等使用完全耦合方法将进/排气系统的一维、三维模型耦合于三外涵VCE仿真模型,以提高发动机模型对外界扰动的响应精度,研究了发动机对超声速飞行器形变的影响<sup>[7,15-16]</sup>。在公开文献中尚未有针对CDFS部件及双外涵VCE开展的维度缩放的相关研究。

国内相关研究机构针对VCE整机性能的建模方法、参数匹配、模态转换、性能优化方法、飞机/变循环发动机一体化研究以及CDFS和涵道引射器等变几何部件的设计和流动特性等问题进行了初步研究<sup>[17-23]</sup>。但是,研究均针对VCE整机或者关键特征部件开展,整机零维仿真模型与部件高精度仿真模型之间缺乏有效的耦合方法,制约着VCE技术进一步发展。

为了实现VCE零维仿真模型与特征部件高精度仿真模型的耦合,提高整机仿真模型的可靠性,本文以双外涵VCE及CDFS为研究对象,建立整机零维仿真模型和CDFS二维仿真模型,在此基础上,使用完全耦合方法构建了VCE多维度仿真模型,对比并分

析了VCE多维度仿真模型与零维仿真模型在计算结果及求解时间成本等方面的差异,并使用VCE多维度仿真模型研究了CDFS气动参数径向非均匀分布对整机性能的影响。

## 2 仿真模型

### 2.1 双外涵VCE物理模型

带CDFS的双外涵VCE的结构如图1所示。双外涵VCE有单外涵和双外涵两种工作模式。当发动机工作于单外涵模式时,MSV关闭,风扇涵道不工作,风扇出口气流全部进入CDFS。当发动机工作于双涵道模式时,MSV打开,风扇出口部分气流经过风扇外涵道(Outer bypass duct)进入前可变面积涵道引射器(Front VABI)。为了实现VCE工作模式的转换及循环参数的调整,CDFS导叶角度需要大范围可调。

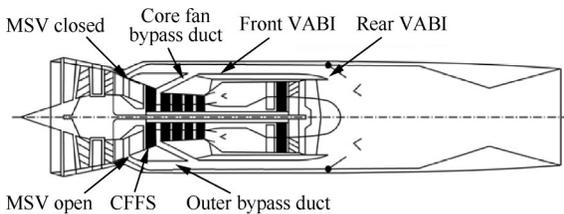


Fig. 1 Structure of double bypass VCE<sup>[24]</sup>

### 2.2 双外涵VCE零维仿真模型

本文基于面向对象的发动机建模思想,建立了基于部件的双外涵VCE整机仿真模型。将海平面起飞状态作为双外涵VCE设计点工作状态,此时VCE处于双外涵模式,CDFS导叶角度为 $45^\circ$ 。VCE双外涵模式结构布局如图2所示,该模型包括进气道(Inlet)、风扇(Fan)、CDFS、压气机(HPC)、主燃烧室(Burner)、高压涡轮(HPT)、低压涡轮(LPT)、前涵道引射器(FVABI)、后涵道引射器(RVABI)、加力燃烧室(After Burner)、喷管(Nozzle)、前涵道(F-Duct)、中涵道(M-Duct)及后涵道(R-Duct)等部件。双外涵VCE设计点主要工作参数如表1所示。双外涵VCE工作于双外涵模式时的非设计点迭代变量和平衡方

程的选取如表2所示,模型中共有10个迭代变量和9个平衡方程。其中, $\beta$ 值为特性图辅助变量<sup>[25]</sup>。当VCE工作于单外涵模式时,风扇外涵出口的MSV关闭,同时FVABI外涵进口关闭,相应的迭代变量减少至9个,平衡方程减少至8个。给定控制规律,使用Newton迭代法可求解发动机模型。

VCE零维仿真模型使用多角度特性图<sup>[26]</sup>表征CDFS工作特性。在对多角度特性进行缩放时需选择合适的导叶角度、转速和 $\beta$ 值,否则缩放后部件特性中的压比和等熵效率可能超出合理范围<sup>[17]</sup>。本文中,VCE设计点状态下CDFS导叶角度、转速和流量等参数均根据文献确定<sup>[26]</sup>,压比和等熵效率根据二维模型确定, $\beta$ 取值0.5。

Table 1 Design parameters of double bypass VCE

| Component | Parameters               | Value |
|-----------|--------------------------|-------|
| Inlet     | Mass flow/(kg/s)         | 325   |
|           | Bypass ratio             | 0.4   |
| Fan       | Pressure ratio           | 3.10  |
|           | Isentropic efficiency    | 0.812 |
|           | Bypass ratio             | 0.1   |
| CDFS      | Pressure ratio           | 1.21  |
|           | Isentropic efficiency    | 0.766 |
| HPC       | Pressure ratio           | 5     |
|           | Isentropic efficiency    | 0.85  |
| Burner    | Exit total temperature/K | 1950  |
| HPT       | Isentropic efficiency    | 0.90  |
| LPT       | Isentropic efficiency    | 0.91  |

### 2.3 CDFS二维模型

本文基于流线曲率法建立CDFS二维仿真模型。为了求解完全径向平衡方程,需要落后角模型和损失模型以考虑叶片对气流的作用以及流动过程中的损失。

参考攻角模型使用Lieblein的经验模型<sup>[27]</sup>,同时根据进口马赫数对参考攻角进行修正<sup>[28]</sup>。参考落后角使用带修正的Carter公式计算<sup>[29]</sup>。在此基础上,考虑攻角变化<sup>[30]</sup>及流道子午速度变化<sup>[31]</sup>对参考落后角

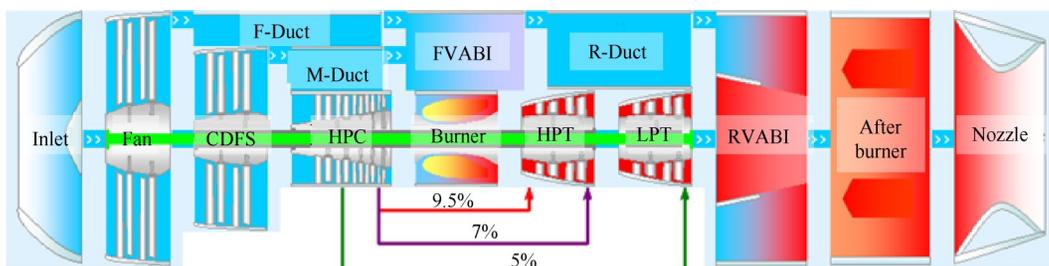


Fig. 2 Simulation model of double bypass VCE

的影响,最终得到非参考状态下的落后角。

针对跨声速轴流压气机,本文主要考虑叶型损失、激波损失和二次流损失。其中,根据最佳扩散因子和马赫数插值计算参考状态下的叶型损失;使用Miller等<sup>[32]</sup>提出的单激波模型计算激波损失;基于参考状态下的叶型损失计算二次流损失<sup>[31]</sup>。在得到参考状态下的损失系数后,使用Aungier<sup>[28]</sup>给出的方法计算非参考状态下的总压损失系数。

CDFS二维模型的计算结果与文献[26]数据的对比如图3所示。从图3中可以看出,在堵塞边界附近二维模型计算的压比 $\pi$ 和等熵效率 $\eta$ 与文献数据仍

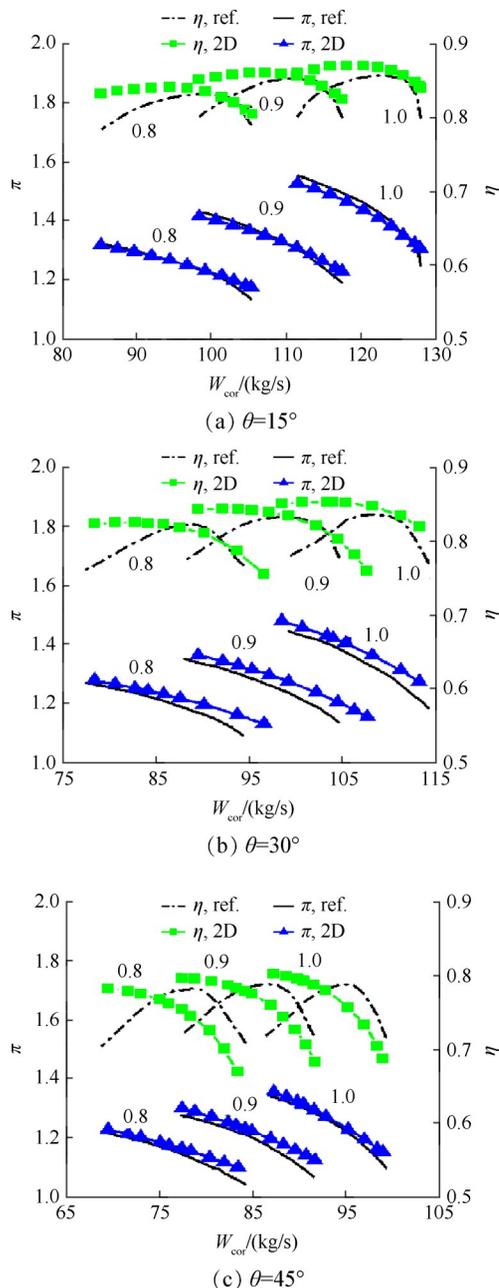


Fig. 3 Comparison of performance curve for CDFS obtained from the two-dimensional model and the reference

有较大偏差,但是整体来看,随着CDFS导叶角度 $\theta$ 的增大,CDFS流量和压比的变化趋势与文献数据基本一致,同时二维模型计算得到的等熵效率仍在合理的范围内。因此,本文建立的CDFS二维模型可以在一定的精度范围内、合理地预测CDFS的气动性能,基本满足建立VCE多维度仿真模型的需求。

### 2.4 双外涵VCE多维度仿真模型

本文使用完全耦合方法,即使用CDFS二维仿真模型替换VCE零维仿真模型中的CDFS零维仿真模型,并与其它部件的零维仿真模型耦合,构建了VCE多维度仿真模型。

CDFS零维仿真模型基于多角度特性图插值计算部件性能参数,即根据转速和 $\beta$ 两个参数插值得到CDFS的流量、压比和等熵效率。与之对应,在整机模型求解过程中,选取CDFS多角度特性图中的 $\beta$ 值及高压轴转速作为迭代变量,同时在CDFS处建立一个流量平衡方程,如表2所示。

Table 2 Double bypass mode balance equations

| Component           | Iterative variable       | Balance equation |
|---------------------|--------------------------|------------------|
| Fan                 | Bypass ratio and $\beta$ |                  |
| CDFS                | Bypass ratio and $\beta$ | Mass flow        |
| HPC                 | $\beta$                  | Mass flow        |
| Burner              | Exit total temperature   |                  |
| HPT                 | $\beta$                  | Mass flow        |
| LPT                 | $\beta$                  | Mass flow        |
| FVABI               |                          | Static pressure  |
| RVABI               |                          | Static pressure  |
| Nozzle              |                          | Mass flow        |
| High pressure spool | Rotational speed         | Power            |
| Low pressure spool  | Rotational speed         | Power            |

CDFS二维仿真模型基于流线曲率法求解部件性能。在求解二维模型时,需要进口总温、总压、物理流量及转速作为边界条件,计算CDFS的压比、等熵效率以及出口的总温、总压等参数。在使用CDFS二维仿真模型替换零维仿真模型后,不存在多角度特性图,所以不需要选取 $\beta$ 作为迭代变量。同时,风扇部件内涵出口的物理流量参数作为CDFS二维仿真模型的边界条件参与计算,CDFS处的流量平衡方程不再成立。因此,在双外涵模式下,迭代变量减少至8个,相应的平衡方程减少至9个。与之类似,在单外涵模式下可得到7个迭代变量和8个平衡方程。选定控制规律,仍可求解发动机模型。

发动机模型求解过程中,参数需要在零维与二

维模型之间传递。本文中使用均匀进口边界条件求解 CDFS 二维仿真模型,同时二维仿真模型的计算结果进行质量加权平均处理后输出并传递给高压压气机和 FVABI 等下游部件。

在求解 VCE 多维度仿真模型的过程中,CDFS 二维仿真模型直接参与到迭代过程中,因此,每一次迭代都需要求解一次 CDFS 二维仿真模型,导致计算时间成本的增加。同时,在求解过程中,CDFS 二维模型的进口流量、总温和总压取决于风扇部件的  $\beta$  值和低压轴的转速,而 CDFS 的转速取决于高压轴转速。因此,迭代变量初值决定了 CDFS 二维模型边界条件之间是否匹配,从而决定了多维度仿真模型求解的收敛性。本文使用 VCE 零维仿真模型的结果作为 VCE 多维度仿真模型的迭代初值,以保证模型的收敛性。

通过以上分析可以发现,完全耦合方法在实现过程中需要根据 CDFS 二维仿真模型和 VCE 零维仿真模型的各自特点设计合适的求解方案。理论上,使用完全耦合方法可以将任意精度水平的发动机部件仿真模型耦合于整机零维仿真模型,建立发动机多维度仿真模型。与部件零维仿真模型相比,部件高精度仿真模型需要几何参数等较为详细的信息,建模难度有所增加,但是可以为基于更真实(与零维仿真模型相比)的部件模型预估部件的工作特性,同时获得更加精细的部件流动特征。基于部件高精度仿真模型建立的发动机多维度仿真模型可以充分利用有限的计算资源,提高整机仿真模型的可靠性,同时也可根据需求在整机环境中对部件流动特性开展针对性研究。

### 3 计算结果与分析

#### 3.1 双外涵 VCE 多维度仿真模型的影响

本节分别使用 VCE 零维仿真模型和 VCE 多维度仿真模型研究了起飞工况下 CDFS 导叶角度  $\theta$  对 VCE 性能的影响,以评估使用完全耦合方法建立的 VCE 多维度仿真模型对整机性能预估结果的影响。此时,VCE 工作于双外涵模式,控制规律为燃烧室出口总温不变,CDFS 导叶角度变化范围为  $15^\circ \sim 45^\circ$ 。本节暂不考虑 CDFS 气动参数径向非均匀分布的影响。

图 4 给出了 VCE 多维度模型(Multi-level model)和 VCE 零维仿真模型(Zero-D model)中 CDFS 的压比和等熵效率的变化情况,可以看出,多维度仿真模型和零维仿真模型中 CDFS 性能变化趋势一致,但是零维仿真模型预估的 CDFS 的等熵效率偏低。与零维仿真模型计算结果相比,多维度仿真模型得到的

CDFS 等熵效率最大增幅为 4.91%。CDFS 等熵效率的升高将导致 CDFS 出口总温降低,进而导致 CDFS 出口换算流量降低及压气机流通能力增强,因而 CDFS 的涵道比降低,如图 5 所示。CDFS 等熵效率的升高还将导致 CDFS 功率消耗降低。因此,高压轴压缩部件的功率消耗小于高压涡轮的功率输出,高压轴转速将升高以满足功率平衡约束。功率再平衡之后,CDFS 换算转速  $\bar{n}_{cor}$  升高,进口的换算流量  $W_{cor}$  增大,如图 6 所示,压气机的工作点向着高转速方向偏移,如图 7 所示。

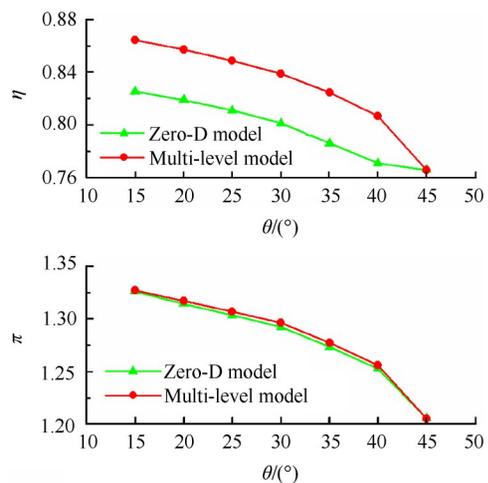


Fig. 4 Comparison of CDFS performance solved from multi-level model and zero-dimensional model

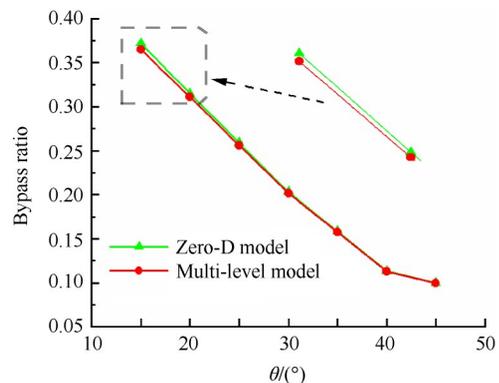


Fig. 5 Comparison of CDFS bypass ratio solved from multi-level model and zero-dimensional model

图 8 给出了不同 CDFS 导叶角度下 VCE 多维度模型和 VCE 零维仿真模型对应的风扇涵道比分布。从图中可以看到,与 VCE 零维仿真模型计算结果相比,VCE 多维度仿真模型中的风扇涵道比降低,这是由 VCE 多维度仿真模型中 CDFS 部件的等熵效率升高,进而核心机流通能力增强导致的。核心机流通能力增强同时会引起低压转子工作状态的改变。涡轮部

件的做功能力取决于涡轮的流量、进口总温、落压比及等熵效率。由于高压涡轮处于超临界工况,同时其进口总温不变,所以其输出功率随着核心机流量的增大而增大,同时出口总温基本不变。基于同样的原因,低压涡轮的输出功率增大,低压转子的转速

将随之升高,因而,风扇的工作点将向着高转速的方向移动,如图9所示。

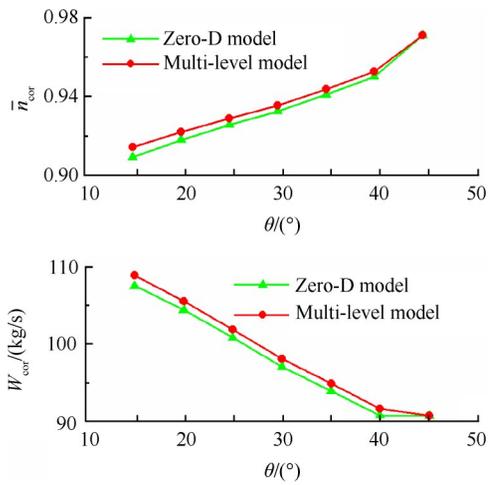


Fig. 6 Comparison of CDFS corrected mass flow and corrected rotational speed solved from multi-level model and zero-dimensional model

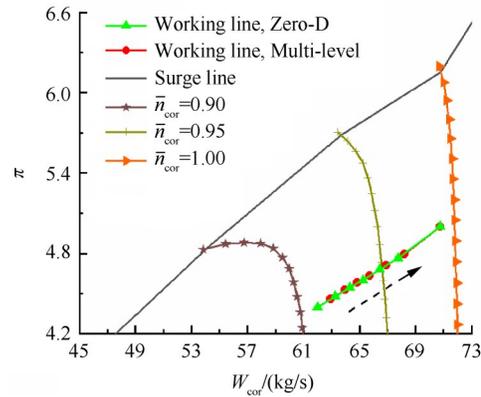


Fig. 7 Shift of HPC working point

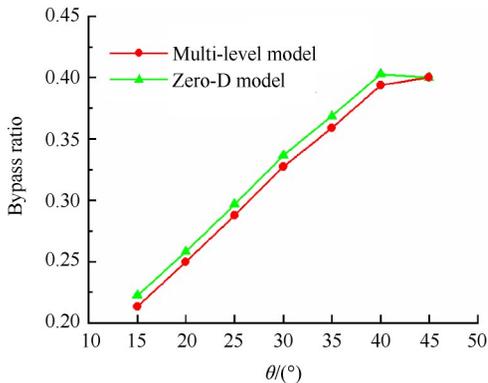


Fig. 8 Comparison of fan bypass ratio solved from multi-level model and zero-dimensional model

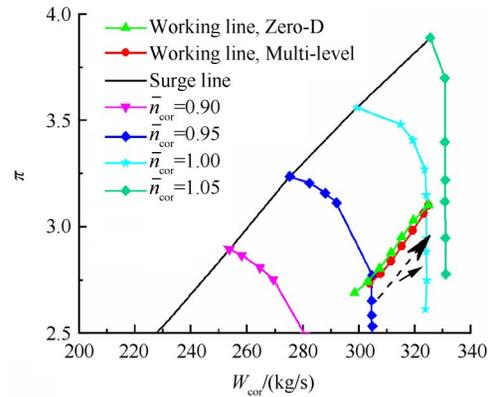


Fig. 9 Shift of fan working point

VCE 多维度模型的 CDFS 性能变化在流量平衡和功率平衡等约束下引起风扇和压气机压比升高、流量增大以及风扇和 CDFS 涵道比降低,进而导致 VCE 流量增大、总压比升高和总涵道比降低,最终使得 VCE 推力升高,耗油率 *SFC* 略微降低,如图 10 所示,其中推力最大增幅为 2.99%。

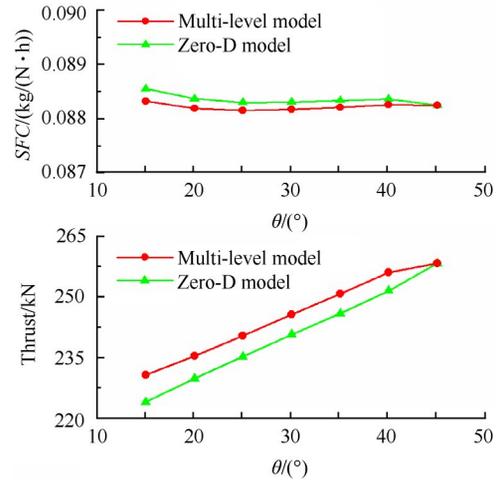


Fig. 10 Comparison of VCE performance solved from multi-level model and zero-dimensional model

由于求解过程中每一次迭代都需要求解 CDFS 二维仿真模型,所以求解 VCE 多维度仿真模型的时间成本取决于迭代次数及 CDFS 二维模型的求解时间。基于本文所建立的模型,在 CDFS 导叶角度为 45°时控制高压轴相对物理转速(高压轴相对物理转速 0.7~1.0,步长 0.01)以求解 VCE 的节流特性。在整个求解过程中,CDFS 二维模型共求解 628 次,总耗时约 24s。与零维仿真模型用时(不足 1s)相比,多维度仿真模型的时间成本增加,但仍可接受。

### 3.2 CDFS气动参数径向非均匀分布的影响

对风扇部件,尤其是大涵道比涡扇发动机的风扇部件而言,叶根与叶尖做功能力相差较大,气流参数沿叶高的分布表现出显著的非均匀特征,造成较大的流动损失,同时对发动机下游部件的工作产生不利影响<sup>[33]</sup>。因而,有必要在发动机性能仿真过程中考虑风扇部件气动参数径向非均匀分布的影响。相对于常规风扇部件而言,CDFS流量及涵道比较小,轮毂比较大,气动参数径向分布的非均匀性相对较小。但CDFS作为跨声速轴流压气机级,其叶片端壁区域存在着强烈的三维效应,且在单外涵模式下转子叶尖区域出现较强的激波,造成较大的流动损失,这一流动特征会对下游部件,尤其是FVABI的设计及工作性能产生影响。因而,有必要在VCE性能仿真模型中考虑风扇或者CDFS部件气动参数径向非均匀分布特性的影响。

本文中,基于流线曲率方法建立的CDFS二维仿真模型,可以得到部件出口截面的流量、总温及总压等气动参数的径向分布。因此,本文在建立VCE多维度仿真模型的基础上,将CDFS气动参数沿径向分布的分布特征耦合于VCE模型,以获取CDFS气动参数非均匀分布对下游部件及整机性能的影响。

为了将CDFS气动参数沿径向非均匀分布的流动特征与VCE多维度仿真模型耦合,本文在模型求解过程中增加了内层迭代(将Newton迭代法的求解过程作为外层迭代)。引入变量 $r$ , $r$ 为CDFS出口截面径向相对高度,取值范围为0~1。在求解CDFS二维模型时,根据 $r$ 可划分CDFS内、外涵流道,同时计算内、外涵的流量、压比、等熵效率等参数。内层迭代过程的目标即根据整机模型中CDFS部件处、作为迭代变量的涵道比(参见表2)迭代求解变量 $r$ ,同时得到CDFS内、外涵压比和等熵效率等参数。

图11给出了CDFS内、外涵压比 $\pi$ 和等熵效率 $\eta$ 的变化情况。从图中可以看到,与不考虑气动参数径向非均匀分布影响的计算结果相比,CDFS外涵(Multi-level model  $A_{Sub}$ )的压比升高、等熵效率降低,而内涵(Multi-level model  $A_{Core}$ )压比降低,等熵效率升高,而且内、外涵气动参数的差异随着CDFS导叶角度的减小而减小。这是由于随着CDFS导叶角度的减小,CDFS涵道比增大(见图5),外涵流道流量增大,基于质量加权平均得到的压比和等熵效率等参数无法反映出叶尖区域流动损失较大、做功能力较强这一特性。

在CDFS导叶角度为45°时,内、外涵参数差异最

为明显,外涵压比比内涵压比高5.44%,外涵等熵效率比内涵等熵效率低16.13%。与不考虑CDFS气动参数径向非均匀分布影响的计算结果相比,此时FVABI内涵进口总压升高3.95%,总温升高2.81%。然而,同样由于此时CDFS的涵道比较小,FVABI内涵流量相对于FVABI外涵流量及VCE总流量而言均较小,FVABI内涵气动参数变化对VCE推力和耗油率的影响不明显。而在CDFS导叶角度为15°时,虽然CDFS外涵流量增大,但是CDFS内、外涵气动参数的差异减小,对整机性能的影响仍不明显。在考虑CDFS气动参数径向非均匀分布的影响后,推力略微升高,耗油率略微降低。

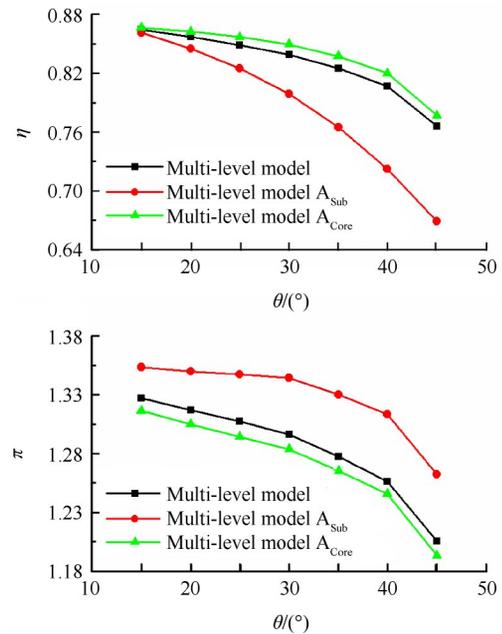


Fig. 11 Effects of radial non-uniform distribution of CDFS aerodynamic parameters on CDFS performance

综合以上分析可以发现,基于完全耦合方法建立的VCE多维度仿真模型可以更加合理地预估CDFS性能参数,在时间成本可接受的前提下,提高整机性能预估结果的可靠性,同时考虑部件气动参数径向非均匀分布等流动特征对整机性能的影响。

## 4 结论

通过本文的研究,主要得到以下结论:

(1)经文献数据验证,基于流线曲率法建立的CDFS二维模型可以合理地预估CDFS的性能参数。基于此,结合CDFS二维模型对边界条件的要求,调整VCE整机仿真模型中的迭代变量和平衡方程组合,可以将CDFS二维模型耦合于发动机零维仿真模

型,建立 VCE 多维度仿真模型。

(2) CDFS 二维模型可以为整机模型提供更加真实的部件工作特性,提高整机模型仿真结果的可信度。部件性能的变化会引起 CDFS 和压气机的功率再分配,在功率平衡和流量平衡等约束下重新实现高、低压轴部件的功率平衡及各部件工作点的匹配,最终引起整机性能参数的变化。结合本文具体算例,VCE 零维仿真模型与多维度仿真模型所得推力的最大差异为 2.99%。

(3) 基于 CDFS 二维仿真模型得到的部件出口流量、总压和总温等气动参数的径向分布与 CDFS 涵道比,可以计算 CDFS 内、外涵各自的压比与效率,进而将 CDFS 出口气动参数径向分布这一流动特性耦合到整机循环参数分析中。CDFS 出口气动参数的径向非均匀分布在整机环境下可导致 FVABI 内涵进口总温、总压的明显变化。

(4) 部件二维模型的引入会增加求解整机仿真模型的时间成本。VCE 多维度仿真模型求解 VCE 节流特性(包含 31 个点)用时约 24s,远超零维仿真模型用时(不足 1s)。同时,CDFS 二维模型要求其边界条件相匹配,这对 Newton 迭代法迭代初值的选取提出了更高的要求。本文使用 VCE 零维仿真模型的解作为多维度仿真模型的迭代初值以保证求解的收敛性。

**致 谢:**感谢国家自然科学基金资助。

## 参考文献

- [ 1 ] Allan R D. General Electric Company Variable Cycle Engine Technology Demonstrator Program [R]. *AIAA* 79-1311.
- [ 2 ] Johnson J E. Variable Cycle Engines—the Next Step in Propulsion Evolution[R]. *AIAA* 76-758.
- [ 3 ] Piccirillo A C. Origins of the F-22 Raptor[R]. *AIAA* 98-5566.
- [ 4 ] Thomas R D. Engine Wars: Competition for US Fighter Engine Production[R]. *AIAA* 98-3115.
- [ 5 ] 倪金刚. GE 航空发动机百年史话[M]. 北京:航空工业出版社,2015.
- [ 6 ] Silva W A, Sanetrik M D, Chwalowski P, et al. Computational Aeroelastic Analysis of a Low-Boom Supersonic Configuration[R]. *NF1676L-20147*.
- [ 7 ] Connolly J W, Kopasakis G, Chwalowski P, et al. Towards an Aero-Propulso-Servo-Elasticity Analysis of a Commercial Supersonic Transport[R]. *AIAA* 2016-1320.
- [ 8 ] Scharnhorst R K. Characteristics of Future Military Aircraft Propulsion Systems[R]. *AIAA* 2013-0466.
- [ 9 ] Bradley M, Bowcutt K, McComb J. Revolutionary Turbine Accelerator (RTA) Two-Stage-to-Orbit (TSTO) Vehicle Study[R]. *AIAA* 2002-3902.
- [ 10 ] Lee J, Winslow R, Buehrle R J. The GE-NASA RTA Hyperburner Design and Development[R]. *NASA TM-2005-213803*.
- [ 11 ] Evans A L, Follen G, Naiman C, et al. Numerical Propulsion System Simulation's National Cycle Program[R]. *AIAA* 98-3113.
- [ 12 ] Alexiou A, Baalbergen E H, Kogenhop O, et al. Advanced Capabilities for Gas Turbine Engine Performance Simulation[R]. *ASME GT* 2007-27086.
- [ 13 ] Pilet J, Lecordix J L, Nicolas G, et al. Towards a Fully Coupled Component Zooming Approach in Engine Performance Simulation[R]. *ASME GT* 2011-46320.
- [ 14 ] Templalexis I, Alexiou A, Pachicis V, et al. Direct Coupling of a Turbofan Engine Performance Simulation[R]. *ASME GT* 2016-56617.
- [ 15 ] Connolly J W, Kopasakis G, Carlsonz J, et al. Nonlinear Dynamic Modeling of a Supersonic Commercial Transport Turbo-Machinery Propulsion System for Aero-Propulso-Servo-Elasticity Research [R]. *NASA TM-2012-217273*.
- [ 16 ] Connolly J W, Friedlander D, Kopasakis G. Computational Fluid Dynamics Modeling of a Supersonic Nozzle and Integration into a Variable Cycle Engine Model[R]. *NASA TM-2015-218479*.
- [ 17 ] 周 红. 变循环发动机特性分析及其与飞机一体化设计研究[D]. 西安:西北工业大学,2016.
- [ 18 ] 彭利方. 变循环发动机建模与非线性控制方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
- [ 19 ] 刘佳鑫,王志强,严 伟,等. 单/双涵道模式转换过程的数值研究[J]. 推进技术,2017,38(8):1699-1708. (LIU Jia-xin, WANG Zhi-qiang, YAN Wei, et al. Numerical Simulation of Transition Between Single and Double Bypass Mode[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(8): 1699-1708.)
- [ 20 ] 刘 勤,李刚团,黄红超. 三外涵变循环发动机循环参数匹配模拟[J]. 航空发动机,2016,42(6):51-54.
- [ 21 ] 韩 佳,苏桂英,张跃学. 基于近似模型的变循环发动机稳态性能分析及优化[J]. 燃气涡轮试验与研究,2017,30(3):16-20.
- [ 22 ] 刘宝杰,贾少锋,于贤君. 变循环核心压气机可调特性的数值研究[J]. 工程热物理论,2016,37(9):1850-1855.

- [23] 刘宝杰, 贾少锋, 于贤君. 变循环发动机前可调涵道引射器的通流计算方法[J]. 推进技术, 2017, 38(8): 1689-1698. (LIU Bao-jie, JIA Shao-feng, YU Xian-jun. Throughflow Calculation Method of Variable Cycle Engine Forward Area Bypass Injector[J]. 2017, 38(8): 1689-1698.)
- [24] Byvey P, Bosschaerts W, Villace V F, et al. Study of an Airbreathing Variable Cycle Engine [R]. *AIAA* 2011-5758.
- [25] Joachim K. How to Get Component Maps for Aircraft Gas Turbine Performance Calculations [R]. *ASME* 96-GT-164.
- [26] 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*.
- [27] Johnsen I A, Bullock R O. Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors, Volume 2[R]. *NACA RM-E56B03A*.
- [28] Aungier R. Axial-Flow Compressor—a Strategy for Aerodynamic Design and Analysis [M]. *New York: ASME Press*, 2003.
- [29] Cetin M, Uecer A S, Hirsch C, et al. Application of Modified Loss and Deviation Correlations to Transonic Axial Compressors[R]. *AGARD-R-745*, 1987.
- [30] 祝启鹏, 高丽敏, 李瑞宇, 等. 跨声速多级轴流压气机特性预估及分析[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1342-1348. (ZHU Qi-peng, GAO Li-min, LI Rui-yu, et al. Performance Prediction and Analysis of Multi-stage Transonic Axial Compressors [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(10): 1342-1348.)
- [31] Boyer K M. An Improved Streamline Curvature Approach for Off-Design Analysis of Transonic Compression Systems [D]. *Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University*, 2001.
- [32] Miller G R, Lewis G M, Hartmann M J. Shock Losses in Transonic Compressor Blade Rows[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1961, 83(3): 235-241.
- [33] 楚武利, 刘前智, 胡春波. 航空叶片机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2009.

(编辑:朱立影)