部件三维仿真模型与发动机循环参数分析的 耦合方法研究^{*}

宋 甫^{1,2},周 莉³,王占学³,张晓博³,郝 旺³

(1. 蓝箭航天空间科技股份有限公司, 北京 100176;

2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;

3. 西北工业大学 动力与能源学院 陕西省航空发动机内流动力学重点实验室,陕西西安 710129)

摘 要:为了将基于部件三维仿真模型获取的部件工作特性耦合于发动机循环参数分析,提高整机 性能预估的可信度,提出了改进完全耦合方法。结合核心机驱动风扇级 (Core driven fan stage, CDFS) 三维仿真模型和变循环发动机 (Variable cycle engine, VCE) 零维仿真模型,使用迭代耦合和改进完全 耦合方法建立了VCE多维度仿真模型,研究了修正因子计算方法及边界参数松弛处理方法对VCE多维 度仿真模型的影响,对比了迭代耦合与改进完全耦合方法的差异。结果表明,采用改进完全耦合方法 时,直接将基于部件高保真度仿真模型得到的压比和等熵效率应用于发动机循环参数分析,可避免非线 性方程组线性化过程对部件高保真度仿真模型的重复调用,同时计算过程不依赖于部件通用特性图。对 于迭代耦合方法,采用优化方法或者常规方法计算修正因子的计算速度无明显差异。采用优化方法计算 修正因子或者对边界参数进行松弛处理均可以抑制改进完全耦合方法中迭代残差的振荡,加速收敛。改 进完全耦合方法与迭代耦合方法计算结果无明显差异,且在使用优化方法计算修正因子时收敛速度基本 一致。

关键词:变循环发动机;核心机驱动风扇级;维度缩放;迭代耦合方法;改进完全耦合方法 中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 07-201000-08 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 201000

Coupling Method Between Three-Dimensional Component Simulation Model and Aero-Engine Cycle Parameter Analysis

SONG Fu^{1,2}, ZHOU Li³, WANG Zhan-xue³, ZHANG Xiao-bo³, HAO Wang³

(1. Land Space Technology Corporation Ltd., Beijing 100176, China;
2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;
3. Shaanxi Key Laboratory of Internal Aerodynamics in Aero-Engine, School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: In order to integrate the working characteristics obtained from three-dimensional component simulation model into aero-engine cycle parameters analysis and improve the reliability of engine performance estimation, the modified fully coupled approach was proposed. The multi-level variable cycle engine (VCE) simula-

^{*} 收稿日期: 2020-12-19; 修订日期: 2021-03-31。

基金项目:国家自然科学基金(51876176; 51906204; 52076180)。

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。

通讯作者:周 莉,博士,教授,研究领域为叶轮机械气动热力学研究及排气系统设计。

引用格式: 宋 甫,周 莉,王占学,等. 部件三维仿真模型与发动机循环参数分析的耦合方法研究[J]. 推进技术, 2022, 43 (7): 201000. (SONG Fu, ZHOU Li, WANG Zhan-xue, et al. Coupling Method Between Three-Dimensional Component Simulation Model and Aero-Engine Cycle Parameter Analysis[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7): 201000.)

tion model was established using iterative coupled approach and modified fully coupled approach based on threedimensional core driven fan stage simulation model and zero-dimensional VCE simulation model. Then the effects of calculation method for correction factor and relaxation of boundary parameters on multi-level VCE simulation model were studied and the differences between iterative coupled approach and modified fully approach were compared. The results indicate that the pressure ratio and isentropic efficiency obtained from high-fidelity component simulation model are applied to engine cycle parameter analysis when modified fully coupled approach is employed, and the repeated calls of high-fidelity component simulation model during the linearization process of the nonlinear equations can be avoided. What's more, the computational process of modified fully coupled approach does not depend on the component default characteristic map. As for iterative coupled approach, there is no obvious difference in convergence rate between the optimization method and normal method which are used to calculate the correction factors. By using optimization method to calculate the correction factors or the relaxation of boundary parameters, the vibration for iterative residual of modified fully coupled approach can be suppressed and the convergence rate can be accelerated. There is no obvious difference between the results of modified fully coupled approach and iterative coupled approach and the convergence rate of the two approaches are the same when the optimization method is used to calculate the correction factors.

Key words: Variable cycle engine; Core driven fan stage; Zooming; Iterative coupled approach; Modified fully coupled approach

1 引 言

20世纪90年代末,美国NASA实施了Numerical Propulsion System Simulation (NPSS)计划,旨在发展 高保真度仿真及相关技术以在航空发动机设计过程 中考虑各部件以及多学科之间的耦合影响,减少对 整机试验的需求,降低研发成本与周期^[1]。其关键技 术包括多学科耦合、变复杂度分析、高性能计算技术 及高效仿真环境。其中,变复杂度分析即维度缩放 (Zooming),意在实现高保真度的部件仿真模型与低 保真度的系统仿真模型的无缝集成[2],将基于部件高 保真度仿真模型得到的部件工作特性集成于发动机 循环参数分析,提高发动机性能预估的可信度,并在 整机环境下评估部件的流动特性对整机性能的影 响。为了进行变复杂度分析,NPSS提出了弱耦合、迭 代耦合和完全耦合等维度缩放方法,可以以不同的 形式将基于部件高保真度仿真模型获得的部件工作 特性耦合于发动机循环参数分析[1,3]。

维度缩放技术允许研究者根据实际需求调整部件仿真模型的保真度。随着部件仿真模型保真度的提高,计算成本增加,但可以获取更为真实的部件工作特性。在计算能力允许的情况下,基于部件三维仿真模型为整机循环参数分析提供工作特性是最佳选择。针对部件三维仿真模型的维度缩放研究,目前多采用弱耦合方法^[4-7]。该方法使用部件三维仿真模型计算特定工况的部件工作特性图,用以替换发

动机零维仿真模型中的部件通用特性图。弱耦合方法操作简单,但是计算结果的收敛性无法保证^[8-9],同时不能直接得到部件流动细节。

与弱耦合方法相比,迭代耦合和完全耦合方法 可以保证计算结果的收敛性,同时可以反映流动细 节对整机性能的影响。完全耦合方法直接使用部件 高保真度仿真模型替换部件零维仿真模型,为整机 循环参数分析提供部件工作特性。完全耦合方法的 形式更为简明,但是需要根据部件及整机仿真模型 求解方法的特点设计求解方案,操作难度较大^[10-11]。 此外,在应用完全耦合方法时,部件高保真度仿真模 型直接参与非线性方程组的线性化过程,需要多次 调用部件高保真度仿真模型。部件三维仿真模型较 高的计算成本限制了完全耦合方法的应用。

迭代耦合方法基于部件高保真度仿真模型与发 动机零维仿真模型计算结果的差异对发动机零维仿 真模型中的部件通用特性图进行逐步修正,在多次 迭代之后获取部件和整机性能参数以及部件流动细 节^[12-14]。在应用迭代耦合方法时,部件高保真度仿真 模型与整机零维仿真模型相对独立,只需控制二者 之间的参数传递,相对容易实现,且在计算收敛的情 况下迭代耦合计算速度快于完全耦合。但是,迭代 耦合方法通过特性图修正的形式将部件高保真度仿 真模型的计算结果反馈于循环参数分析,其迭代过 程的收敛性受限于部件通用特性图^[15]。此外,在应 用迭代耦合方法时需要尽可能地降低迭代次数以降 低计算的时间成本。现有研究中处理迭代残差振荡 及降低迭代次数的方法主要是在计算修正因子过程 中引入阻尼或者使用优化方法计算修正因子^[13-14]。

为了解决迭代耦合方法收敛性受限于部件通用 特性图,以及完全耦合方法多次调用部件高保真度 仿真模型的问题,本文提出了改进完全耦合方法。 改进完全耦合方法通过修改发动机零维仿真模型求 解方法的方式规避非线性方程组的线性化过程对部 件高保真度仿真模型的重复调用,尽可能地减少调 用部件高保真度仿真模型的次数,降低模型的计算 成本。本文以带核心机驱动风扇级(Core driven fan stage, CDFS)的双外涵变循环发动机(Variable cycle engine, VCE)为例,分别采用改进完全耦合方法及迭 代耦合方法建立 VCE多维度仿真模型,研究两种方 法在收敛性及计算结果等方面的差异,以及修正因 子计算方式和边界参数松弛处理对多维度仿真模型 收敛性的影响,并对比 VCE零维仿真模型与多维度 仿真模型计算结果的差异。

2 仿真模型

2.1 双外涵 VCE零维仿真模型

本文基于带 CDFS 的双外涵 VCE 进行相关研究。 VCE 仿真模型的建立及求解方法参见文献 [16-17]。 将海平面起飞状态(飞行高度 H=0m,飞行马赫数 Ma=0.3)作为VCE设计点状态,发动机设计点工作参 数如表1所示,HPC,HPT,LPT分别代表压气机、高压 涡轮和低压涡轮。其中,Fan及CDFS部件的设计点 压比和等熵效率均由部件三维仿模型计算得出,其 他部件的工作参数则根据经验设定。Fan和CDFS等 叶轮机械部件均使用带β值的特性图表征部件工作 特性。其中,β值为特性图辅助变量[18],表征叶轮机 械部件工作点在等转速特性线上相对于喘振边界的 位置,取值为0~1。在常规的部件特性图中,使用转 速和流量插值计算部件的压比和等熵效率等参数。 在部件处于堵塞状态时,使用流量作为插值变量计 算部件性能参数会引起较大的误差。在引入β值后, 可以根据该参数和部件转速进行特性图插值,得到 部件的流量、压比和等熵效率等参数,可避免使用流 量作为插值变量带来的数值误差。本文非设计点计 算时控制规律为控制燃烧室出口总温不变(等于设 计点)。

2.2 CDFS三维仿真模型

本文使用文献[19]中的CDFS模型。该模型由 可变弯度进口导叶(Variable inlet guide vane, VIGV)

Table 1 Design parameters of double bypass VCE

Component	Parameter	Value
Inlet	Mass flow/(kg/s)	328.3
Fan	Angle of inlet guide vane/(°)	22
	Bypass ratio	0.38
	Pressure ratio	2.563
	Isentropic efficiency	0.865
CDFS	Angle of inlet guide vane/(°)	30
	Bypass ratio	0.20
	Pressure ratio	1.293
	Isentropic efficiency	0.848
НРС	Pressure ratio	5
	Isentropic efficiency	0.850
Burner	Exit total temperature/K	1950
НРТ	Isentropic efficiency	0.90
LPT	Isentropic efficiency	0.91

与转子组成。VIGV叶片数为36,转子叶片数为40, VIGV偏转角(θ)变化为0~45°。CDFS设计物理转速 为7225r/min,设计换算转速为6161.5r/min。

CDFS的三维仿真基于 Numeca进行,湍流模型选用 Spalart-Allmaras(S-A)一方程模型,空间离散基于 有限体积法,采用2阶精度的中心差分格式,时间离 散使用4阶 Runge-Kutta方法。采用了结构化的网 格,同时调整壁面第一层网格高度,保证y*在1~10。 进口边界条件需给定来流的总温、总压及速度方向, 出口边界给定平均静压。经过网格无相关性验证 后,最终选取的网格量为92万。

使用该数值仿真方法计算了不同 θ 下的 CDFS 的 等转速特性线(相对换算转速为1.0),图1给出了计 算结果与文献数据的对比结果,其中文献数据是基 于一维仿真模型得到的。从图中可以看到,不同 θ 下 三维仿真模型计算所得的部件压比和等熵效率范围 与文献数据基本一致;在 θ =0°,15°和30°时,三维仿真 模型所得的流量范围与文献数据较为接近。在 θ = 45°时,三维仿真模型计算结果表明由于 θ 过大,VIGV 通道内出现大范围内的流动分离,限制了部件的流 通能力。流动分离可能是导致 θ =45°时三维数值仿 真所得的流量范围与文献数据有较大偏离的原因。 综合不同 θ 下的计算结果,可以认为本文所用的数值 仿真方法是合理的。

2.3 双外涵 VCE 多维度仿真模型

本文分别使用迭代耦合和改进完全耦合方法将 基于 CDFS 三维仿真模型得到的部件工作特性耦合 于 VCE 循环参数分析,建立 VCE 多维度仿真模型。

迭代耦合方法基于部件零维仿真模型与三维仿



Fig. 1 Comparison of calculation results and reference data

真模型在相同边界条件下计算所得的 CDFS 压比及 等熵效率的差异对 CDFS 多角度特性图进行逐步修 正。其中, CDFS进口总温、总压、流量和转速等边界 条件由整机循环参数分析得出。在多次迭代、部件 零维和三维仿真模型计算结果满足收敛残差要求 后,可以得到部件及整机的性能参数及部件在特定 工况下的流动特征。迭代耦合方法具体细节参见文 献[15,20]。

改进完全耦合方法主要为了降低完全耦合方 法^[15-16]中调用部件高保真度仿真模型的次数以降低 计算的时间成本。在采用完全耦合方法建立发动机 多维度仿真模型时,需要使用部件高保真度仿真模 型替换整机零维仿真模型中相应的部件零维仿真模 型,建立发动机多维度仿真模型。其建模的关键在 于根据部件高保真度仿真模型和整机零维仿真模型 的特点设计求解方案,部件高保真仿真模型将深度 嵌入到整机仿真模型的求解过程中。在使用 Newton 迭代法求解发动机非设计点性能时,非线性方程组 的线性化过程中需要多次调用部件高保真度模型。 在对部件三维仿真模型进行维度缩放研究时,完全 耦合方法的这一特点将导致求解的时间成本难以 接受。

为了规避非线性方程组线性化过程对部件三维 仿真模型的多次调用,需要改变VCE零维仿真模型 中CDFS部件的性能计算方法,同时调整循环参数分 析过程中的迭代变量及平衡方程。在求解VCE零维 模型时,CDFS将根据非设计点导叶工作角度、高压轴 转速和β值在多角度特性图中插值计算部件的流量、 压比和等熵效率,并进一步计算CDFS出口的总温、 总压等参数。同时,根据流量连续性约束,多角度特 性插值得到的CDFS部件流量和Fan内涵流量可以形 成流量平衡方程。而在修改后,在求解VCE零维仿 真模型时,CDFS压比和等熵效率保持不变,不需要进 行多角度特性图插值。同时,CDFS流量直接由Fan 部件决定。因此,CDFS部件处不需要特性图辅助变 量β这一迭代变量,同时不需要建立流量平衡方程。 同时去掉CDFS部件处的β迭代变量及流量平衡方 程,迭代变量及平衡方程的数量相等,仍可以使用 Newton迭代法进行求解。

改进完全耦合方法具体流程如图2所示。设定 发动机工作参数并使用常规VCE零维仿真模型完成 发动机循环参数分析,可以得到 CDFS 部件进口总 温、总压、转速及流量等边界条件。根据所得的CDFS 边界条件可以设定 CDFS 三维仿真模型的进口气动 参数及转速,同时调整出口平均静压以满足流量要 求,最终可得到CDFS部件的压比和等熵效率。将 CDFS 部件的压比和等熵效率反馈给 VCE 零维仿真 模型,后者使用这一组参数完成VCE循环参数分析。 由此,在一次部件三维数值仿真之后可得到新的部 件边界条件。持续迭代,直到三维仿真模型各参数 与 VCE 循环参数分析得到的 CDFS 各性能参数之间 的残差满足收敛残差要求。采用式(1)~(3)计算部 件压比和等熵效率的修正因子(f,和f,)及各参数的残 差R.,其中R代表残差,z代表部件进口总温、总压、转 速、流量、压比及等熵效率等性能参数。

$$f_{\pi} = (\pi_{3D} - 1) / (\pi_{0D} - 1) \tag{1}$$

$$f_{\eta} = \eta_{3\mathrm{D}} / \eta_{0\mathrm{D}} \tag{2}$$

$$R_{z} = \left| z_{3D} - z_{0D} \right| / z_{0D} \tag{3}$$

从形式上看,改进完全耦合方法与迭代耦合方 法有相似之处:VCE零维仿真模型与CDFS三维仿真 模型相对独立,并通过迭代的方式实现部件三维仿 真模型与VCE零维仿真模型之间的参数匹配。二者 的区别在于:采用迭代耦合方法时,根据三维仿真模



Fig. 2 Flowchart of modified fully coupled approach

型的计算结果对 CDFS 部件的多角度特性图进行修 正,使用经过修正的特性图预估部件的性能;而对于 改进完全耦合方法,根据三维仿真模型的结果直接 修正部件的性能参数。部件性能参数计算方式的改 变需要同步调整整机性能求解方案。因此,迭代耦 合方法和改进完全耦合方法中的 VCE 零维仿真模型 求解方案存在明显的差异。改进完全耦合方法的优 势在于计算过程不依赖于部件通用特性图,可以降 低部件通用特性图对迭代过程收敛性的影响。

由以上建模过程可知,迭代耦合方法的计算过 程依赖于部件特性图,只能应用于可用特性图表征 部件工作特性的部件。而对于改进完全耦合方法, 其计算过程不依赖于部件特性图,在迭代过程初值 合理的情况下,改进完全耦合方法可用于无法使用 特性图表征部件工作特性的部件。

将基于迭代耦合和改进完全耦合方法建立的 VCE多维度仿真模型分别记作模型I和模型MF。模 型I和模型MF通过修正特性图或者直接修正部件性 能参数的方式将部件三维数值仿真得到的压比和等 熵效率反馈于VCE零维仿真模型。在VCE循环参数 分析中,CDFS压比和等熵效率的变化将引起CDFS 进口总温、总压、转速及流量等参数的变化。而在使 用常规方法,即式(1)和(2),计算压比和等熵效率修 正因子时,只能考虑压比和等熵效率的变化,而无法 考虑由部件压比和等熵效率变化引起的其他参数的 变化。因此,在使用常规方法计算修正因子时,可能 存在修正不足或者修正过度的问题,导致迭代次数 的增加。使用优化方法计算修正因子可以考虑所有 2022 年

相关参数受化情况,得到最佳的修正因了。优化受量为压比及等熵效率修正因子,优化目标为相关参数的总残差最小,各参数残差*E*_及总残差*E*_Σ可由式 (4)和(5)计算。本文使用自适应模拟退火算法^[21]对 修正因子进行优化。

$$E_{z} = (z_{0D} - z_{3D})/z_{3D}$$
(4)

$$E_{\Sigma} = \sqrt{(\Sigma E_z^2)} \tag{5}$$

在使用常规方法计算修正因子时,每次完成 CDFS三维仿真模型的求解之后判断压比和等熵效率 等参数的残差是否满足收敛标准。而在使用优化方 法计算修正因子时,则在求得最佳修正因子后判断 CDFS各个性能参数的残差是否满足收敛标准。

此外,针对使用常规方法计算修正因子时改进 完全耦合方法中各参数迭代残差的变化特点,本文 尝试对迭代过程中 CDFS边界参数进行松弛处理以 抑制残差振荡。具体处理方法为:在迭代次数 K 为奇 数时,直接使用 VCE 循环参数分析所得的部件边界 参数进行部件三维数值仿真,而在 K 为偶数时,使用 第 K 和 K-1 次 VCE 循环参数分析所得的边界参数的 均值进行部件三维数值仿真。

本文使用 Isight 建立了 VCE 多维度仿真模型求 解控制器,可以实现模型I和模型MF的自动化求解。 同时,由于 VCE 零维仿真模型只能得到 CDFS 部件 进、出口截面气动参数的平均值,因此在求解 CDFS 三维仿真模型时只能给定进口截面的平均总温和总 压及出口截面的平均静压。在模型 I 和模型 MF中, 每次迭代均需根据 VCE 零维仿真模型计算得到的 CDFS部件边界条件求解 CDFS 三维仿真模型,获取 相应工况下的 CDFS 压比和等熵效率。每次迭代的 时间成本主要取决于 CDFS 三维仿真模型求解的时 间成本,零维仿真模型的求解以及参数传递过程所 消耗的时间可忽略不计。而求解三维仿真模型的时 间成本主要与部件的工作状态相关,在CDFS导叶偏 转角、转速及流量参数大致确定之后,迭代过程中每 次迭代所消耗的时间基本一致。因此,本文使用迭 代次数表征不同的多维度仿真模型的计算速度。

3 计算结果与分析

在对比模型 MF 和模型 I 的差异之前,首先需要 确定迭代过程的收敛残差。本节首先使用模型 I 研 究了收敛残差对计算结果的影响。VCE 工作于起飞 状态、双外涵模式,θ分别为15°,25°,35°,40°,收敛残 差分别设为10⁻³和10⁻⁴。计算结果表明,当收敛残差 小于10⁻³之后,计算所得的CDFS压比、等熵效率及发动机推力、耗油率等参数的变化均小于0.1%,而迭代次数明显增加,如图3所示。因此,本文中将收敛残差设定为10⁻³。



Fig. 3 Effects of residual on number of iterations

在确定收敛残差之后,对比了模型I和模型MF 的计算结果及收敛速度的差异。其中,模型I分别使 用常规(Con)和优化(Opt)方法计算特性图修正因 子。模型MF则使用了常规和优化方法计算修正因 子,并应用了边界参数松弛处理方法(Rel)。图4给 出了不同模型得到的VCE推力、耗油率(sfc)及迭代 次数。从图中可以发现,不同的处理方法对模型I和 模型MF计算的VCE推力及耗油率无明显影响;模型 I和模型MF计算所得的推力及耗油率无明显差异。 不同模型的差异仅表现为迭代次数,即收敛速度的 不同。

图 5 进一步给出了 θ=15°,40°时,各模型求解过 程中 CDFS 压比残差的变化情况。对于模型 I 而言, 在使用常规方法计算修正因子时,不同工况下迭代 残差变化形式有所不同:在15°时,迭代残差逐渐减 小;而在40°时,迭代残差出现振荡。在使用优化方 法计算特性图修正因子时,迭代残差在不同工况下 均逐渐减小而无振荡现象出现。由图4(c)可知,对 于模型 I,使用优化方法计算特性图修正因子并未表 现出明显的优势。

对于模型 MF 而言, 在使用常规方法计算修正因 子时, 不同工况下迭代残差均振荡并逐渐减小。残 差振荡表明使用常规方法计算修正因子时存在明显 的过度修正问题。如图 5 所示, 使用优化方法计算修 正因子可以显著改善残差的振荡趋势而减少迭代次 数。同时, 对边界参数进行松弛处理同样可以有效 地抑制残差振荡以加快收敛, 而且相较于采用优化 方法计算修正因子, 边界参数松弛处理方法更容易



Fig. 4 Comparison of simulation results obtained from model I and model MF

操作。此外,在使用优化方法计算修正因子时,模型I 和模型MF迭代过程的初始残差显著降低,而且在收 敛过程中二者残差变化基本一致,所以二者的收敛 速度没有明显的差异。

综上,对于模型 MF,在使用常规方法计算修正因 子时迭代残差表现为持续振荡,收敛速度较慢,采用 优化方法计算修正因子可以改善残差变化趋势,加 快收敛。而对于模型 I 而言,使用常规方法计算修正 因子时,迭代残差并未表现出明显的振荡趋势,收敛 速度较快,应用优化方法计算修正因子对计算速度 无明显影响。此外,对于模型 MF,采用边界参数松弛



Fig. 5 Variation of residual error

处理方法同样可以有效抑制迭代残差的振荡,加快 收敛。

综合对比不同建模方法可以发现,相比于迭代 耦合方法,改进完全耦合方法的计算过程不依赖于 部件通用特性图,但是求解时迭代残差持续振荡,因 此需要使用优化方法计算修正因子或者使用边界参 数松弛等处理方式以保证计算过程稳定收敛。

4 结 论

通过本文研究,主要得到以下结论:

(1)采用改进完全耦合方法时,直接使用 CDFS 三维仿真所得的部件压比和等熵效率进行 VCE 循环 参数分析,不需要在非线性方程组线性化过程中重 复调用部件三维仿真模型。相较于迭代耦合方法, 改进完全耦合方法的计算过程不依赖于部件通用特 性图。

(2)对于迭代耦合方法,使用常规方法计算修正 因子时迭代残差并未表现出明显的振荡趋势,因此 使用优化方法并不能改善其迭代残差变化趋势,对 计算速度无明显影响。

(3)对于改进完全耦合方法,采用优化方法计算 修正因子可有效地抑制迭代残差的振荡,加速收敛, 同时边界参数松弛处理方法可以达到相同的效果且 操作更为简单。改进完全耦合与迭代耦合方法计算 结果无明显差异,在使用优化方法计算修正因子时, 二者收敛速度基本一致。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] Evans A L, Follen G, Naiman C, et al. Numerical Propulsion System Simulation's National Cycle Program [R]. AIAA 98-3113.
- [2] Lytle J, Follen G, Naiman C, et al. Numerical Propulsion System Simulation (NPSS) 1999 Industry Review
 [R]. NASA-TM-2000-209795.
- [3] 王占学,宋 甫,周 莉,等.航空发动机数值缩放 技术的研究进展[J].推进技术,2018,39(7):1441-1454. (WANG Zhan-xue, SONG Fu, ZHOU Li, et al. Research Progress in Numerical Zooming Technology of Aero-Engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018,39(7):1441-1454.)
- [4] Turner M G, Reed J A, Ruder R, et al. Multi-Fidelity Simulation of a Turbofan Engine with Results Zoomed into Mini-Maps for a Zero-D Cycle Simulation [R]. ASME GT 2004-53956.
- [5] Melloni L, Kotsiopoulos P, Jackson A, et al. Military Engine Response to Compressor Inlet Stratified Pressure Distortion by an Integrated CFD Analysis[R]. ASME GT 2006-90805.
- [6] Bala A, Sethi V, Gatto E I, et al. Study of VSV Effects on Performance via Integrated Aerodynamic Component Zooming Process[R]. AIAA 2007-5046.
- [7] Pachidis V, Pilidis P, Templalexis I, et al. A De-Coupled Approach to Component High-Fidelity Analysis Using Computational Fluid Dynamics [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineer Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2007, 221(1): 105-113.
- [8] Tang H L, Chen M, Jin D H, et al. High Altitude Low Reynolds Number Effect on the Matching Performance of a Turbofan Engine [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineer, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2012, 227(3): 455-466.
- [9] Claus R W, Lavelle T, Townsend S, et al. Variable Fidelity Analysis of Complete Engine Systems [R]. AIAA 2007-5042.
- [10] Pilet J, Lecordix J L, Nicolas G R, et al. Towards a Fully Coupled Component Zooming Approach in Engine Performance Simulation[R]. ASME GT 2011-46320.
- [11] Templalexis I, Alexiou A, Pachicis V, et al. Direct Coupling of a Turbofan Engine Performance Simulation [R]. ASME GT 2016-56617.

- [12] Pachidis V, Pilidis P, Guindeuil G, et al. A Partially Integrated Approach to Component Zooming Using Computational Fluid Dynamics [R]. ASME GT 2005-68457.
- [13] Klein C, Reitenbach S, Schoenweitz D, et al. A Fully Coupled Approach for the Integration of 3D-CFD Component Simulation in Overall Engine Performance Analysis
 [R]. ASME GT 2017-63591.
- [14] Klein C, Woltes F, Reitenbach S, et al. Integration of 3D-CFD Component Simulation into Overalll Engine Performance Analysis for Engine Condition Monitoring Purposes[R]. ASME GT 2018-75719.
- [15] 宋 甫,周 莉,王占学,等.不同维度缩放方法在 航空发动机总体仿真中的应用[J].推进技术,2020, 41(5):974-983. (SONG Fu, ZHOU Li, WANG Zhanxue, et al. Application of Different Zooming Strategies in Aero-Engine Simulation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(5):974-983.)
- [16] 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 Technolo*gy, 2020, 41(3): 500-508.)

- [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] Joachim K. How to Get Component Maps for Aircraft Gas Turbine Performance Calculation [R]. ASME 96-GT-164.
- [19] Sullivan T J, Parker D E. Design Study and Performance Analysis of a High-Speed Mulistage Variable-Geometry Fan for a Variable Cycle Engine [R]. NASA/CR-159545, 1979.
- [20] 宋 甫,周 莉,王占学,等.核心机驱动风扇级气动参数径向分布对变循环发动机性能的影响[J].推进技术,2020,41(7):1449-1456. (SONG Fu, ZHOU Li, WANG Zhan-xue, et al. The Effect of Radial Distribution of Core Driven Fan Stage Aerodynamic Parameters on Variable Cycle Engine Performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(7): 1449-1456.)
- [21] Ingber L. Very Fast Simulated Re-Annealing[J]. Mathematical and Computer Modeling, 1989, 12 (8): 967– 973.

(编辑:梅 瑛)