

基于分裂激盘的进气道 / 风扇联合流场计算

张博涵¹, 王 强¹, 谢业平²

(1.北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083; 2.中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要:为对进气道和风扇联合流场一体化进行计算,在常规激盘模型理论的基础上建立了改进的分裂激盘模型,并通过数值模拟方法与原模型进行对比,验证了分裂激盘模型相对常规激盘模型的准确性。通过使用分裂激盘模型对压气机部分模化,分析了包含分裂激盘模型的进气道风扇联合流场数值模拟问题。研究表明:分裂激盘模型可以有效地消除激盘模型假设产生的误差,数值模拟结果更接近全3维模拟结果,为进/发一体化联合流场的数值模拟提供1种可行的准确方法。

关键词:进/发一体化;分裂激盘模型;进气道/风扇联合流场;数值模拟;航空发动机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.06.004

Calculation of Inlet/Fan Combined Flow Field Based on Divided Actuator Disk

ZHANG Bo-han¹, WANG Qiang¹, XIE Ye-ping²

(1.School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2.AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to calculate the combined flow field of inlet and fan, an improved divided actuator disk model was established on the basis of the original actuator disk model theory. By comparing the numerical simulation method with the original model, the accuracy of the divided actuator disk model relative to the original actuator disk model was verified. By using the divided actuator disk model to model the compressor partially, the numerical simulation of the combined flow field of the inlet/fan including the divided actuator disk model was analyzed. The results show that the divided actuator disk model can effectively eliminate the error caused by the hypothesis of the actuator disk model, and the numerical simulation results are closer to the full 3D simulation results, which provides a feasible and accurate method for the numerical simulation of the integrated inlet and engine combined flow field.

Key words: integrated inlet and engine; divided actuator disk model; inlet/fan combined flow field; numerical simulation; aeroengine

0 引言

发动机和进气道是飞机推进系统的2大主要部件,发动机要吸入空气,为飞机提供不同飞行状态所需的动力,而进气道则需要保证在不同飞行条件下流入发动机的空气流量和空气品质等,从而保证发动机正常工作。因此,进气道与发动机之间需要有良好的适应性关系,否则将对发动机乃至整个推进系统的稳定性和综合性能产生严重影响^[1]。

现代战斗机机身和推进系统的整合涵盖了从飞机稳定性到控制,再到进气道/发动机相容性的多种问题^[2]。为此,在试验和数值模拟过程中需要使用大量

试验和计算资源,并应用各种分析和辅助计算工具。其中进气道/发动机一体化的试验,尤其是关于进气道与发动机相容性的试验,通常需要在风洞和高空试验设施中进行,试验周期长,在前期准备和试验过程中耗资巨大^[3]。相比而言,利用数值模拟方法可以在试验前对进气道和发动机的相容性进行预先研究,且可以在一定程度上对试验无法模拟的飞行条件进行计算分析。因此,针对试验出现的问题,可以转而寻找准确、高效的数值模拟方法,来研究进气道和发动机的匹配问题。

对于发动机单独的数值模拟已经有较为成熟的计算方法,也发展了一系列快速而精确的计算程序。

收稿日期:2018-12-26

作者简介:张博涵(1994),男,硕士,主要研究方向为飞/发一体化数值模拟;E-mail:zbh1006@buaa.edu.cn。

引用格式:张博涵,王强,谢业平.基于分裂激盘的进气道/风扇联合流场计算[J].航空发动机,2019,45(6):20-27. ZHANG Bohan, WANG Qiang, XIE Yeping. Calculation of inlet/fan combined flow field based on divided actuator disk[J]. Aeroengine, 2019, 45(6):20-27.

但由于压气机与进气道气流流动的尺度相差较大,当采用精确的计算方法进行联合计算时,耗时长、效率低、占用的计算资源巨大。由此发展了对压气机部分进行模化的方法,现阶段对风扇的模化方法主要采用激盘模型(Actuator Disk, AD)和彻体力模型,且经过了多年的发展,2种模型已经可以满足进气道和发动机匹配计算的精度要求。激盘模型主要是将风扇的叶片模化成1个无厚度的盘面,原本受风扇作用的气流在盘面上完成叶片对气流的作用,此时在激盘上下游都为正常的进气道内流,使压气机与进气道的尺度相近,提高计算效率^[4-6]。而彻体力模型由于在模化时将风扇部分的控制方程变为无黏条件,因此进气道与模化后的风扇只能通过进气道出口的参数相互传递边界条件,而无法进行联合数值计算^[7-9]。

在 Joo W G^[10] 建立激盘模型过程中由于忽略了叶栅的厚度,即忽略了叶栅内存储质量和能量的能力以及叶片的径向力,且激盘轴向的位置选择都会对计算结果产生影响。Joo 讨论了激盘模型的解与激盘位置的相关性,同时也研究了对出口气流角的修正问题。本文基于 Joo W G 的激盘模型建立了1种分裂激盘模型(Divided Actuator Disk, DAD),应用分裂激盘模型对进气畸变条件下的3级轴流压气机性能进行分析。

1 分裂激盘模型的建立

用进气道和转子流场对1个激盘模型进行简单描述,如图1所示。风扇被模化成1个平面激盘,位于某一合适的轴向位置,例如在叶片的后缘或者在弦平面上。原本真实存在的叶栅变为转子上、下游的流场,叶片上下游的流场参数靠强加在激盘两侧的边界条件来耦合,从而代替真实风扇对气流的作用。即假想风扇叶片对气流的作用只存在于模化的平面激盘,激盘的上下游均为正常的进气道内流。

将这样的激盘的上下游联系起来需要激盘的边界条件满足以下5个条件^[10]:质量守恒;径向动量守恒;滞止焓守恒;指定的相对出口气流角;指定的熵

增。第1、3个条件忽略了叶片排存储质量和能量的能力,第2个条件则忽略了叶片作用在流体上的径向力,第4个条件是将风扇对气流的加功作用通过指定的相对出口气流角确定。

由于常规激盘模型的假设,在使用激盘模型时需要根据具体情况对模型进行修正,因此存在一定的局限性。激盘模型的定义是将整个风扇模化成1个无厚度的平面激盘,风扇对气流的作用无法准确、完全地由激盘模拟,因此需要对激盘模型进行相应的修正。当平面激盘选择在叶栅的不同位置时,激盘的径向长度发生变化,与在叶栅后缘和真实风扇径向距离不一致,造成与真实加功量不一致。最终影响激盘模型计算的精确性。

为此,本文在 Joo W G 建立的激盘模型基础上,将1个平面激盘分开,分别贴合到叶栅的前后缘,发展了分裂激盘模型,可以有效地消除因径向力假设而产生的误差。

分裂激盘模型的网格边界分别与叶片前、后缘的扫掠形状一致(如图2所示),可避免激盘盘面形状以及位置引起的误差,同时也与真实风扇前后气流的流动情况有一定相关性。根据特定假设,可将叶片前、后缘网格单元面上的参数建立起相关控制方程,参与流场的数值迭代。

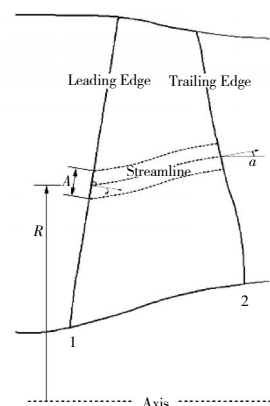


图2 分裂激盘模型总体

假设叶栅内气流流线满足以下条件,且激盘后的网格也是依此关系由激盘前网格自动生成的。

$$\frac{R_{\max}-R}{R_{\max}-R_{\min}}=C, (C \text{ 为常数}) \quad (1)$$

式中: R 为激盘盘面单元格处流线的半径位置; $R_{\max}$ 、 $R_{\min}$ 分别为机匣和轮毂的半径。

这样前、后激盘盘面位置的参数可沿同一条流线建立方程。

由滞止焓守恒条件可得

$$I_1 - \frac{\omega^2 R_1^2}{2} = I_2 - \frac{\omega^2 R_2^2}{2} \quad (2)$$

式中: I 为相对坐标系下的滞止焓; ω 为风扇角速度;下标1、2分别指叶片前、后缘位置。

由流量守恒条件可得

$$\rho_1 A_1 \check{W}_1 \cdot \check{d}_1 = \rho_2 A_2 \check{W}_2 \cdot \check{d}_2 \quad (3)$$

式中: A 为叶片进、出口网

格单元面面积; $\check{W}$ 为旋转坐标系下 A 所在网格体的速度向量; $\check{d}$ 为叶片进、出口网格单元面的法向单位向量, 如图 3 所示。

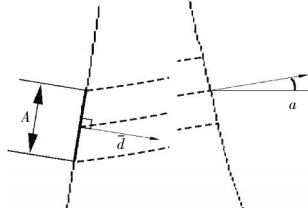


图 3 分裂激盘参数

那么对于 $\check{W}$ 和 $\check{d}$ 有

$$\check{W} = W_z (\tan \alpha, \tan \beta, 1), W_z = V_z \quad (4)$$

$$\check{d} = (\sqrt{1-d_z^2}, 0, d_z) \quad (5)$$

式中: α 为盘面位置流线与轴线的夹角; β 为相对坐标系下的叶片出口气流角; d_z 为 $\check{d}$ 轴向分量; W_z 为相对坐标系下速度的轴向分量, 与绝对速度轴向分量 V_z 相同。

相对坐标系下的滞止熵又可表示为

$$I = \frac{\check{W} \cdot \check{W}}{2} + C_p T = \frac{\check{W} \cdot \check{W}}{2} + \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p}{\rho} = \frac{\check{W} \cdot \check{W}}{2} + \frac{\gamma}{\gamma-1} s \rho^{\gamma-1} \quad (6)$$

式中: $s = \frac{p}{\rho^\gamma}$, s 为方便计算规定的熵; γ 为绝热指数。

由此得到关于密度 ρ 的方程为

$$\rho_2^2 I_2 = \frac{\gamma}{\gamma-1} s_2 \rho_2^{\gamma+1} + \frac{A_1 (1 + \tan^2 \alpha + \tan^2 \beta)}{2 A_2 (\tan \alpha \sqrt{1-d_{2z}^2} + d_{2z})} m^2 = \rho_2^2 \left(I + \frac{R_2^2 - R_1^2}{2} \omega^2 \right) \quad (7)$$

式中: m 为通过网格单元面的单位流量。

由式(7)求解密度, 然后得到流场中其他参数的值。

同时由于转动的叶片与气流的相对速度可能会大于声速, 这种情况下叶栅会发生喘振, 前面描述的分裂激盘模型中不包括叶片的这种流动堵塞作用, 因此无法预测叶片通道的堵塞。本文使用 1 种基于堵塞叶片中 2 维流动特性的简单模型来确定堵塞流量。2 维叶片通道中堵塞流动如图 4 所示。假设整个叶

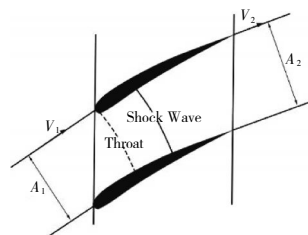


图 4 在叶片通道内的堵塞流动

片通道流动条件是均匀的, 则可简单计算出喉道的有效面积。

忽略声速线上游的损失, 可得到通过叶片通道的最大质量流量, 流量守恒为

$$\rho_1 V_1 |_{\max} = \frac{F^* P_1^{\text{rel}}}{\sqrt{C_p T_1^{\text{rel}}}} \frac{A^*}{A_1} \quad (8)$$

式中: A_1 和 A^* 为激盘入口和喉道横截面处流管轴向的横截面积; 上标 rel 指相对于叶片; F^* 为合适的可压流函数。

由于前面假设了叶片通道的流线满足式(1), 则该流量守恒公式可直接对流线两侧单元格参数进行控制。

分裂激盘模型的边界条件都通过这个堵塞模型式(8)规定的最大流量进行判断和控制。如果流量比堵塞流量小, 那么分裂激盘的进口边界条件由原模型给出; 否则进口单元格的流量就固定为堵塞的值, 这时通过使用堵塞的流量计算得到出口单元格的流动变量, 直接指定出口单元格的流量并继续计算。

2 分裂激盘模型的验证

2.1 研究对象

本文以 NASA Rotor 67 风扇转子作为研究对象^[11]。Rotor 67 转子设计用于轴向流动, 工作时作为孤立转子, 没有进口导叶和静叶。由于叶型数据公开且有详细的试验结果, 因此有大量针对该转子的理论和数值研究工作^[12-13]。其基本参数见表 1, 具体的几何参数与试验数据参考文献^[14]。

表 1 Rotor 67 转子基本参数

转子参数	数值	转子参数	数值
叶片数	22	叶尖线速度/(m/s)	429
设计质量流量/(kg/s)	33.25	叶尖入口相对马赫数	1.38
设计压比	1.63	展弦比	1.56
设计转速/(r/min)	16043		

根据文献^[14]中的代码自动生成叶片与流道的几何参数, 如图 5 所示。

2.2 模型验证

由于激盘模型原则上是基于 3 维数值模拟的简化模拟方法, 因此本文中

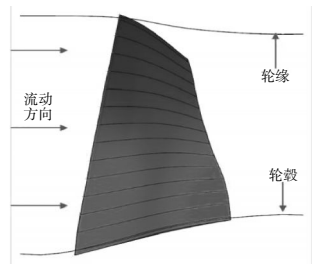


图 5 Rotor 67 和流道的几何模型

验证部分分裂激盘模型参数依据 A. Arnone 的计算结果^[5]。通过使用可变系数,采用隐式残差平滑和完全多重网格的方法,提高了 4 阶 Runge-Kutta 法的计算效率。使用多重网格方法对 NASA Rotor 67 转子计算,结果如图 6 所示。从图中可见,模拟结果与 NASA 公开的试验结果一致性较好。

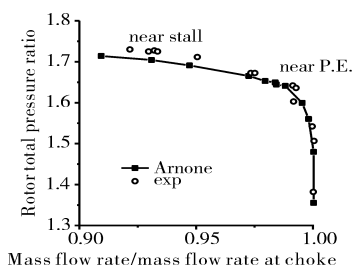


图 6 NASA rotor 67 转子
在设计转速时的性能

根据 Arnone 方法的计算结果,选取风扇在峰值效率点工作时的出口相对气流角径向分布和绝热效率,建立分裂激盘模型。其中叶片前、后缘和相对出口气流角均使用二次曲线进行拟合,沿轴向截面的网格如图 7 所示。

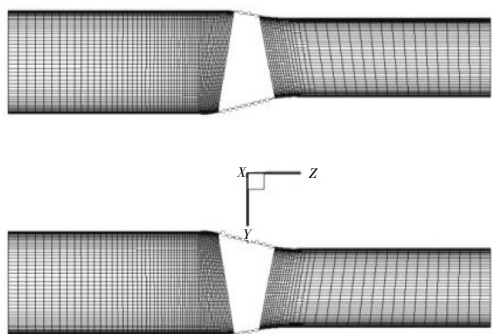


图 7 分裂激盘模型沿流向截面的网格

边界条件设置与 3 维模拟一致,压力入口总压为 101325 Pa,总温为 288.15 K,壁面速度无滑移。设置不同出口反压,模拟结果如图 8 所示。从图中可见,模型计算的压比整体略高于全 3 维模拟结果,从接近失速到接近堵塞范围内与 3 维模拟的误差最大约 3%,在接近最高效率点的一致性很好。在接近失速以及失速时由于模型的局限性,模型的计算结果与全 3 维模拟结果偏差较大,这是不可避免的。在风扇正常工作范围内,模型的压比稍大于 3 维模拟的,究其原因主要是模型采用的绝热效率为 3 维模拟中的峰值效率,所以模型计算的压比整体偏高^[16]。但由于峰值绝热效率是评价风扇性能的重要参数,因此在考虑了模型针对个体的

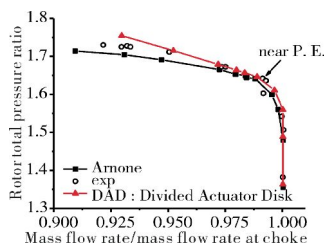


图 8 压比特性对比

精确性和普适性后,坚持选择风扇的峰值效率作为模型的输入参数。

在最高效率点的模型方法与 3 维模拟计算的压比沿相对叶高的分布如图 9 所示。从图中可见,在叶根和叶尖处模型的结果与 3 维模拟结果偏差较大,主要是由于激盘模型对边界层流动的处理方法有局限性,且叶尖部分在 3 维模拟中考虑了转子的叶尖间隙,而在模型计算中没考虑,以上多种原因共同导致压比偏差。

本文模型与 Joo W G 的激盘模型对 Rotor 67 转子的压比特性模拟结果对比如图 10 所示,其中激盘模型的激盘位置位于风扇出口。从图中可见,分裂激盘模型改进了激盘模型的结果。风扇在正常工作范围内,分裂激盘模拟的压比特性更接近于 3 维模拟结果,主要由于分裂激盘模型的边界基本拟合了风扇进、出口的几何形状,而激盘模型的边界为环形平面,引起相对出口气流角的误差,进一步产生风扇加功量不同的问题。而且分裂激盘模型不需要选择激盘盘面的位置和后续的修正,相对于激盘模型能够更加准确地模拟风扇的特性。

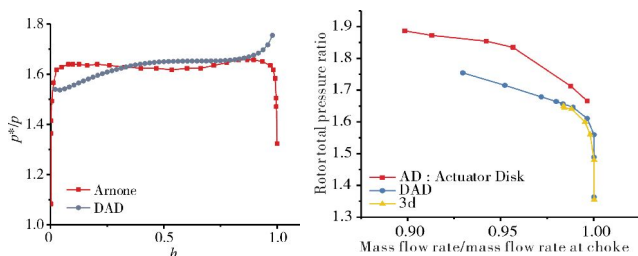


图 9 最高效率点下
总压比径向分布

图 10 分裂激盘模型与激盘模型
的压比特性对比

由于在建立分裂激盘模型时,控制方程的时间复杂度并没有成比例增加,监控计算过程的残差如图 11 所示。从图中可见,2 种模型残差的收敛速度量级相当。由于本文模型对 3 维定常流场的 N-S 方程采用 3 阶精度有限体积法离散,隐式 LU-SGS(虚)时间推进法迭代求解。对流通量采用 Roe 格式计算,扩散通量采用中心差分格式计算。湍流模型为 CG K-epsilon 线性湍流模型,模型参数输运方程采用混合隐式迭代加解析方法求解,因此可以通过 K 和 epsilon 的残差量级判断计算是否收敛。图中 K 与 epsilon 的残差量最终都在 10^{-4} 量级以下,可认为计算达到收敛。

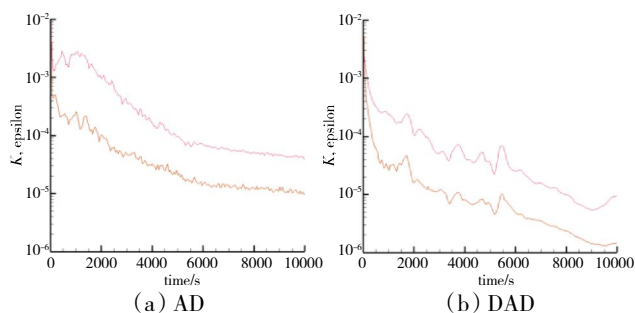


图11 Rotor67转子计算残差对比

3 分裂激盘模型对总压畸变的模拟

3.1 压气机模型与畸变条件

本文选用的多级压气机模型为 NASA Compressor 74A。该压气机为5级核心压气机,由于文献[17]中研究了前3级的总体性能,因此本文也仅对压气机的前3级进行模拟和分析。压气机基本结构如图12所示,基本设计参数见表2。

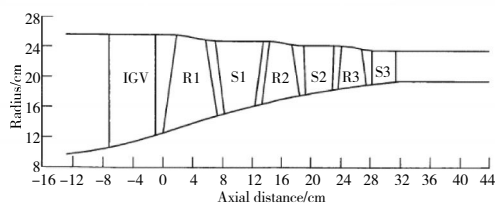


图12 NASA Compressor 74A压气机前3级叶型流道结构

表2 压气机前3级基本参数

参数	数值	参数	数值
压比	4.474	流量/(kg/s)	29.710
总温比	1.663	等效旋转速度/(r/min)	16042.3
绝热效率	0.799	叶尖速度/(m/s)	430.29
多变效率	0.836		

分别对无畸变和畸变条件下的压气机气动稳定性进行分析,以检测分裂激盘模型对于稳态总压畸变的模拟能力。其中畸变条件的进口总压给定如图13所示。为模拟进气道出口畸变情况,设置为既存在径向畸变又存在周向畸变。无畸变区总压为101325 Pa,低压畸变区总压为无畸变区的90%。

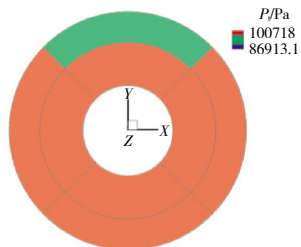
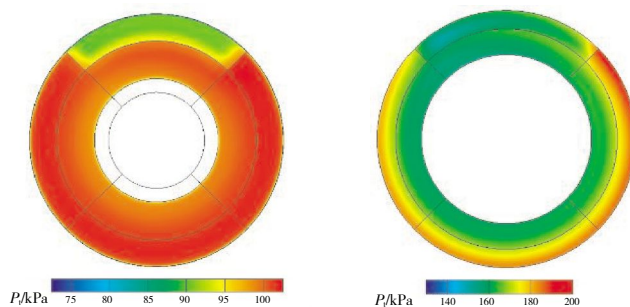


图13 进口总压分布

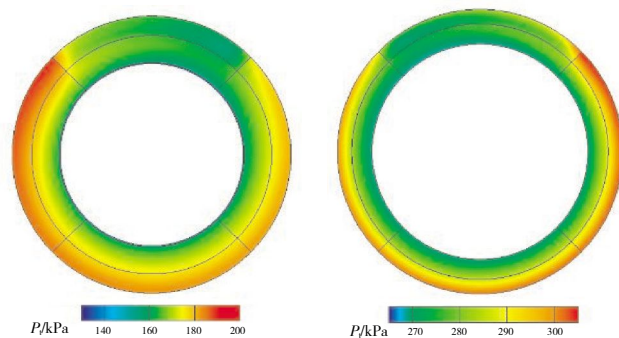
3.2 畸变模拟结果分析

压气机前3级叶栅进、出口的总压分布如图14所示。从图中可见,进口的总压畸变对叶栅区域的总

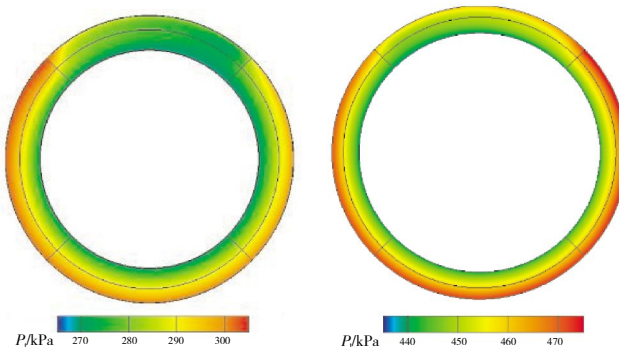
压分布产生影响,畸变区气流的径向分布引起压气机内气流径向重新分布;叶尖周向总压的分布也显示出经过叶栅后,气流发生掺混;经过前3级叶栅后,总压畸变有一定改善。



(a) 第1级



(b) 第2级



(c) 第3级

图14 压气机前3级进、出口的总压分布

在设计转速下进口总压畸变与无畸变的压气机流量-压升特性曲线对比如图15所示。从图中可见,总压畸变导致压气机总压比减小,且畸变时压气机的特性曲线整体向失速边界靠近,表明该模型能模拟总压畸变对压气机性能的影响。

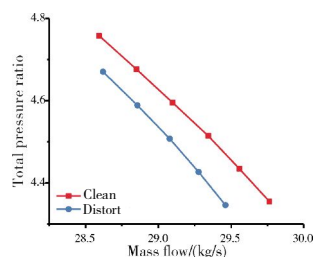


图15 压气机压比特性对比

4 进气道 / 风扇联合流场数值计算

由于已经验证了分裂激盘模型可以很好地模拟风扇正常工作时的特性,分别对进气道和风扇的工作特性进行分析,得到共同匹配点后,用分裂激盘模型代替 3 维风扇模型进行进气道 - 风扇联合流场的数值模拟研究。

4.1 进气道模型与工作特性

本文所研究的进气道几何形状已经确定,且斜板可根据飞行条件调整角度,如图 16 所示。第 1 道斜板前和第 2、3 道斜

板间的角度是固定的,只有第 1、2 道斜板间可根据来流条件不同与发动机工

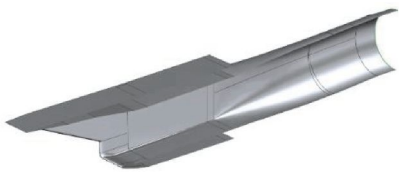


图 16 斜板角度为 -2° 的进气道几何截面工作状态不同绕接缝转动^[8]。

对不同来流马赫数和斜板角度的进气道工作特性进行分析,来流静压均为 22700 Pa。选择的典型进气道斜板角度与来流马赫数条件分别为:(1) 来流马赫数为 1.33,斜板角度为 -2.7° ;(2) 来流马赫数为 1.33,斜板角度为 2° ;(3)来流马赫数为 2.25,斜板角度为 13.14° 。得到接近临界状态进气道各项参数见表 3。

表 3 接近临界状态进气道各项参数

斜板 角度 / ($^{\circ}$)	来流 Ma	出口静压 / kPa	流量 / (kg/s)	出口总压 / Pa
-2.70	1.33	47	77.00	61266.26
2.00	1.33	53	68.27	62892.37
13.14	2.25	140	129.32	209734.50

4.2 风扇模型与工作特性

与该变几何进气道匹配的是 1.5 级风扇,即 1 排导向叶片、1 排动叶和 1 排静叶。单级风扇定常模拟所用的计算网格如图 17 所示。在不同转速的计算过程中,导向叶片与轴向的夹角始终为 0° 。

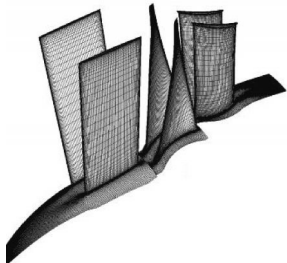


图 17 1.5 级风扇定常计算所用网格

根据图 17 叶片和风扇流道的几何模型,建立计算域,在进口导叶前和静叶后延伸 2 个弦的长度作为边界条件的缓冲。使用 RANS 方法进行数值模拟,

由于计算方法已广泛用于风扇 3 维计算,因此无需对计算结果与计算方法进行验证。得到流场的详细参数与风扇的绝热效率、等熵效率等特性参数。综合各转速下的风扇定常特性,得到风扇压比特性曲线如图 18 所示。其中设计最大转速为 7975 r/min。

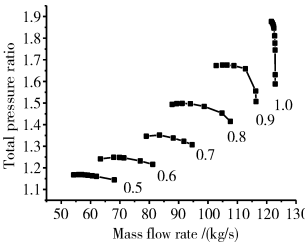


图 18 风扇总压比特性曲线最大转速为 7975 r/min。

4.3 包含分裂激盘的进气道 / 风扇联合流场模拟

由前 2 节所得进气道与风扇单独的工作特性,根据换算流量的定义

$$\dot{m}_{con} = \frac{\dot{m} \sqrt{\theta}}{\delta} \tag{9}$$

式中: $\theta = \frac{T_2^*}{T_0}$; $\delta = \frac{P_2^*}{P_0}$; T_2^* 为进气道出口总温; P_2^* 为进气道出口总压; T_0 和 P_0 为标准大气条件,在本算例中, $T_0=288\text{ K}$, $P_0=101325\text{ Pa}$ 。

对于上节的风扇工作特性,由于设置的进口条件与标准大气一致,可以直接将结果作为换算流量和换算转速使用。换算流量匹配如图 19 所示,其中 3 条与 x 轴平行的线分别代表 3 个进气道换算流量: 128.44、110.94、76.87 kg/s。

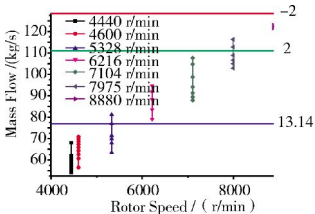


图 19 换算流量匹配

由此选择斜板角度为 2° , $Ma=1.33$ 的进气道与设计最大转速为 7975 r/min 的风扇,理论上流量匹配。应用分裂激盘模型对该状态下的风扇叶栅进行模化,进气道 - 风扇联合流场的计算域如图 20 所示,真实的网格划分至动叶的前缘之前,动叶和静叶之间间隙和静叶后的网格均由程序自动生成,如图 21 所示。

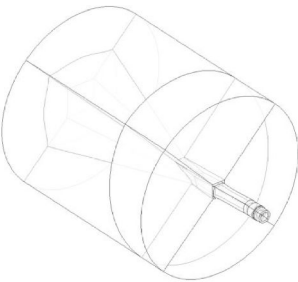


图 20 联合流场的拓扑结构

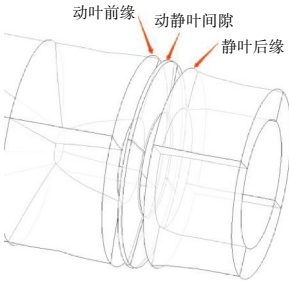


图 21 风扇部分自动生成的网格结构

对进气道-压气机联合流场进行数值模拟,可得联合内流特性,如图 22 所示。从图中可见,联合流场的最大流量要略小于单独进气道的内流最大流量。分析可知主要原因是进气道出口的总压畸变影响了风扇的性能,导致风扇能够通过的最大流量受到限制。

对相同边界条件下的单独进气道与联合流场数值模拟结果对比,内流马赫数与进气道出口的总压分别如图 23、24 所示。

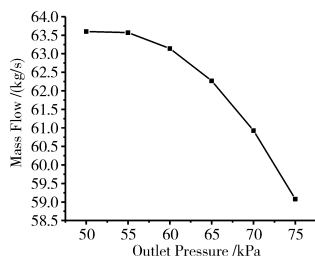


图 22 发动机流量与风扇出口反压的关系

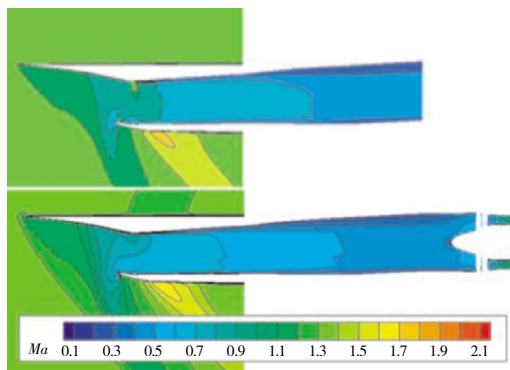
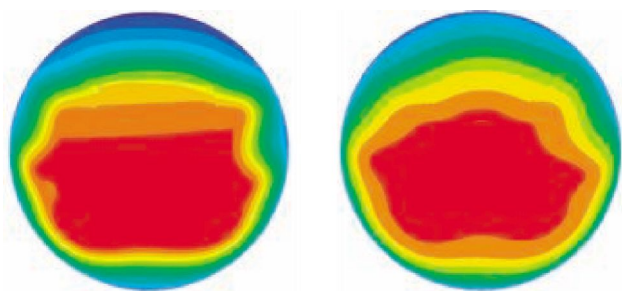


图 23 马赫数对比



(a) 单独进气道 (b) 联合流场

图 24 进气道出口总压对比

由单独进气道与联合流场的结果对比可知,加入分裂激盘模型进行联合计算对进气道内流特性的影响可以忽略。由于理论上已经证明进气道与风扇达到匹配状态,联合流场与单独的数值模拟结果的一致性证明了分裂激盘模型可对进气道/风扇的联合流场进行一体化分析。

5 结论

本文基于激盘模型建立了 1 个相对更准确的分

裂激盘模型,减小了激盘模型假设产生的误差。通过对 Rotor 67 转子的数值模拟验证,分析多级压气机在稳态总压畸变的性能影响,得到以下结论:

(1)分裂激盘模型对风扇的模化方法使其不需要相应的修正,比常规激盘模型更精确,同时计算收敛速度没有明显减慢。且不同于常规激盘模型激盘前、后流场参数无法使用的问题,该模型由于没有对风扇几何进行模化,因此激盘前、后的流场参数有一定的参考价值。

(2)分别计算进气道和风扇的工作特性,通过折合流量这一参数,得到进气道与风扇流量匹配的理论状态点。通过分裂激盘模型对风扇模化,并与进气道进行联合计算,得到的流场参数验证了使用分裂激盘模型对进发一体化问题的可行性。

综上所述,该模型在原激盘模型的基础上提高了计算精度,更准确地描述了叶栅级之间的流动规律,同时有效地对针对进气道-风扇的联合流场进行性能分析。相对于其他常见的简化模型如黏性彻体力模型,分裂激盘模型可对进气道-压气机流场进行联合数值计算,使其成为分析进发一体化问题的有力工具。

参考文献:

- [1] Hodder B K, Farquhar B W, Dudley M R. A large-scale investigation of engine influence on inlet performance at angle-of-attack[J]. Aircraft Propulsion and Power, 1981, 2: 23.
- [2] Häberle, Gülhan A. Investigation of two-dimensional scramjet inlet flowfield at mach 7[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(3): 446-459.
- [3] Hale A, Davis M, Sirbaugh J. A numerical simulation capability for analysis of aircraft inlet-engine compatibility [C]// ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, & Air. Vienna: ASME, 2004: 127-137.
- [4] Dunham J. Non-axisymmetric flows in axial compressors [M]. Great Britain: Institution of Mechanical Engineers, 1965: 511-512.
- [5] Hawthorne W R, Mitchell N A, McCune J E, et al. Non-axisymmetric flow through annular actuator disks: inlet distortion problem[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1978, 100(4): 604.
- [6] Mitchell N A. Non-axisymmetric flow through axial turbo machines[D]. Great Britain: University of Cambridge, 1979.
- [7] Gong Y, Tan C S, Gordon K A, et al. A computational model for short-wavelength stall inception and development in multistage compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 726.
- [8] Chima R V. A three-dimensional unsteady CFD model of compressor stability [C]// ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Barcelona: ASME, 2006: 1157-1168.
- [9] Adamczyk J J. Model equation for simulating flows in multistage turbo-

- machines[R].ASME-GT-1996-226.
- [10] Joo W G,Hynes T P. The simulation of turbomachinery blade rows in asymmetric flow using actuator disks [J]. Journal of Turbomachinery, 1997,119(4):723-732.
- [11] Strazisar A J,Powell J A. Laser anemometer measurements in a transonic axial flow compressor rotor [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1981,103(2):430-437.
- [12] Liang T,Yeuan J J . Three-dimensional Navier-Stokes computations of transonic fan flow using an implicit solver [J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1997,14(2):79-88.
- [13] Toshiyuki A,Toyotaka S,Masatoshi S,et al. A numerical investigation of transonic axaial compressor rotor flow using a low reynolds number $k-\varepsilon$ turbulence model[R]. ASME 1997-GT-082.
- [14] Fottnner L. Overview on test cases for computation of internal flows in turbomachines[R].ASME 1989-GT-46.
- [15] Arnone A. Viscous analysis of three-dimensional rotor flow using a multigrid method [J]. Journal of Turbomachinery,1994,116 (3): 435-445.
- [16] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines [R]. ASME 1993-GT-435.
- [17] Steinke R J. Design of 9.271-pressure-ratio 5-stage core compressor and overall performance for first 3 stages[R].NASA-TP-1986-2597.
- [18] 张亚华,王强,张博涵. 变几何超声速混压式进气道气动性能数值研究[J]. 飞机设计,2017,37(05):1-6+11.
- ZHANG Yahua,WANG Qiang,ZHANG Bohan. An numerical investigation on the aerodynamic performance of the supersonic mixed compression inlet with variable geometry[J]. Aircraft Design,2017,37(5): 1-6,11.(in Chinese)

(编辑:刘 亮)