

文章编号:1000-8055(2011)06-1346-06

某涡扇发动机考虑级间引气的二维数值模拟

金东海, 桂幸民

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对采用 S_2 流面流场模拟软件(AES-S2),对某涡扇发动机风扇、压气机(考虑级间引气)和整机进行地面 0 km 及高空 21 km 低雷诺数工况下转速特性的评估和流场分析. AES-S2 数值仿真模型由带有黏性项的二维欧拉方程、燃烧模型和损失模型构成;采用任意曲线坐标系,可保证复杂几何边界的计算精度;采用隐式高阶精度 Godunov 求解格式,数值稳定性高,可自动捕捉激波. 仿真结果表明: AES-S2 计算稳定性好,收敛速度快;风扇和压气机的计算精度高于整机;整机二维计算满足工程精度需求,可为部件研制和整机部件匹配提供性能参数依据.

关 键 词: 数值模拟; 涡扇发动机; 风扇/压气机; 二维; 引气

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Two-dimensional numerical simulation of a turbofan engine with air bleeding in compressor

JIN Dong-hai, GUI Xing-min

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To assess the fan, compressor and whole engine performance of a turbofan engine on 0 km and 21 km operating conditions, considering air bleeding in compressor, an aero-engine S_2 stream-surface flow simulation software (AES-S2) was used. AES-S2 numerical simulation model consists of two-dimensional Euler equation, combustion model and loss model. A body fitted coordinate system was used to adapt the complex geometric boundaries. The implicit higher-order Godunov scheme has the characteristic of shock capturing and good numerical stability. Simulation results show that: AES-S2 runs with favorable stability and convergence speed; the simulation precision of fan and compressor is higher than that of engine; two-dimensional simulation of engine can provide a reliable matching performance with acceptable engineering precision.

Key words: numerical simulation; turbofan engine; fan/compressor; two-dimensional; air bleeding

20 世纪 90 年代以来,随着计算设备能力的快速提高和数值模拟技术的迅速发展,数值模拟技术已经被越来越多的工程设计人员所认识并接

受. 数值模拟方法已经作为一种经济、有效和可靠的手段应用于发动机各部件的设计,代替物理样机实验进行结构和性能的全面评估验证,进而减

收稿日期: 2010-09-28; **修订日期:** 2011-03-03

基金项目: 国家自然科学基金(51006005, 50736007); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-10-02-013); “凡舟”青年科研基金(20100401)

作者简介: 金东海(1977—),男,辽宁宽甸人,讲师,博士,主要从事风扇/压气机气动优化设计、数值模拟研究.
E-mail: jdh@buaa.edu.cn

少实验费用,降低研制成本,实现“传统设计”到“预测设计”的转变^[1].世界各国纷纷制定了各种研究计划,以推进数值仿真研究的发展和应用.如美国开展了推进系统数值仿真(Numerical Propulsion System Simulation,简称 NPSS)研究计划^[2],目前已经实现了全台发动机的零维/一维、轴对称二维和三维稳态气体动力学仿真,下一阶段,计划至2010年实现三维动态多学科仿真,最终实现飞机/发动机综合仿真.俄罗斯中央航空发动机研究院(CIAM)制定了CT3计划^[3],开发了燃气轮机计算机仿真系统,实现了 S_2 流面与全三维基础上的整机流场数值仿真.

在叶轮机研究领域,全三维的计算方法已经得到较为成熟的发展,但是以吴仲华先生在1952年提出了两族流面理论^[4]为主的各种准三维简化方法依然在大量应用,是国内外叶轮机工程设计技术的核心.这类方法具有以下特点:①简化的计算方法计算量小,速度快;②直接引入各种实验数据和经验模型,能够满足发动机部件设计中的计算精度的要求.准三维计算方法中,流线曲率法被大量采用^[5],它的计算速度快,占用内存少,但是无法进行堵塞工况下的计算,计算容易发散;矩阵通流法不能进行跨声速流场计算;而采用欧拉方法可以应用高精度的差分格式,同时可以进行堵塞工况下的计算.国内在整机仿真技术和软件应用开发方面开展了相关研究工作^[6-7].航空发动机 S_2 流面流场模拟软件 AES-S2 为北京航空航天大学航空发动机数值仿真中心引进开发的准三维 S_2 流面气动仿真软件,该软件经过多年不断完善开发,并通过多种型号发动机部件、整机数值仿真考核^[8-11],具有收敛性好、速度快、计算精度较高等特点.本文利用 AES-S2 软件对某涡扇发动机的风扇、压气机和整机进行 S_2 流面计算,并对地面及高空低雷诺数工况下的性能和内部流场进行比较分析,为部件研制和整机部件匹配研究提供技术支持.

1 AES-S2 数学模型

AES-S2 二维流场数值模拟源于全三维方法,从三维方程到二维方程的变换采用了空间坐标平均的方式^[12].求解的对象是旋转机械,因此采用圆柱坐标系方程.考虑转速变化,冷气喷射,在源项当中损失以黏性力的形式出现.圆柱坐标系下三维控制方程形式

$$\frac{\partial}{\partial t}(r\bar{U}) + \frac{\partial}{\partial t}(r\bar{F}) + \frac{\partial}{\partial t}(r\bar{G}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial t}(r\bar{H}) = \bar{h} \quad (1)$$

在复杂求解域形状处理中,常采用贴体坐标系,控制方程(1)贴体坐标转换后形式为

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{r\bar{U}}{J} \right) + \frac{\partial}{\partial \xi} \left[\frac{r}{J} \left(\bar{F}\xi_z + \bar{G}\xi_r + \bar{H} \frac{1}{r}\xi_\varphi \right) \right] + \\ & \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\frac{r}{J} \left(\bar{F}\eta_z + \bar{G}\eta_r + \bar{H} \frac{1}{r}\eta_\varphi \right) \right] + \\ & \frac{\partial}{\partial \zeta} \left[\frac{r}{J} \left(\bar{F}\zeta_z + \bar{G}\zeta_r + \bar{H} \frac{1}{r}\zeta_\varphi \right) \right] = \frac{\bar{h}}{J} \end{aligned} \quad (2)$$

式中 $J = \frac{\partial(\xi, \eta, \zeta)}{\partial(z, r, \varphi)}$ 为雅可比行列式, $\xi_z, \xi_r, \dots$ 代表偏微分 $\frac{\partial \xi}{\partial z}, \frac{\partial \xi}{\partial r}, \dots$.

S_2 流面流动可以分为有叶片和无叶片两个子区域,在叶片排的轴向间隙和无叶片的区域,采用轴对称假设,则方程(2)可以简化为

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{r\bar{U}}{J} \right) + \frac{\partial}{\partial \xi} \left[\frac{r}{J} (\bar{F}\xi_z + \bar{G}\xi_r) \right] + \\ & \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\frac{r}{J} (\bar{F}\eta_z + \bar{G}\eta_r) \right] = \frac{\bar{h}}{J} \end{aligned} \quad (3)$$

在有叶片区域内由 $\zeta = \text{const}$ 来确定两个相邻叶片之间的流面,则有方程

$$u\xi_z + v\xi_r + w \frac{1}{r}\xi_\varphi = 0 \quad (4)$$

在 (ξ, η) 坐标系下,若表面 $\xi = \text{const}$ 和 $\zeta = \text{const}$ 正交,且表面 $\eta = \text{const}$ 和 $\zeta = \text{const}$ 也正交,则有

$$\begin{cases} \xi_z \zeta_z + \xi_r \zeta_r + \frac{1}{r^2} \xi_\varphi \zeta_\varphi = 0 \\ \eta_z \zeta_z + \eta_r \zeta_r + \frac{1}{r^2} \eta_\varphi \zeta_\varphi = 0 \end{cases} \quad (5)$$

因此,由方程(2)可以得到叶片区的二维方程

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{r\bar{U}}{J} \right) + \frac{\partial}{\partial \xi} \left[\frac{r}{J} \left(\bar{F}\xi_z + \bar{G}\xi_r + \bar{H} \frac{1}{r}\xi_\varphi \right) \right] + \\ & \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\frac{r}{J} \left(\bar{F}\eta_z + \bar{G}\eta_r + \bar{H} \frac{1}{r}\eta_\varphi \right) \right] = \frac{\bar{h}}{J} + \bar{h}_1 \end{aligned} \quad (6)$$

其中

$$\bar{h}_1 = \begin{pmatrix} 0 \\ -\frac{r\xi_z}{J} \left(\frac{\partial p}{\partial \xi} \right) - p \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{r\xi_z}{J} \right) \\ -\frac{r\xi_r}{J} \left(\frac{\partial p}{\partial \xi} \right) - p \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{r\xi_r}{J} \right) \\ -\frac{r\xi_\varphi}{J} \left(\frac{\partial p}{\partial \xi} \right) - p \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{r\xi_\varphi}{J} \right) \\ 0 \end{pmatrix} \quad (7)$$

在轴对称区域中和在叶片区域中描述流动的

控制方程是不同的,因此在这些子区域的边界处需要给定不同的条件.

2 损失模型

对于经过降维处理后发展的数值模拟软件而言,决定计算精度的关键因素是损失模型的设计选用. AES-S2 仿真计算模块中损失修正方法有设计点损失修正和非设计点损失修正两种类型:

1) 设计点总损失修正包括:叶型损失(Koch and Smith model, 1976 年)、激波损失和设计损失模型. 叶型损失和激波损失被认为可以准确计算,所以不需要加入经验修正系数. 设计损失模型用于计算除叶型损失和激波损失之外的其余各种损失分量. 根据部件结构不同,可以分为轴流和向心涡轮损失模型,以及轴流和离心压气机损失模型.

2) 非设计点总损失修正包括:设计总损失、攻角/端壁/尾迹附加损失修正. 当损失模型修正结果不能满足要求时,则根据经验调整附加损失系数 $coef_{aad}$, $coef_{vtd}$ 和 $coef_{thd}$ 来进一步修正攻角损失、端壁损失和尾迹损失. 此外,发动机中存在的不同类型的引气、冷气喷射等与主流的掺混损失在 AES-S2 中也予以考虑,提供了 14 种不同的引气、喷气位置选择类型.

3 计算结果与分析

二维计算精度与三维计算存在一定差距,但是计算速度快,所需设备硬件条件要求低,如果能够引入合理的实验、物理经验模型,并结合使用者的经验,就可能获得较为准确的性能结果,为部件研制和整机部件匹配提供性能参数依据. 为了保证整机二维仿真的快速收敛和较高的计算精度,首先对主要部件进行仿真,以调试相关经验系数,并将其作为整机计算的初场. 这里首先对风扇和压气机进行 S_2 计算,并与 Numeca 商用软件的三维计算结果进行对比,最后进行该发动机的整机 S_2 仿真.

3.1 4 级风扇二维数值模拟

该风扇共有 4 级,其子午平面计算网格如图 1 所示.

在地面 0 km , $Ma=0$ 的状态下, AES-S2 计算结果与 Numeca 计算值对比如表 1. 在近设计点,流量、压比和效率相对误差都在 1% 以内;近失速点和近堵塞点时, AES-S2 计算结果与 Numeca 计算结果的对比,误差略有放大,其中流量和压比相对误差在 2% 以内,而效率相对误差略高.

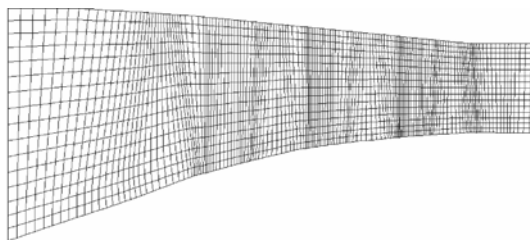


图 1 风扇计算网格

Fig. 1 Computational mesh of fan

表 1 0 km , $Ma=0$ 风扇性能参数相对误差

Table 1 Comparison of aerodynamic parameters of fan on 0 km , $Ma=0$ condition

	流量相对 误差/%	压比相对 误差/%	效率相对 误差/%
近设计点	-0.079	-0.799	0.218
近失速点	1.864	-0.518	3.730
近堵塞点	-0.125	-1.032	-2.564

图 2 和图 3 为近设计点, AES-S2 计算与 Numeca 计算周向平均子午平面流场对比, 其中流量、压比和效率都为与设计点性能的相对量. 从中

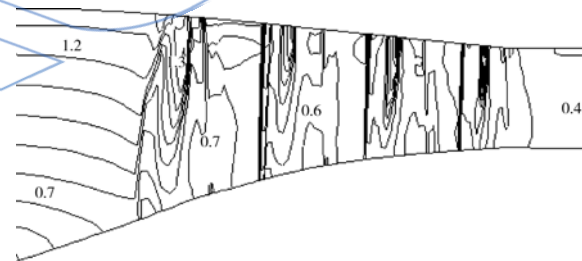


图 2 近设计点 S_2 仿真风扇子午平面相对马赫数等值线图

Fig. 2 Relative Mach number contour of S_2 computation

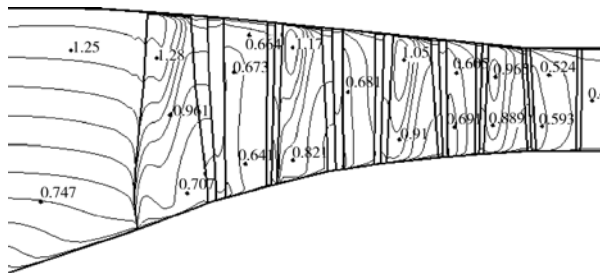


图 3 近设计点 Numeca 仿真风扇周向平均子午平面相对马赫数等值线图

Fig. 3 Relative Mach number contour of Numeca computation

可见,两者流场结构较为相似,在转子叶片近尖部都有局部超声速区域,最高马赫数为 1.28,出口马赫数达到 0.4。

将 S_2 计算的风扇特性与 Numeca 计算的特性进行对比(图 4 和图 5)可见,流量压比特性与流量效率特性曲线在大流量状态都与 Numeca 计算特性曲线很接近;但随着压比提高流量降低,误差逐步增大, S_2 特性曲线更为陡峭。上述结果表明,在逼近失速点的过程中,因为攻角增大,流动损失增加,其攻角损失和端壁损失等修正精度有所降低。

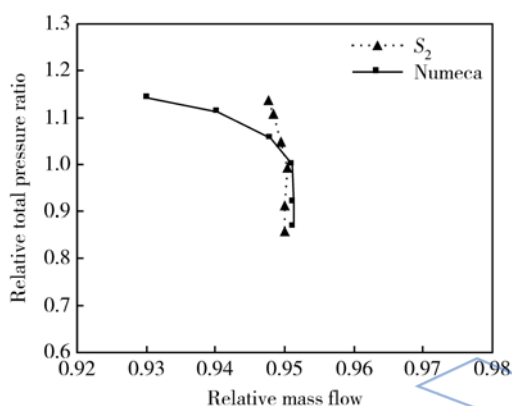


图 4 0 km, $Ma=0$ 风扇压比特性

Fig. 4 Comparison of total pressure ratio characteristic line of fan on 0 km, $Ma=0$ condition

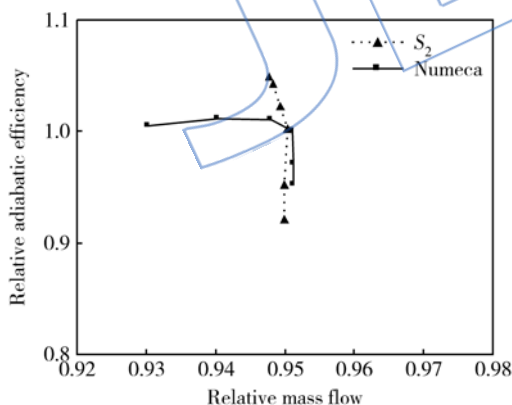


图 5 0 km, $Ma=0$ 风扇效率特性

Fig. 5 Comparison of adiabatic efficiency characteristic line of fan on 0 km, $Ma=0$ condition

在高空 21 km, $Ma=0.7$, 100% 折合转速状态下, S_2 计算与 Numeca 计算值对比如表 2。从表中可以看出,近峰值效率点, S_2 计算值与三维计算结果接近,相对误差都在 2% 以内;近失速点和近堵塞点,与三维计算结果误差在 3% 以内,比近峰值效率点略大。

表 2 21 km, $Ma=0.7$ 风扇性能参数 AES-S2 与 Numeca 相对误差

Table 2 Comparison of aerodynamic parameters of fan on 21 km, $Ma=0.7$ condition

	流量相对 误差/%	压比相对 误差/%	效率相对 误差/%
近峰值效率点	1.596	-0.441	-0.164
近失速点	2.681	-0.892	2.431
近堵塞点	1.516	-0.406	-2.397

将 S_2 计算的风扇高空特性与 Numeca 计算的特性进行对比(图 6 和图 7),其流量比 Numeca 计算结果总体偏大,且随着流量降低,相对误差逐步增大, S_2 特性曲线更为陡峭,效率曲线也没有出现低头现象,与地面特性曲线对比结果规律一致。

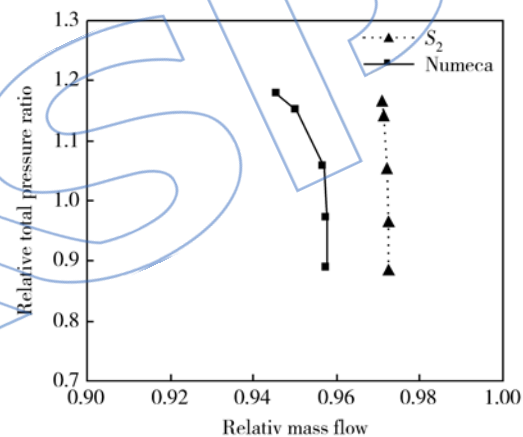


图 6 21 km, $Ma=0.7$ 风扇压比特性

Fig. 6 Comparison of total pressure ratio characteristic line of fan on 21 km, $Ma=0.7$ condition

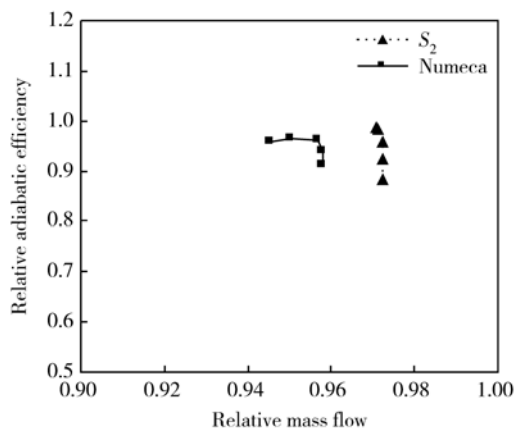


图 7 21 km, $Ma=0.7$ 风扇效率特性

Fig. 7 Comparison of adiabatic efficiency characteristic line of fan on 21 km, $Ma=0.7$ condition

3.2 9 级压气机二维数值模拟

该高压压气机共有 9 级,包括进口导叶,出口 2 排串列静子,共 20 排叶片.其子午平面计算网格如图 8 所示.在实际工作过程中,因为涡轮冷却、封严等需求,需要在压气机级间某些位置引出一定量的空气.在地面 0 km 和高空 21 km 处,压气机的总引气比率都基本保持在 8% 左右(引气比率为引气量与压气机进口流量的比率),第 5 级静子轮毂和机匣处引气量较大,分别占 3% 以上;第 7 级静子机匣和第 9 级静子轮毂引气比率分别为 0.6% 左右.因为压气机级间引气量大,所以在实际数值模拟过程中,就必须要考虑引气对压气机性能和内部流动的影响.在 S_2 数值模拟方法中,没有设置实际的几何进行引气,而是通过在相应的位置设置边界条件,通过引气模型进行引气计算(图 9),其中 1~12 为各个不同位置的引气模型选项,箭头表示具体是引气还是吹气,本文中都为向外引气;具体每个位置的引气比率由输入文件中指定.

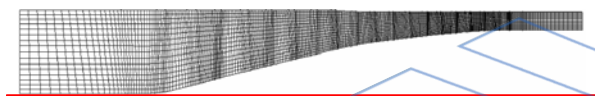


图 8 压气机子午平面计算网格

Fig. 8 Computational mesh of compressor

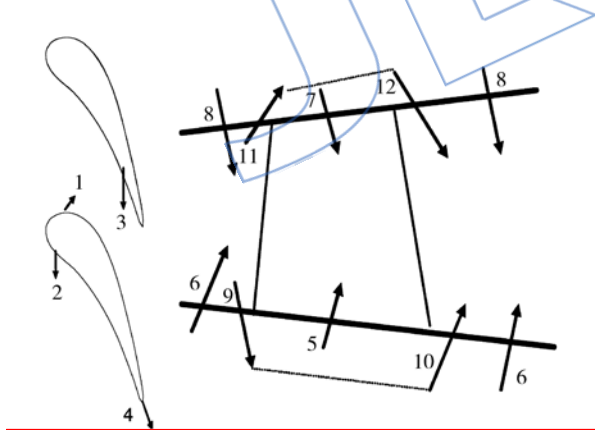


图 9 引气模型

Fig. 9 Air bleeding model

S_2 计算结果与 Numeca 计算值对比如表 3. 在地面 0 km, $Ma=0$ 状态下,近设计点,流量和压比计算值与三维计算结果十分接近,效率相对误差也在 5% 以内.在高空 21 km, $Ma=0.7$ 状态下,100% 折合转速近峰值效率点, S_2 计算流量和压比与三维计算结果十分接近,而效率相对误差略大,达到 3.8%.

表 3 AES-S2 与 Numeca 计算的压气机性能参数相对误差

Table 3 Comparison of aerodynamic parameters of compressor

	流量相对 误差/%	压比相对 误差/%	效率相对 误差/%
0 km, $Ma=0$ 近设计点	-1.233	1.476	4.2
21 km, $Ma=0.7$ 近峰值效率点	-0.144	0.509	3.8

3.3 发动机整机二维数值模拟

在对部件进行 S_2 仿真分析之后,保证了各部件几何输入数据、计算控制参数的正确性,把握了部件损失的修正方法.在此基础上,将各个部件连接起来,进行整机二维仿真计算.计算网格如图 10 所示.

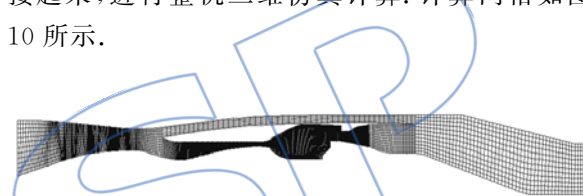


图 10 发动机子午平面计算网格

Fig. 10 Computational mesh of engine

S_2 计算各个部件的总参数与三维数值模拟结果对比如表 4,其中给出了整机环境下风扇和压气机部件性能参数的相对误差结果.从对比结果可见,因为不同部件之间相互作用和误差累积的影响,整机计算情况下各部件的相对误差一般会放大,因此整机 S_2 计算中损失模型参数需要在部件计算的基础上进一步修正.

表 4 AES-S2 与 Numeca 计算的整机性能参数相对误差

Table 4 Comparison of aerodynamic parameters of engine

	流量相对 误差/%	压比相对 误差/%	效率相对 误差/%
风扇	-3.065	13.578	0.365
压气机	3.612	-12.423	0.163
整机	-1.121	0.884	3.480

整机 S_2 计算得到 S_2 流面上的参数如图 11, 12 所示.从图中可见,整个发动机 S_2 流面流动基本正常,在风扇、压气机和涡轮内部通道内没有明显的流动分离,而在燃烧室存在较为复杂的旋涡,在近喷管根部区域有一定的流动分离现象.



图 11 近设计点,某发动机子午面相对马赫数等值线图

Fig. 11 Relative Mach number contour of engine at design point



图 12 近设计点,某发动机子午面流线图

Fig. 12 Velocity distribution of engine at design point

4 结 论

采用 AES-S2 对某发动机进行了风扇、压气机和整机二维数值模拟。

1) 进行整机二维数值模拟时,首先进行部件计算,并以此为初场再进行整机的仿真,以利于几何输入数据的检验以及损失模型和损失系数的选择调试,从而保证计算收敛。因为不同部件之间相互影响和误差累积,风扇和压气机部件性能参数的相对误差比部件单独计算时明显增大。

2) 4 级风扇数值模拟, AES-S2 与 Numeca 结果相比,在地面 0 km 设计点,流量、压比和效率相对误差都在 1% 以内,近失速点和近堵塞点时,流量和压比相对误差在 2% 以内,效率相对误差在 4% 以内;在高空 21 km, $Ma=0.7$, 100% 折合转速近峰值效率点,流量、压比和效率相对误差都在 2% 以内,近失速点和近堵塞点,相对误差在 3% 以内。

3) 带引气 9 级压气机数值模拟, AES-S2 与 Numeca 结果相比,在地面 0 km 设计点,流量、压比相对误差都在 1.5% 以内,效率相对误差在 4.2%;在高空 21 km, $Ma=0.7$, 100% 折合转速近峰值效率点,流量、压比相对误差都在 1% 以内,效率相对误差在 3.8%。

4) 损失模型的设计和损失系数的设定对 S_2 仿真精度有重要影响,对性能特性线的变化趋势也产生直接作用。本文 AES-S2 在设计点计算精度较高,非设计点计算精度较差,说明非设计点损失模型还有待进一步发展完善。

参考文献:

[1] 刘大响,程荣辉.世界航空动力技术的现状及发展动向[J].北京航空航天大学学报,2002,28(5):490-496.
LIU Daxiang, CHENG Ronghui. Current status and development direction of aircraft power technology in the world

[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 490-496. (in Chinese)

[2] 金捷.美国推进系统数值仿真(NPSS)计划综述[J].燃气涡轮试验与研究,2003,16(1):57-62.

JIN Jie. A summary of numerical propulsion simulation system (NPSS) by NASA[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(1): 57-62. (in Chinese)

[3] 李存杰.涡喷(涡扇)发动机的数值模拟和数值试验技术[J].飞航导弹,1995,11(1):56-60.

LI Cunjie. Numerical simulation and numerical test technology of turbojet/turbofan engine[J]. Winged Missiles Journal, 1995, 11(1): 56-60. (in Chinese)

[4] Wu C H. A general theory of three-dimensional flow in subsonic and supersonic turbomachines of axial-, radial- and mixed-flow types[R]. NACA TN 2604, 1952.

[5] 桂幸民.轴流风扇/压气机可控激波跨音级设计模型研究[D].北京:北京航空航天大学,1993.

GUI Xingmin. Research on the model of controllable shock wave in the design of transonic axial fan[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1993. (in Chinese)

[6] 施发树,刘兴洲.多部件模型在全尺寸小型双涵道涡扇发动机气流数值模拟中的应用[J].推进技术,1998,19(4):22-26.

SHI Fashu, LIU Xingzhou. Multicomponent models in application to numerical simulation of a small full-sized bypass turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(4): 22-26. (in Chinese)

[7] 黄家骅,于廷臣,冯国泰.某小型涡扇发动机全流道准三维数值解法[J].航空发动机,2005,31(2):42-45.

HUANG Jiahua, YU Tingchen, FENG Guotai. Quasi-3D numerical method for a small turbofan engine flow passage[J]. Aeroengine, 2005, 31(2): 42-45. (in Chinese)

[8] 曹志鹏,刘大响,桂幸民,等.某小型涡喷发动机二维数值仿真[J].航空动力学报,2009,24(2):339-444.

CAO Zhipeng, LIU Daxiang, GUI Xingmin, et al. Two dimensional numerical simulation of small turbojet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 339-444. (in Chinese)

[9] 曹志鹏.某小型涡喷发动机整机二维数值仿真研究[D].北京:北京航空航天大学,2008.

CAO Zhipeng. Two dimensional numerical simulation of small turbojet engine[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

[10] 卫岗,李清华,何谦.发动机整机仿真软件在工程设计中的应用[R].北京:中国航空学会第一届航空发动机数值仿真与数字化设计交流会,2008.

[11] 金东海.某发动机风扇/压气机/整机性能特性数值仿真研究[D].北京:北京航空航天大学,2009.

JIN Donghai. Numerical investigation of aerodynamic performance of a fan/compressor/engine[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

[12] Nigmatullin R, Ivanov M. The mathematical models of flow passage for gas turbine engines and their components [R]. AGARD Lecture Series LS198, 1994(4): 4-1, 4-28.