

不同维度缩放方法在航空发动机总体仿真中的应用*

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: 为了研究完全耦合和迭代耦合方法的实现途径及两种方法的差异, 针对涡扇发动机, 建立了风扇部件的二维仿真模型, 发展了基于完全耦合和迭代耦合两种维度缩放方法的发动机多维度仿真模型, 对比分析了两种方法在仿真结果、计算速度及可操作性等方面的差异, 同时对比了基于部件通用特性图的发动机零维仿真模型与多维度仿真模型的计算结果。结果表明: 采用完全耦合方法进行维度缩放时, 需要结合部件二维仿真模型对边界条件的要求调整迭代变量, 同时需使用发动机零维仿真模型的计算结果作为多维度仿真模型中迭代变量的迭代初值, 才能保证模型的收敛性; 采用迭代耦合方法进行维度缩放时只涉及部件二维仿真模型与发动机零维仿真模型之间的参数传递控制, 更容易实现。在计算均收敛的情况下, 基于完全耦合方法与迭代耦合方法的发动机模型的计算结果无明显差异, 但后者的计算速度更快。与基准模型相比, 基于部件通用特性图的发动机零维仿真模型计算得到的推力最大误差大于8.34%, 而多维度仿真模型的推力和耗油率的误差均小于3%, 多维度仿真模型可更准确地预估发动机性能。

关键词: 航空发动机; 零维仿真模型; 多维度仿真模型; 完全耦合方法; 迭代耦合方法

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 05-0974-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190304

Application of Different Zooming Strategies in Aero-Engine Simulation

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 investigate the implement method with both fully coupled approach and iterative coupled approach and to study the differences between the two approaches, the two-dimensional fan model was built and integrated into the cycle analysis with fully coupled approach and iterative coupled approach to establish the multi-level model for turbofan engine. The differences of simulation results, calculation speed and operability between the two zooming strategies were analyzed. A comparison of the results obtained from the zero-dimensional engine model based on component default map and multi-level was presented. The results indicate that the iterative variables need to be adjusted based on the requirements of the two-dimensional fan model for boundary conditions in order to establish the multi-level model with fully coupled approach, and the result of zero-dimensional engine model is used to initialize the iterative variables to ensure the convergence of the multi-level model. As for iterative coupled approach, the key is the control of the data transfer between the two-dimensional fan model

* 收稿日期: 2019-05-14; 修订日期: 2019-07-05。

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: zhouli@nwpu.edu.cn

引用格式: 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 Zhan-xue, et al. Application of Different Zooming Strategies in Aero-Engine Simulation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5):974-983.)

and the zero-dimensional engine model, and it is easier to carry out than fully coupled approach. When the computation converges, there is no difference in the results obtained from the multi-level models using different zooming strategies, but the calculation speed of the multi-level model with iterative coupled approach is faster. Compared with the result of the baseline model, the maximum difference in the thrust solved from the zero-dimensional engine model is bigger than 8.34%, and the maximum differences in the thrust and specific fuel consumption of the multi-level model are less than 3%, which means that the multi-level model can predict the engine performance more accurately.

Key words: Aero-engine; Zero-dimensional model; Multi-level model; Fully coupled approach; Iterative coupled approach

1 引言

航空发动机涉及气动热力学、结构力学、材料、控制及制造等多个学科,其设计是一个极其复杂的系统工程。在传统的发动机设计体系中,各部件及各学科之间相对独立,因而部件及多学科的耦合影响无法完全反映到最初的设计结果中,往往需要大量的、全尺寸的试验研究并对设计结果进行调整。多次设计-试验迭代增加了发动机设计的成本、周期及风险^[1]。美国及欧盟先后开展了NPSS计划^[2-4]和VIVACE-ECP计划^[5-6],旨在发展航空发动机高精度仿真技术,提高发动机设计的可信度,降低研发成本并缩短开发周期。相关研究表明,高精度仿真可以降低全尺寸样机的数量,从而降低研发成本与周期^[7]。而NPSS计划和VIVACE-ECP计划所发展的发动机高精度仿真技术的关键技术之一即为维度缩放技术(Zooming)。维度缩放技术可以将基于高维度模型求解得到的航空发动机部件特性集成到低维度的整机循环参数分析中,建立发动机多维度仿真模型,在计算资源有限的条件下实现在整机环境下直接评估部件设计、分析部件内部流动特性的目的,同时提高发动机整机性能仿真精度,提升部件和整机设计的可信度。

NPSS仿真软件的变精度仿真模块(Variable Complexity Analysis)根据复杂程度将仿真模型分为五个层次,并提出了特性图替换(CFD in Place of Map),特性图修正(CFD to Update Map)和部件嵌入(Cycle with CFD in It)等维度缩放方法^[8-10]。VIVACE-ECP计划开发的PROOSIS仿真软件集成了弱耦合(De-coupled),半耦合(Semi-coupled)及完全耦合(Fully-coupled)等多种维度缩放方法^[11]。在此基础上开展的相关研究涉及部件气动及几何参数变化对部件及整机性能的影响^[12-13]、发动机安装性能分析^[14]及任务分析^[15]、部件压力畸变的影响^[16]及发动机推

力动态响应^[17]等诸多方面,展示了维度缩放技术的应用前景。

国内一些学者也针对维度缩放技术开展了研究^[18-24]。其中,Tang等将叶轮机械三维模型与发动机零维仿真模型耦合,研究了高空低雷诺数状态对涡扇发动机性能的影响^[22]。李燕建立了风扇和低压涡轮的二维仿真模型,并实现了与零维发动机模型的耦合^[23]。王占学等对维度缩放技术的研究进展进行了回顾,基于NPSS计划和VIVACE-ECP计划总结了弱耦合、迭代耦合和完全耦合等三种维度缩放方法,并结合文献对三种方法进行了初步对比^[24]。但总的来看,以往的研究对维度缩放方法的具体实现途径及不同维度缩放方法之间的差异仍缺乏系统性研究。

本文针对某涡扇发动机,建立了风扇部件二维仿真模型,给出了迭代耦合和完全耦合(本文对维度缩放方法的定义沿用文献[24]相关表述)的具体实现方法,建立了发动机多维度仿真模型,对比了迭代耦合与完全耦合在计算结果、计算速度及可操作性等方面的差异,分析了发动机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 涡扇发动机零维仿真模型

本文基于面向对象的发动机建模方法建立了基于部件的涡扇发动机零维仿真模型,其结构布局如图1所示。将海平面起飞状态作为发动机设计点工作状态。求解发动机非设计点性能时迭代变量及平衡方程的选取如表1所示,模型中共8个迭代变量和7个平衡方程, β 值为特性图辅助变量^[25]。选定某一迭代变量作为控制变量,可得到封闭的非线性方程组。如无特殊说明,本文中涉及的发动机仿真模型均使用设计点参数作为迭代变量的初值,控制规律设为控制燃烧室出口总温不变,使用Newton迭代法

求解发动机模型。

本文建立了三个发动机零维仿真模型,分别记作基准模型(Baseline Model),模型D1和模型D2。其中,基准模型中所有部件均使用基于真实试验数据的部件工作特性。基准模型的计算结果可以相对真实地反映出发动机的性能,因此,本文使用基准模型的计算结果作为基准,以对比不同发动机仿真模型的计算精度。常规的发动机零维性能仿真模型一般使用通用特性图表征部件工作特性。因此,在基准模型的基础上,分别使用通用特性图Map01^[26]和Map02^[27]替换风扇部件特性,建立模型D1和模型D2。通用特性图Map01和Map02分别如图2和图3所示。图中 $\pi, \eta, W_{cor}, W_{cor}^*$ 分别表示风扇的压比、等熵效率、换算流量及无量纲换算流量。

在本文中,发动机零维仿真模型的计算结果是求解发动机多维度仿真模型的必要条件。模型D1和D2用于研究发动机零维仿真模型的计算结果对多维度仿真模型的影响。

2.2 风扇二维模型

本文基于流线曲率法建立某五级风扇二维仿真模型。在叶片排前后缘设计算站,为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及流动过程中的损失。在求解过程中,首先根据叶栅几何参数确定叶栅参考状态下的攻角、落后角及损失(最小损失),然后根据叶栅真实来流条件对参考落后角和最小损失进行修正,最终得到落后角及总压损失。

参考攻角使用Lieblein的经验模型^[28]确定,具体计算公式如下

$$i^* = (K_i)_{sh} (K_i)_t (i_0)_{10} + n\varphi \quad (1)$$

式中 i^* 为参考攻角,即最小损失攻角,作为计算叶栅非设计状态下落后角及总压损失的参考标准; $(i_0)_{10}$ 为NACA65系列,相对厚度为10%,零弯度叶栅的最小损失攻角,可根据叶栅几何进口角和稠度从经验数据中插值得到; $(K_i)_{sh}$ 和 $(K_i)_t$ 分别为叶型形状修正系数和叶型厚度修正系数; n 为攻角随叶型弯角

变化的斜率, φ 为叶型弯角。 $(i_0)_{10}, (K_i)_{sh}, (K_i)_t$ 和 n 等参数均根据叶栅几何参数从经验数据中插值得到。

考虑到Lieblein的经验模型是基于NACA65系列低速叶型实验数据获得的,因此本文中根据进口马赫数对式(1)的计算结果进行修正^[29]。具体计算公式如下

$$i_{min} = i_c + (i_s - i_c)R_c / (R_c + R_s) \quad (2)$$

$$i_s = i^* + R_s / [1 + 0.5((K_i)_{sh} Ma_1')^3] \quad (3)$$

$$i_c = i^* - R_c / (1 + 0.5 Ma_1'^3) \quad (4)$$

$$R_s = f_1 [10 + \varphi(55 - \beta_{1k})/150] (0.5 + 5.0 t_{max}/c) \quad (5)$$

$$R_c = f_2 [10 - \varphi(\beta_{1k} - 40)/450] (0.5 + 5.0 t_{max}/c) \quad (6)$$

式中 i_{min} 是修正后的最小损失攻角, i_s 和 i_c 分别是失速边界和堵塞边界对应的攻角, R_s 和 R_c 则代表攻角从失速边界、堵塞边界到最小损失攻角的变化范围^[30-31], f_1 和 f_2 为系数, $Ma_1', \beta_{1k}, t_{max}$ 和 c 分别为叶栅来流马赫数、进口几何角、最大厚度及弦长。

参考落后角使用带修正的Carter公式计算,该公式在一定程度上考虑了三维效应的影响^[32]。在此基础上,考虑攻角变化^[28]及流道子午速度变化^[33]对参考落后角的影响,最终得到非参考状态下的落后角。具体计算公式如下

$$\delta = \delta^* + \delta_i + \delta_{va} \quad (7)$$

$$\delta^* = -1.099379 + 3.0186\delta_{Car}^* - 0.1988\delta_{Car}^{*2} \quad (8)$$

$$\delta_{Car}^* = m_c \varphi / \sqrt{\sigma} \quad (9)$$

$$\delta_i = (i - i_{min}) d\delta/di \quad (10)$$

$$\delta_{va} = 10(1 - V_{m2}/V_{m1}) \quad (11)$$

式中 δ 为非参考状态下的落后角, δ^* 为参考落后角, δ_i 和 δ_{va} 分别为攻角变化和子午流道速度变化对落后角的影响, δ_{Car}^* 为使用Carter公式计算得到的参考落后角, m_c 为叶栅安装角的函数, σ 为叶栅稠度, i 为来流攻角, $d\delta/di$ 为落后角随攻角变化的斜率,可根据叶栅几何参数从经验数据中插值得到, V_{m2} 和 V_{m1} 为进出口子午速度。

由于本文的研究对象为亚声速轴流压气机,因而二维仿真模型中主要考虑叶型损失和二次流损失,表达式如下

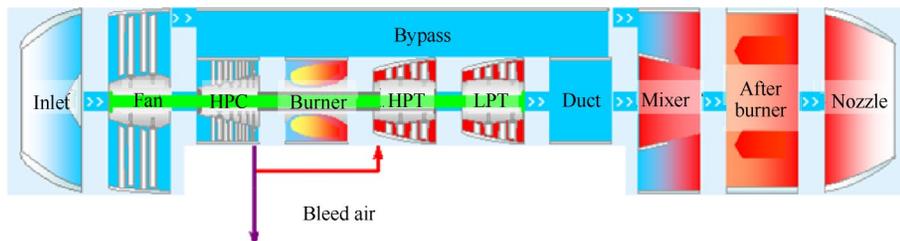


Fig. 1 Simulation model of mixed flow turbofan engine

$$\varpi_{\text{total}} = (\varpi_{\text{min}} + \varpi_{\text{hub}} + \varpi_{\text{tip}})f(\xi) \quad (12)$$

该表达式是在 Boyer 所用的损失预估公式^[33]的

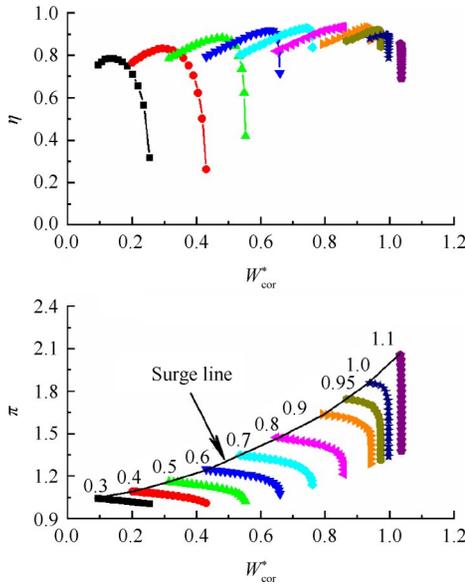


Fig. 2 Default map of Map01

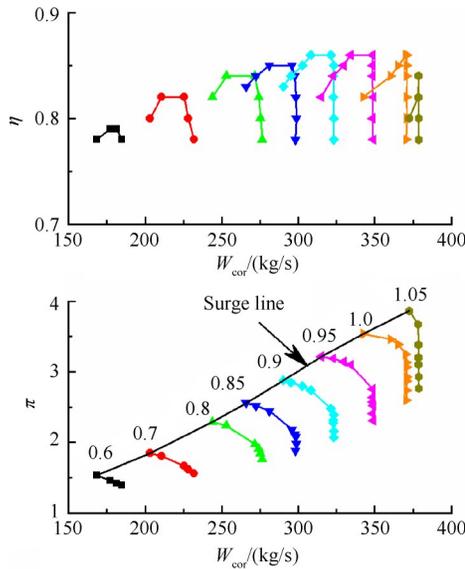


Fig. 3 Default map of Map02

Table 1 Iterative variables and balance equations

Component	Iterative variable	Balance equation
Fan	Bypass ratio, β	
HPC	β	Mass flow
Burner	Exit total temperature	
HPT	β	Mass flow
LPT	β	Mass flow
Mixer		Static pressure
Nozzle		Mass flow
Low pressure spool	Rotational speed	Power
High pressure spool	Rotational speed	Power

基础上,改变攻角偏离最小损失攻角后的损失修正系数得到的。其中,最小叶型损失 ϖ_{min} 由 Koch & Smith 模型确定^[34]。该模型被认为是一种较为全面的叶型损失模型。主要计算公式如下

$$D_{\text{eq}}^* = V_{\text{max}}/V_2 = (V_{\text{max}}/V_p) \times (V_p/V_1) \times (V_1/V_2) \quad (13)$$

$$\frac{V_{\text{max}}}{V_p} = 1 + K_3 \frac{t}{c} + K_4 \Gamma^* \quad (14)$$

$$\frac{V_p}{V_1} = [(\sin\beta_1 - K_1\sigma\Gamma^*)^2 + (\frac{\cos\beta_1}{A_p^*\rho^*})]^{0.5} \quad (15)$$

$$\Gamma^* = (r_1V_{\theta 1} - r_2V_{\theta 2})/[0.5(r_1 + r_2)\sigma V_1] \quad (16)$$

$$A_p^* = (1 - \frac{K_2\sigma t}{c \cos\beta})(1 - \frac{A_{a1} - A_{a2}}{3A_{a1}}) \quad (17)$$

$$\rho^* = 1 - \frac{Ma_{z1}^2}{1 - Ma_{z1}^2} (1 - A_p^* - K_1 \frac{\tan\beta_1}{\cos\beta_1} \sigma \Gamma^*) \quad (18)$$

$$\bar{\beta} = 0.5(\beta_1 + \beta_2) \quad (19)$$

式中 D_{eq}^* 为当量扩散因子, V_{max} 为吸力面的最大速度, V_p 为吸力面速度最大处的通道平均速度, V_1 和 V_2 分别为叶栅进出口速度, Γ^* 为当量环量, ρ^* 为当量密度, β_1 和 β_2 分别为进、出口气流角, A_{a1} 和 A_{a2} 分别为进、出口的环面积, $V_{\theta 1}$ 和 $V_{\theta 2}$ 分别为进、出口的切向速度, Ma_{z1} 为进口轴向马赫数。 K_1, K_2, K_3 和 K_4 为系数, 值分别为 0.2245, 0.4458, 0.7688 和 0.6024。根据 D_{eq}^* 可求得动量厚度 θ^*/c 和形状因子 H , 然后根据来流马赫数、流道收缩、雷诺数及相对粗糙度等参数对 θ^*/c 和 H 进行修正, 最后根据下式计算最小损失系数^[28]。

$$D_{\text{eq}}^* = 2 \frac{\theta^*}{c} \frac{\sigma}{\cos\beta_2} (\frac{\cos\beta_1}{\cos\beta_2})^2 \frac{2H}{(1 - \frac{\theta^* \sigma H}{c \cos\beta_2})^3} \quad (20)$$

二次流损失 ϖ_{hub} 和 ϖ_{tip} 基于最小损失系数进行估算^[33]。

如果 $r < r_{\text{mid}}$:

$$\varpi_{\text{hub}} = \varpi_{\text{min}} HLOSS (1.0 - 2 \frac{r - r_{\text{hub}}}{r_{\text{tip}} - r_{\text{hub}}})^3 \quad (21)$$

如果 $r > r_{\text{mid}}$:

$$\varpi_{\text{tip}} = \varpi_{\text{min}} TLOSS (2 \frac{r - r_{\text{hub}}}{r_{\text{tip}} - r_{\text{hub}}} - 1.0)^3 \quad (22)$$

式中 $HLOSS$ 和 $TLOSS$ 分别为轮毂和叶尖处的损失关联系数, r 为流线径向位置, r_{mid} 表示中径位置。

$f(\xi)$ 为 Aungier^[29] 给出的针对来流攻角偏离最小损失攻角时对总压损失系数的修正。具体计算公式如下

$$\xi = \begin{cases} (i - i_{\text{min}})/(i_s - i_{\text{min}}) & i \geq i_{\text{min}} \\ (i - i_{\text{min}})/(i_{\text{min}} - i_c) & i < i_{\text{min}} \end{cases} \quad (23)$$

$$f(\xi) = \begin{cases} 5 - 4(\xi + 2) & \xi < -2 \\ 1 + \xi^2 & -2 \leq \xi \leq 1 \\ 2 + 2(\xi - 1) & \xi > 1 \end{cases} \quad (24)$$

图4给出了二维仿真模型计算得到的五级风扇不同转速下压比与等熵效率与试验数据的对比情况。图中 π^* 、 η^* 、 W_{cor}^* 分别表示风扇的无量纲压比、无量纲等熵效率及无量纲换算流量。从图中可以看到,虽然二维模型预估得到的等熵效率在低转速下仍与试验数据存在一定的差距,但是二维模型可以相对合理地预估风扇等熵效率和压比的变化趋势及压比的数值。因此,本文所建立的风扇二维性能仿真模型可以满足建立发动机多维度仿真模型的需求。

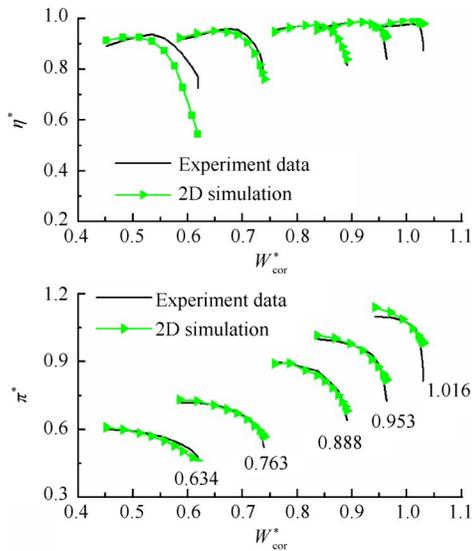


Fig. 4 Comparison of performance curve for fan obtained from the two-dimensional model and the experiment

2.3 涡扇发动机多维度仿真模型

本文分别使用完全耦合和迭代耦合构建了涡扇发动机多维度仿真模型,记作模型A(完全耦合方法)和模型B(迭代耦合方法)。首先需要说明的是,风扇二维仿真模型的边界条件为进口总温、总压、物理转速及物理流量。在构建多维度仿真模型的过程中,风扇二维仿真模型的边界条件会直接影响到二维模型与零维模型之间的参数传递及多维度仿真模型的求解。

在基于完全耦合的模型A中,风扇二维仿真模型直接替换风扇零维仿真模型,并与其他部件的零维仿真模型耦合。由于风扇部件的性能参数是基于流线曲率方法而非特性图插值得到,因此,需要对求解模型所选取的迭代变量进行相应调整。根据风扇二维仿真模型对边界条件的需求,在模型A中使用风扇进口换算流量替换风扇部件处的 β 值作为迭代变量,

组成封闭的非线性方程组。

在使用Newton迭代法求解时,风扇二维仿真模型将直接参与非线性方程组的线性化过程。多次调用风扇二维仿真模型必然导致模型的求解时间成本增加。同时,由于二维仿真模型对其边界条件匹配性的要求,模型A需要更加合理的迭代初值以保证模型的收敛性。二维仿真模型对边界条件的匹配性是指在进口总温、总压及物理转速一定的情况下,其物理流量必须在某一范围之内,否则无法求解风扇二维仿真模型。若仍使用设计点参数作为迭代初值,风扇的流量及物理转速的迭代初值将由设计点参数决定,而进口总温和总压则主要取决于发动机的飞行高度和飞行马赫数。此时,求解发动机非设计点性能时,风扇部件的总温、总压与流量、物理转速的不匹配将严重影响发动机仿真模型的收敛性。因此,本文使用零维发动机性能仿真模型的计算结果对模型A中迭代变量进行初始化,以保证模型的收敛性。

在基于迭代耦合的模型B中,迭代是指参数在发动机零维仿真模型与风扇二维仿真模型之间的传递与更新。迭代耦合具体的执行流程如图5所示。首先,设定发动机的飞行高度、飞行马赫数及控制规律等发动机工作参数,并进行发动机零维循环分析,得到各部件性能参数。然后,根据零维仿真结果确定风扇部件二维仿真模型的边界条件,进行风扇部件性能分析并获取其性能参数。最后,对比发动机零维仿真模型中的风扇部件性能与风扇部件二维仿真模型计算结果的差异,如不满足残差要求,则对发动机零维仿真模型中的风扇部件特性图进行修正,并再次求解发动机零维仿真模型。重复此过程,直到发动机零维仿真模型与部件二维仿真模型得到的部件性能参数满足收敛要求。

由于部件零维模型是基于通用特性图预估部件性能,而部件二维模型则反映了部件几何参数等最真实的信息,所以二者在相同的边界条件下的计算结果会有差异。基于二者之间的差异,可以确定一组修正因子。本文使用了压比修正因子和等熵效率修正因子,计算方式如式(25)、(26)所示。式中 f 表示修正因子,下标0D,2D表示该参数是由风扇零维或者二维仿真模型计算得到的。风扇部件压比和等熵效率的残差均使用式(27)计算,式中 P 表示压比、等熵效率等参数, R 表示残差。收敛的判定标准为残差小于 10^{-4} ,迭代次数上限为40次。

$$f_{\pi} = (\pi_{2D} - 1) / (\pi_{0D} - 1) \quad (25)$$

$$f_{\eta} = \eta_{2D} / \eta_{0D} \quad (26)$$

$$R_p = \left| \frac{P_{2D} - P_{0D}}{P_{0D}} \right| \quad (27)$$

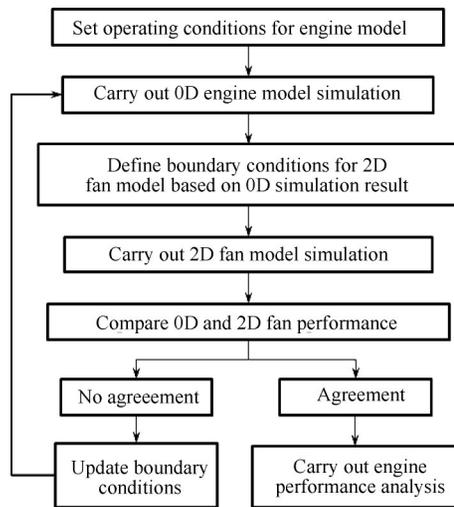


Fig. 5 Flowchart of iterative coupled approach

模型 B 中包括发动机零维仿真模型和风扇部件二维仿真模型两个相对独立的模块,二者之间进行参数传递,但对彼此的求解不产生影响。与模型 B 相比,模型 A 在形式上更为直接,但是需要根据风扇二维仿真模型对边界条件的要求对迭代变量作相应的调整,同时需要更合理的迭代初值。本文在求解风扇二维仿真模型时均使用均匀进口边界条件,并对二维仿真模型计算的部件出口参数进行质量加权平均处理,得到的压比与等熵效率用于与零维仿真模型的耦合。

本文在模型 A 的基础上建立了模型 A1 和 A2,同时,在模型 B 的基础上建立了模型 B1 和 B2,各模型的基本信息如表 2 所示。在发动机多维度仿真模型中,风扇部件之外的各部件所用特性与发动机零维仿真模型中各部件所用特性一致。

3 计算结果与分析

3.1 完全耦合与迭代耦合的对比

本节使用模型 A1 和 A2 及模型 B1 和 B2 计算了

不同风扇转速下的发动机性能,分析了迭代初值对多维度仿真模型计算结果的影响,并对比了不同耦合方法之间的差异。

图 6 和图 7 分别给出了模型 A1, A2, B1 和 B2 计算得到的发动机推力、耗油率、风扇部件的压比和等熵效率随风扇换算转速的变化情况。图中 $Thrust^*$, SFC^* , π^* , η^* 分别为推力、耗油率、压比和等熵效率等参数的无量纲化结果,各点的无量纲换算转速 N_{cor}^* 分别为 0.70, 0.76, 0.82, 0.87, 0.93, 0.99 和 1.05。图 8 给出了各模型求解过程中风扇二维模型的调用次数。

结合图 6~图 8 可以发现,模型 A1 和 A2 计算得到的整机及部件性能基本一致;在风扇无量纲换算转速 > 0.82 时,模型 A1 和 A2 调用风扇二维模型的次数大致相当,而在无量纲换算转速 < 0.82 时,模型 A1 调用风扇二维模型的次数明显增加,模型 A1 和 A2 的计算速度有一定的差异。由此可知,迭代变量的初值变化对基于完全耦合方法的多维度仿真模型的计算结果无影响,但是对计算速度有一定的影响。模型 B1 和 B2 在风扇无量纲换算转速 > 0.76 时,计算所得的整机及部件性能存在明显的差异;与模型 B2 相比,模型 B1 调用风扇二维模型的次数明显增加,且在大部分工况下,模型 B1 调用风扇二维模型的次数达到 40 次,即迭代耦合的迭代次数达到上限。由此可知,迭代过程的初值对迭代耦合方法的计算结果和计算速度均有显著影响。下文结合模型 B1 和 B2 迭代过程中残差的变化进一步分析二者计算结果不同的原因。

图 9 给出的模型 B1 在风扇无量纲换算转速为 0.70, 0.76 和 0.87 时,压比和等熵效率迭代残差的变化情况。从中可以发现,在风扇无量纲换算转速为 0.76 时,压比残差和等熵效率残差均快速下降,最终小于 10^{-4} ,计算结果收敛;在风扇无量纲换算转速为 0.70 时,压比残差与等熵效率残差均持续下降,且接近 10^{-4} ,计算接近收敛;而在风扇无量纲换算转速为

Table 2 Description of simulation models

Simulation model	Description
Zero-dimensional engine model	D1 Map01 is used to represent the fan characteristics
	D2 Map02 is used to represent the fan characteristics
Fully coupled approach	A1 The result of model D1 is used to initialize the iterative variables
	A2 The result of model D2 is used to initialize the iterative variables
Iterative coupled approach	B1 The result of model D1 is used as initial value for the iterative process between the zero-dimensional engine model and two-dimensional fan model
	B2 The result of model D2 is used as initial value for the iterative process between the zero-dimensional engine model and two-dimensional fan model

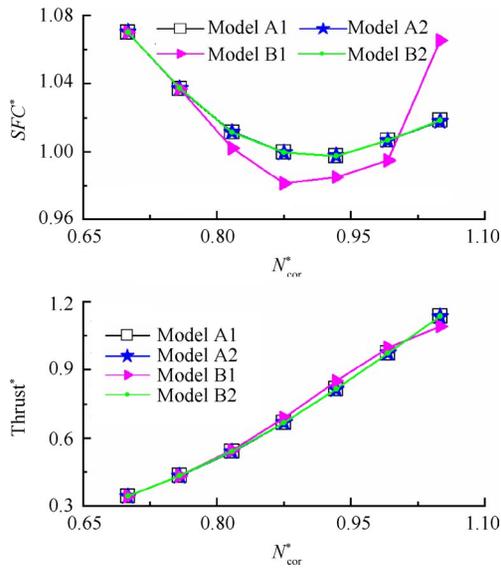


Fig. 6 Comparison of engine performance resolved from different multi-level models

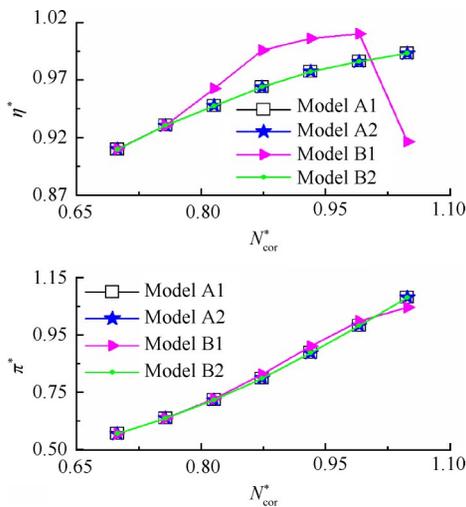


Fig. 7 Comparison of fan performance resolved from different multi-level models

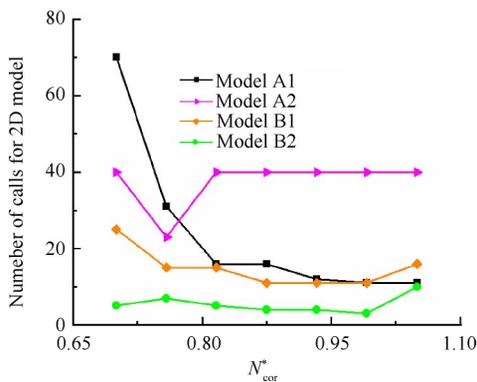


Fig. 8 Comparison of number of calls for two-dimensional model obtained from different multi-level models

0.87时,压比残差和等熵效率残差最终持续震荡,计算无法收敛。结合图6~图8可以发现,虽然在风扇无量纲换算转速为0.70和0.76时,模型B1可以得到接

近收敛的解或者收敛解(对应的计算结果与模型B2的计算结果无明显差异),但是其计算速度明显慢于模型B2的计算速度;而在风扇无量纲换算转速>0.76时,模型B1无法得到收敛的解,因此,其计算结果与模型B2的计算结果存在明显差异。由此可见,迭代过程的初值对基于迭代耦合方法的多维度仿真模型的收敛性有显著影响。进一步对比模型B2与模型A1,A2的计算结果可以发现,在计算均收敛的情况下,基于不同维度缩放方法的多维度仿真模型的计算结果无明显差异。

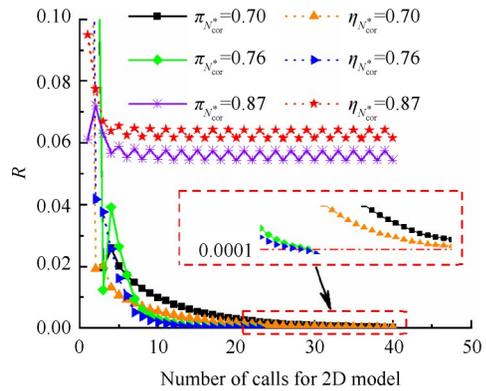


Fig. 9 Variation in residuals for model B1 under variable corrected rotational speed of fan

为了定量反映不同模型计算速度的差异,本节使用模型A1,A2和B2分别计算了发动机在海平面起飞状态的节流特性,特性线共包含31个计算点,控制规律为控制风扇物理转速。计算结果表明,模型A1共调用风扇二维模型507次,计算耗时约198s;模型A2共调用风扇二维模型431次,耗时约148s;模型B2共调用风扇二维模型152次,耗时56s。

综合上述分析可以发现,迭代变量的初值对基于完全耦合方法的多维度仿真模型的计算结果无影响,但是对其计算速度有一定的影响;迭代过程的初值对基于迭代耦合方法的多维度仿真模型的收敛性有显著影响;在计算均收敛的情况下,基于完全耦合方法与迭代耦合方法的多维度仿真模型的计算结果无明显差异,但后者的计算速度更快。由于在计算收敛的情况下,各多维度仿真模型的计算结果无明显差异,所以下文使用模型B2对比多维度仿真模型与基于部件通用特性图的发动机零维仿真模型计算结果之间的差异。

3.2 多维度仿真模型与零维仿真模型的对比

本节分别使用模型D1,D2和模型B2计算了发动机在海平面静止状态的节流特性,并与基准模型的

计算结果进行了对比。

图10给出了基准模型、模型D1, D2和B2所计算的发动机无量纲推力和无量纲耗油率随风扇无量纲换算转速的变化情况。从图中可以看到, 模型D1, D2和B2计算的推力和耗油率的变化趋势与基准模型基本一致, 但是数值上存在较大的差异。

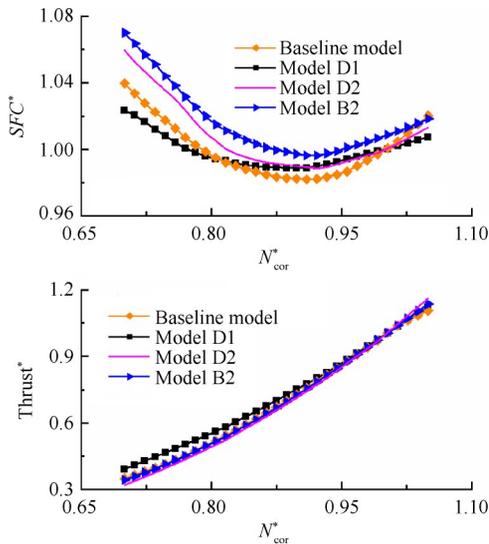


Fig. 10 Comparison of thrust and SFC obtained from zero-dimensional and multi-level engine model

为综合表征发动机仿真模型计算结果的精度, 本文定义了总误差, 即推力误差与耗油率误差的平方和的平方根。图11给出了模型D1, D2和B2所计算的发动机推力(Thrust)和耗油率(SFC)相对于基准模型所得推力及耗油率的误差以及推力和耗油率的总误差。从图中可以发现, 在大部分工况下, 模型B2所得耗油率的误差略高于模型D1和D2, 模型B2所得推力的误差明显小于模型D1和D2。同时, 各模型的耗油率误差均较小, 且多维度仿真模型与零维仿真模型推力误差之间的差异明显大于二者耗油率误差之间的差异。在大部分工况下, 零维仿真模型的推力与耗油率的总误差大于多维度仿真模型推力与耗油率的总误差。其中, 模型D1的推力的最大误差为12.04%, 耗油率的最大误差为1.55%, 总误差最大值为12.14%; 模型D2所得推力的最大误差为8.34%, 耗油率的最大误差为1.92%, 总误差最大为8.58%; 模型B2所得推力与耗油率的最大误差分别为2.69%和2.94%, 总误差最大为3.55%。综合考虑推力误差及耗油率误差, 可以发现, 基于部件通用特性图的发动机零维仿真模型难以准确地预估发动机非设计点性能; 与之对比, 多维度仿真模型中的部件二维模型可以提供更加真实的部件工作特性, 进而相对准确地

预估发动机非设计点性能。

图12给出模型D1, D2和B2计算所得的风扇部件出口截面总温(T_1)与总压(p_1)相对与基准模型所计算的风扇部件出口总温与总压的变化情况。从图中可以发现, 在大部分工况下, 模型B2计算所得的风扇出口总温误差小于0.5%, 总压误差小于1%, 相比于于

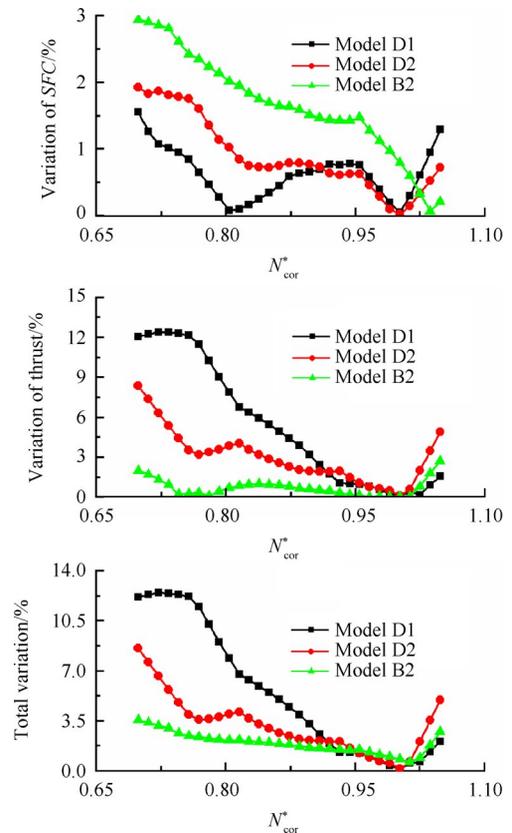


Fig. 11 Variation in thrust and SFC for zero-dimensional and multi-level model compared with baseline model

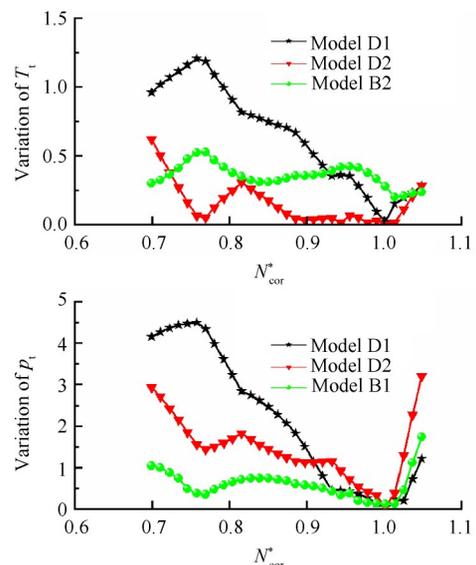


Fig. 12 Variation in fan outlet total temperature and total pressure compared with baseline model

模型 D1 和 D2, 可以更为准确地预估风扇出口截面的气动参数。

综合以上分析可以发现, 基于通用特性图的发动机零维仿真模型预估的发动机性能存在较大差异, 模型 D1 和 D2 的推力最大误差分别为 12.04% 和 8.34%, 而且不同的部件通用特性图对计算结果有显著的影响; 使用维度缩放方法建立的发动机多维度仿真模型得到的推力和耗油率的最大误差均不超过 3%, 可以相对准确地预估发动机性能。

4 结 论

主要得到以下结论:

(1) 在基于完全耦合建立发动机多维度仿真模型时, 风扇二维模型直接替换风扇零维模型, 同时使用风扇进口换算流量替换风扇零维模型处的 β 值作为迭代变量, 建立新的非线性方程组。在求解该模型时, 需要使用发动机零维仿真模型的结果作为迭代变量的初值以保证模型的收敛性。

(2) 迭代耦合是基于零维仿真模型与二维仿真模型计算结果的差异, 通过特性图修正的方式将二维仿真模型的计算结果反馈到发动机循环参数分析中。迭代耦合中的二维模型与发动机零维仿真模型之间只涉及参数传递, 对发动机零维仿真模型的求解无影响, 与完全耦合相比, 更容易实现。

(3) 对完全耦合而言, 迭代变量初值的变化并不影响模型的计算结果, 但对计算速度有一定的影响; 对迭代耦合而言, 迭代过程初值的变化直接影响模型的收敛性; 在计算均收敛的情况下, 基于完全耦合和迭代耦合的多维度仿真模型的计算结果无明显差异, 但后者计算速度更快。

(4) 与基准模型相比, 基于部件通用特性图的发动机零维仿真模型所得的推力的最大误差大于 8.34%, 且零维仿真模型的计算结果受部件通用特性图的影响而存在一定的不确定性。而发动机多维度仿真模型计算的推力和耗油率的最大误差均小于 3%, 可以更准确地预估发动机性能。

致 谢: 感谢国家自然科学基金资助。

参考文献

- [1] Claus R W, Lavelle T, Townsend S, et al. Variable Fidelity Analysis of Complete Engine Systems [R]. *AIAA* 2007-5042.
- [2] Nichols L D, Chamis C C. Numerical Propulsion System Simulation: an Interdisciplinary Approach [R]. *AIAA* 91-3554.
- [3] Claus R W, Evans A L, Lytle J K, et al. Numerical Propulsion System Simulation [J]. *Computing Systems in Engineering*, 1991, 2(4): 357-364.
- [4] Lytle J, Follen G, Naiman C, et al. 2001 Numerical Propulsion System Simulation Review [R]. *NASA/TM-2002-211197*.
- [5] Bala A. Poly-Dimensional Gas Turbine System Modelling and Simulation [D]. *Bedfordshire: Cranfield University*, 2007.
- [6] Alexiou A, Tsalavoutas T. Introduction to Gas Turbine Modelling with PROOSIS [M]. *Madrid: Empresarios Agrupados Internacional (EAI)*, 2011.
- [7] Lytle J K. Multi-Fidelity Simulations of Air Breathing Propulsion Systems [R]. *AIAA* 2006-4967.
- [8] Lytle J K. The Numerical Propulsion System Simulation: an Overview [R]. *NASA/TM-2000-209915*.
- [9] Charles L. An Overview of Three Approaches to Multidisciplinary Aeropropulsion Simulation [R]. *NASA/TM-1997-107443*.
- [10] Evans A L, Follen C, Naiman C, et al. Numerical Propulsion System's National Cycle Program [R]. *AIAA* 98-3113.
- [11] Alexiou A, Baalbergen E H, Koggenhop O, et al. Advanced Capabilities for Gas Turbine Engine Performance Simulation [R]. *ASME GT* 2007-27086.
- [12] Follen G, Aubuchon M. Numerical Zooming Between a NPSS Engine System Simulation and a One-Dimensional High Compressor Analysis Code [R]. *NASA/TM-2000-209913*.
- [13] Reitenbach S, Schnos M, Becker R G, et al. Optimization of Compressor Variable Geometry Settings Using Multi-Fidelity Simulation [R]. *ASME GT* 2015-42832.
- [14] Allison D, Alyanak E. Development of Installed Propulsion Performance Model for High-Performance Aircraft Conceptual Design [R]. *AIAA* 2014-2725.
- [15] Sampath R, Irani R, Balasubramaniam M, et al. High Fidelity System Simulation of Aerospace Vehicles Using NPSS [R]. *AIAA* 2004-371.
- [16] Melloni L, Kotsiopoutlos P, Jackson A, et al. Military Engine Response to Compressor Inlet Stratified Pressure Distortion by an Integrated CFD Analysis [R]. *ASME GT* 2006-90805.
- [17] Connolly J W, Kopasakis G. Computational Fluid Dynamics Modeling of a Supersonic Nozzle and Integration into a Variable Cycle Engine Model [R]. *AIAA* 2014-3678.
- [18] 叶 伟. 混合维数航空发动机总体性能计算程序构架初步研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2007.

- [19] Shi J W, Wang Z X, Zhang X B, et al. Performance Estimation for Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Coupled with Aero-Engine[R]. *AIAA* 2014-3771.
- [20] 谢业平, 尚守堂, 李建榕, 等. 基于安装性能的航空发动机中间状态喷管调节计划优化[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(1): 175-180.
- [21] 周乐仪. 航空发动机燃烧室数值缩放技术研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2008.
- [22] 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 Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering*, 2013, 227(3): 455-466.
- [23] 李 燕. 基于OD_2D耦合的涡扇发动机总体性能计算与分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2018.
- [24] 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.)
- [25] Joachim K. How to Get Component Maps for Aircraft Gas Turbine Performance Calculations[R]. *ASME* 96-GT-164.
- [26] Freeman C, Cumpsty N A. Method for the Prediction of Supersonic Compressor Blade Performance [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1992, 8(1): 199-208.
- [27] 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*, 2014.
- [28] Johnsen I A, Bullock R O. Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors[R]. *NACA-RM-E56B03A*, 1965.
- [29] Aungier R. Axial-Flow Compressor - a Strategy for Aerodynamic Design and Analysis [M]. *New York: ASME Press*, 2003.
- [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] 巫骁雄, 刘 波, 唐天全. 流线曲率法在多级跨声速轴流压气机特性预测中的应用[J]. *推进技术*, 2017, 38(10): 2235-2245. (WU Xiao-xiong, LIU Bo, TANG Tian-quan. Application of Streamline Curvature Method for Multistage Transonic Axial Compressor Performance Prediction [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(10): 2235-2245.)
- [32] 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.
- [33] 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.
- [34] Koch C C, Smith L H. Loss Sources and Magnitudes in Axial-Flow Compressors [J]. *Journal of Engineering for Power*, 1976, 98(3): 411-424.

(编辑:梅 瑛)