



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112943668 A

(43) 申请公布日 2021.06.11

(21) 申请号 202110208288.1

(22) 申请日 2021.02.24

(71) 申请人 南京航空航天大学

地址 211106 江苏省南京市秦淮区御道街
29号

(72) 发明人 郭晋 胡骏 季佳佳 屠宝锋
王志强

(74) 专利代理机构 南京瑞弘专利商标事务所
(普通合伙) 32249

代理人 任志艳

(51) Int. Cl.

F04D 27/00 (2006.01)

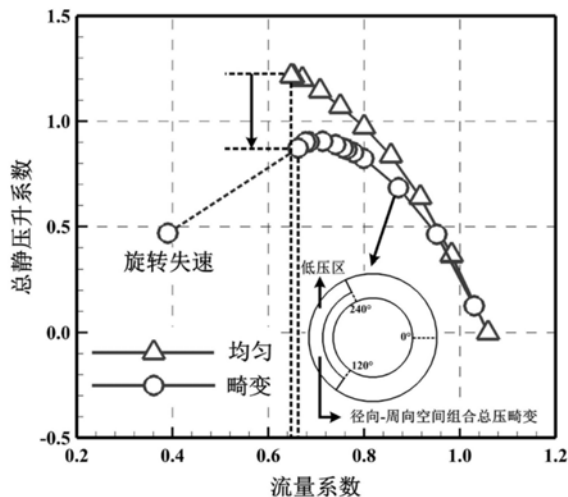
权利要求书2页 说明书6页 附图3页

(54) 发明名称

航空轴流压气机复杂进气畸变下动态失速过程预测方法

(57) 摘要

本发明公开了航空轴流压气机复杂进气畸变下动态失速过程预测方法,该方法通过分布式力源描述叶片固壁效应,基于损失系数及落后角概念有效构建局部叶片基元流道力源与气流参数的动态关联,具备定量描述多级轴流压气机复杂进气畸变下动态失速演化过程的能力。较传统二维计算方法和高阶三维CFD计算方法,该方法可以在兼顾计算效率的同时,有效反映包含旋流及径向/周向空间组合畸变特征在内的复杂进气畸变扰动下航空轴流压气机气动失稳特征,为先进航空发动机高保真度气动稳定性设计提供技术支持。



1. 航空轴流压气机复杂进气畸变下动态失速过程预测方法,其特征在于,

步骤1,提取轴流压气机叶片中弧面几何坐标、叶型几何参数及子午流道数据,构建轴流压气机三维计算域,所述的三维计算域包括轴流压气机的叶片区域和无叶区域,所述叶型几何参数包括栅距 g 、弦长 c 、弯角 ζ 、最大厚度 a 和叶片几何角 κ ,子午流道数据包括轮毂及轮缘型线几何坐标;

步骤2,以三维彻体力模型为基础,针对叶片区域构建含分布式力源的三维非定常可压缩流动控制方程,所述分布式力源是指瞬时叶片力 F ,具体包括叶片区域中单位体积气体受到的轴向瞬时叶片力 F_z 、单位体积气体受到的周向瞬时叶片力 F_θ 及单位体积气体受到的径向瞬时叶片力 F_r ;

步骤3,构建准稳态叶片力源;

步骤3.1,构建损失系数 ω 及落后角 δ 与基元流道进口攻角 i 、马赫数 Ma 以及叶型几何参数的定量解析关系;

步骤3.2,将准稳态叶片力 F^{ss} 分解为转折力 ϕ 和损失力 f ,写为: $F^{ss} = \phi + f$;

所述损失力 f 用于模拟叶片附面层流动相关气流损失,由基元流道损失系数 ω 确定;所述转折力 ϕ 用于控制叶片区内气流运动方向,由叶片几何角叠加落后角 δ 确定;

步骤4,通过一阶滞后响应函数对准稳态叶片力进行非定常响应修正获得瞬时叶片力,如下式:

$$\tau \left(\frac{\partial F}{\partial t} + \Omega \frac{\partial F}{\partial \theta} \right) = F^{ss} - F$$

其中, F 为瞬时叶片力, t 为时间, Ω 为转子叶片旋转角速度, θ 为周向坐标系, F^{ss} 为准稳态叶片力, $\tau = c_m / v_m$ 为滞后响应时间常数, c_m 为叶型子午弦长, v_m 为子午速度;

步骤5,采用零维节流阀模型确定压气机动态失速过程中的出口压力边界;

步骤6,在计算域进口给定总压、总温及进气方向的径向-周向二维空间分布高自由度描述压气机复杂进气畸变条件;通过调节阀门系数 K_t 进行数值节流逼近压气机失稳边界,基于时间推进求解获得航空轴流压气机动态失速的时空演化过程。

2. 根据权利要求1所述航空轴流压气机复杂进气畸变下动态失速过程预测方法,其特征在于,步骤2中,所述含分布式力源的三维非定常可压缩流动控制方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} b\rho \\ b\rho v_z \\ b\rho v_\theta \\ b\rho v_r \\ b\rho e^* \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial z} \begin{bmatrix} b\rho v_z^2 + bp \\ b\rho v_\theta v_z \\ b\rho v_r v_z \\ b\rho v_z h^* \end{bmatrix} + \frac{\partial}{r\partial\theta} \begin{bmatrix} b\rho\Omega r \\ b\rho v_\theta \Omega r \\ b\rho v_r \Omega r \\ b\rho\Omega r e^* \end{bmatrix} + \frac{\partial}{r\partial r} \begin{bmatrix} b\rho v_r \\ b\rho v_z v_r \\ b\rho v_\theta v_r \\ b\rho v_r^2 + bp \\ b\rho v_r h^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -b\rho v_\theta v_r / r \\ b(\rho v_\theta^2 + p) / r \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ p\partial b / \partial z \\ 0 \\ p\partial b / \partial r \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ bF_z \\ bF_\theta \\ bF_r \\ bF_\theta \Omega r \end{bmatrix}$$

其中, b 表示叶型堵塞系数, ρ 表示气流密度, v_z 、 v_θ 和 v_r 分别为轴向、周向及径向气流速度, e^* 为单位质量气流总能量, p 为气流静压, h^* 为单位质量气流总焓, Ω 为转子叶片旋转角速度, z 、 θ 及 r 分别表示轴向、周向及径向坐标, F_z 、 F_θ 及 F_r 即为单位体积气体受到的轴向、周向及径向瞬时叶片力;

叶型堵塞系数 b 定义为:

$$b = N \left| \theta_p - \theta_s \right| / 2\pi$$

其中 N 表示叶片数目, θ_p 及 θ_s 分别表示叶片压力面和吸力面周向坐标。

3. 根据权利要求1所述航空轴流压气机复杂进气畸变下动态失速过程预测方法,其特征在于,步骤3.1中的损失系数 ω 及落后角 δ 与基元流道进口攻角 i 、马赫数 Ma 以及叶型几何参数的定量解析关系,通过真实平面叶栅实验数据或高阶CFD参数化数值分析获取。

4. 根据权利要求1所述航空轴流压气机复杂进气畸变下动态失速过程预测方法,其特征在于,步骤3.2中损失力 f 由基元流道损失系数 ω 确定,具体表达式为:

$$f = \rho T \frac{v_m}{v_{rel}} \frac{\Delta s}{\Delta m} = - \frac{\rho R T}{\Delta m} \frac{v_m}{v_{rel}} \ln \left[1 - \frac{\omega \left(1 - \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_1^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \right)}{\left(T_2^* / T_1^* \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \right]$$

其中, ρ 为气流密度, T 为气流静温, v_m 为子午速度, Δs 为叶片基元流道进出口熵增, Δm 为叶片基元流道长度, γ 为气体绝热指数, Ma_1 、 T_1^* 及 T_2^* 分别为转子进口相对马赫数、进口相对总温及出口相对总温或静子进口绝对马赫数、进口绝对总温及出口绝对总温, v_{rel} 是相对速度,指压气机相对转动坐标系下的合速度,损失力 f 平行且反向于相对速度 v_{rel} ;

转折力 ϕ 由叶片几何角叠加落后角 δ 确定,具体为,首先通过含修正周向速度项 v_θ^* 的准稳态周向动量方程计算确定周向转折力 ϕ_θ ;再由转折力 ϕ 与相对速度 v_{rel} 的垂直关系确定其余分量,从而求解出转折力 ϕ :

具体的,通过含修正周向速度项 v_θ^* 的准稳态周向动量方程计算确定周向转折力 ϕ_θ ,如下:

$$F_\theta = \phi_\theta + f_\theta = \frac{1}{b} \frac{\partial b \rho v_z v_\theta^*}{\partial z} + \frac{1}{br} \frac{\partial r b \rho v_r v_\theta^*}{\partial r} + \frac{\rho v_r v_\theta^*}{r}$$

其中, F_θ 表示单位体积气体受到的周向瞬时叶片力, f_θ 表示周向损失力,

修正周向速度项 v_θ^* 由瞬时气流子午速度 v_m 与气流角获得,气流角是指叶片几何角 κ 叠加落后角 δ :

$$v_\theta^* = \begin{cases} \Omega r - v_m \tan(\kappa + \delta) & \text{转子} \\ v_m \tan(\kappa + \delta) & \text{静子} \end{cases}$$

其中, Ω 为转子叶片旋转角速度, v_m 为子午速度, κ 为叶片几何角, δ 为落后角, r 表示叶片区域径向坐标。

5. 根据权利要求1所述航空轴流压气机复杂进气畸变下动态失速过程预测方法,其特征在于,步骤5中采用零维节流阀模型确定压气机动态失速过程中的出口压力边界,具体为:

采用基于二次抛物线解析式的零维节流阀模型确定压气机动态失速过程中的出口压力边界,

$$p_e - p_0^* = K_t \dot{m}^2$$

其中 p_e 为计算域出口平均静压, p_0^* 为计算域进口平均总压, K_t 为阀门系数, \dot{m} 为计算域出口流量。

航空轴流压气机复杂进气畸变下动态失速过程预测方法

技术领域

[0001] 本发明属于航空发动机数值仿真技术领域,具体为航空轴流压气机复杂进气畸变下动态失速过程预测方法。

背景技术

[0002] 压气机是构成燃气涡轮发动机压缩系统的基本部件,其内部粘性气体的逆压力梯度决定了其具有气动失稳的特征,直接影响着发动机的工作可靠性。随着附面层吸入型发动机布局、大曲率S弯进气道等先进技术在现代航空飞行器推进系统上的逐步应用,使得发动机进口流场畸变愈加呈现以旋流及径向/周向空间组合畸变为特征的三维非定常性,其对压气机气动性能及稳定裕度的负面影响需要引起足够重视。发展压气机复杂进气畸变下高效可靠的流动稳定性分析模型是研制高性能、高稳定性压气机的重要技术保障。

[0003] 稳定性分析模型的一种典型建模思路是在CFD的时间推进技术框架内,聚焦压气机内主要尺度流动特征的模化,对叶片效应进行合理降维刻画,降低计算量,使其在满足目前工程应用需求的同时,还能有效反映压气机流动失稳的整个非线性演化过程的典型特征。基于该思想,研究者先后建立了激盘模型及彻体力模型。激盘模型将叶排处理成间断面,对叶片区内流动过程不做求解。与之相比,彻体力模型的理论构成更为完善,其通过分布式力源刻画叶片固壁边界效应,能够有效模拟叶片通道内的主要流动特征。国内外学者开发了各类彻体力模型用于分析均匀进气下航空轴流压气机气动失稳起始过程,但是彻体力模型在进气畸变尤其是空间分布特征更为多样性的复杂畸变问题的应用潜力仍待深入挖掘。Chima曾基于彻体力模型的概念初步构建了一个用于分析压气机进气畸变下动态失速过程的三维非定常数值模型,但受限于其源项建模方法的局限性仅能模拟单级轴流压气机单纯周向总压畸变进气问题(Chima R V.A Three-Dimensional Unsteady CFD Model of Compressor Stability[R].ASME Paper,GT2006-90040.)。总体而言,彻体力模型是当前航空叶轮机械内流稳定性问题研究的一个有力技术工具。显然,一个完备的叶片力源构建方法是此类模型可靠性的前提保障,尤其是需要对叶片力源与当地气动/几何参数的全面有效关联进行细致考虑,这是有效量化复杂进气畸变影响的理论基础。

发明内容

[0004] 本发明的主要目的在于:基于彻体力模型建立用于高效分析多级航空轴流压气机复杂进气畸变下的动态失速过程预测方法,该方法在兼顾计算效率的同时,有效反映包含旋流、径向以及周向空间组合畸变特征在内的复杂进气畸变扰动下航空轴流压气机气动失稳特征,为先进航空发动机高保真度气动稳定性设计提供技术支撑。

[0005] 本明的航空轴流压气机复杂进气畸变下动态失速过程预测方法,包括如下步骤:

[0006] 步骤1,提取轴流压气机叶片中弧面几何坐标、叶型几何参数及子午流道数据,构建轴流压气机三维计算域,所述的三维计算域包括轴流压气机的叶片区域和无叶区域,且以叶片前尾缘型线区分叶片区域与无叶区域;所述叶型几何参数包括栅距 g 、弦长 c 、弯角 ζ 、

最大厚度 a 和叶片几何角 κ ,子午流道数据包括轮毂及轮缘型线几何坐标;

[0007] 步骤2,以三维彻体力模型为基础,针对叶片区域构建含分布式力源的三维非定常可压缩流动控制方程,所述分布式力源是指瞬时叶片力 F ,具体包括叶片区域中单位体积气体受到的轴向瞬时叶片力 F_z 、单位体积气体受到的周向瞬时叶片力 F_θ 及单位体积气体受到的径向瞬时叶片力 F_r ;

[0008] 步骤3,构建准稳态叶片力源;

[0009] 步骤3.1,构建损失系数 ω 及落后角 δ 与基元流道进口攻角 i 、马赫数 Ma 以及叶型几何参数的定量解析关系;

[0010] 步骤3.2,将准稳态叶片力 F^{ss} 分解为转折力 φ 和损失力 f ,写为: $F^{ss} = \varphi + f$;

[0011] 所述损失力 f 用于模拟叶片附面层流动相关气流损失,由基元流道损失系数 ω 确定;所述转折力 φ 用于控制叶片区内气流运动方向,由叶片几何角叠加落后角 δ 确定。

[0012] 步骤4,通过一阶滞后响应函数对准稳态叶片力进行非定常响应修正获得瞬时叶片力,如下式:

$$[0013] \quad \tau \left(\frac{\partial F}{\partial t} + \Omega \frac{\partial F}{\partial \theta} \right) = F^{ss} - F$$

[0014] 其中, F 为瞬时叶片力, t 为时间, Ω 为转子叶片旋转角速度, θ 为周向坐标系, F^{ss} 为准稳态叶片力, $\tau = c_m / v_m$ 为滞后响应时间常数, c_m 为叶型子午弦长, v_m 为子午速度。

[0015] 步骤5,采用零维节流阀模型确定压气机动态失速过程中的出口压力边界。

[0016] 步骤6,在计算域进口给定总压、总温及进气方向的径向-周向二维空间分布高自由度描述压气机复杂进气畸变条件;通过调节阀门系数 K_t 进行数值节流逼近压气机失稳边界,基于时间推进求解获得航空轴流压气机动态失速的时空演化过程。

[0017] 进一步的,步骤2中,所述含分布式力源的三维非定常可压缩流动控制方程为:

$$[0018] \quad \frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} b\rho \\ b\rho v_z \\ b\rho v_\theta \\ b\rho v_r \\ b\rho e^* \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial z} \begin{bmatrix} b\rho v_z^2 + bp \\ b\rho v_\theta v_z \\ b\rho v_r v_z \\ b\rho v_z h^* \end{bmatrix} + \frac{\partial}{r\partial\theta} \begin{bmatrix} b\rho\Omega r \\ b\rho v_z \Omega r \\ b\rho v_\theta \Omega r \\ b\rho v_r \Omega r \\ b\rho\Omega r e^* \end{bmatrix} + \frac{\partial}{r\partial r} \begin{bmatrix} b\rho v_r \\ b\rho v_z v_r \\ b\rho v_\theta v_r \\ b\rho v_r^2 + bp \\ b\rho v_r h^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -b\rho v_\theta v_r / r \\ b(\rho v_\theta^2 + p) / r \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ p\partial b / \partial z \\ 0 \\ p\partial b / \partial r \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ bF_z \\ bF_\theta \\ bF_r \\ bF_\theta \Omega r \end{bmatrix}$$

[0019] 其中, b 表示叶型堵塞系数, ρ 表示气流密度, v_z 、 v_θ 和 v_r 分别为轴向、周向及径向气流速度, e^* 为单位质量气流总能量, p 为气流静压, h^* 为单位质量气流总焓, Ω 为转子叶片旋转角速度, z 、 θ 及 r 分别表示轴向、周向及径向坐标, F_z 、 F_θ 及 F_r 即为单位体积气体受到的轴向、周向及径向瞬时叶片力。

[0020] 叶型堵塞系数 b 定义为:

$$[0021] \quad b = N |\theta_p - \theta_s| / 2\pi$$

[0022] 其中 N 表示叶片数目, θ_p 及 θ_s 分别表示叶片压力面和吸力面周向坐标。

[0023] 进一步的,步骤3.1中的损失系数 ω 及落后角 δ 与基元流道进口攻角 i 、马赫数 Ma 以及叶型几何参数的定量解析关系,通过真实平面叶栅实验数据或高阶CFD参数化数值分析获取。

[0024] 进一步的,步骤3.2中损失力 f 由基元流道损失系数 ω 确定,具体表达式为:

$$[0025] \quad f = \rho T \frac{v_m}{v_{rel}} \frac{\Delta s}{\Delta m} = -\frac{\rho R T}{\Delta m} \frac{v_m}{v_{rel}} \ln \left[1 - \frac{\varpi \left(1 - \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_1^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right)}{\left(T_2^*/T_1^* \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right]$$

[0026] 其中, ρ 为气流密度, T 为气流静温, v_m 为子午速度, Δs 为叶片基元流道进出口熵增, Δm 为叶片基元流道长度, γ 为气体绝热指数, Ma_1 、 T_1^* 及 T_2^* 分别为转子进口相对马赫数、进口相对总温及出口相对总温或静子进口绝对马赫数、进口绝对总温及出口绝对总温, v_{rel} 是相对速度, 指压气机相对转动坐标系下的合速度, 损失力 f 平行且反向于相对速度 v_{rel} ;

[0027] 转折力 $\boldsymbol{\varphi}$ 由叶片几何角叠加落后角 δ 确定, 具体为, 首先通过含修正周向速度项 v_θ^* 的准稳态周向动量方程计算确定周向转折力 φ_θ ; 再由转折力 $\boldsymbol{\varphi}$ 与相对速度 v_{rel} 的垂直关系确定其余分量, 从而求解出转折力 $\boldsymbol{\varphi}$;

[0028] 具体的, 通过含修正周向速度项 v_θ^* 的准稳态周向动量方程计算确定周向转折力 φ_θ , 如下:

$$[0029] \quad F_\theta = \varphi_\theta + f_\theta = \frac{1}{b} \frac{\partial b \rho v_z v_\theta^*}{\partial z} + \frac{1}{br} \frac{\partial rb \rho v_r v_\theta^*}{\partial r} + \frac{\rho v_r v_\theta^*}{r}$$

[0030] 其中, F_θ 表示单位体积气体受到的周向瞬时叶片力, f_θ 表示周向损失力,

[0031] 修正周向速度项 v_θ^* 由瞬时气流子午速度 v_m 与气流角获得, 气流角是指叶片几何角 κ 叠加落后角 δ ;

$$[0032] \quad v_\theta^* = \begin{cases} \Omega r - v_m \tan(\kappa + \delta) & \text{转子} \\ v_m \tan(\kappa + \delta) & \text{静子} \end{cases}$$

[0033] 其中, Ω 为转子叶片旋转角速度, v_m 为子午速度, κ 为叶片几何角, δ 为落后角, r 表示叶片区域径向坐标。

[0034] 进一步的, 步骤5中采用零维节流阀模型确定压气机动态失速过程中的出口压力边界, 具体为:

[0035] 采用基于二次抛物线解析式的零维节流阀模型确定压气机动态失速过程中的出口压力边界:

$$[0036] \quad p_e - p_0^* = K_t \dot{m}^2$$

[0037] 其中 p_e 为计算域出口平均静压, p_0^* 为计算域进口平均总压, K_t 为阀门系数, \dot{m} 为计算域出口流量

[0038] 有益效果: 较传统二维计算方法和高阶三维CFD计算方法, 该方法可以在兼顾计算效率的同时, 有效反映包含旋流、径向/周向空间组合畸变特征在内的复杂进气畸变扰动下航空轴流压气机气动失稳特征, 为先进航空发动机高保真度气动稳定性设计提供技术支撑。

附图说明

[0039] 图1为本发明提供的计算模型理论示意图;

[0040] 图2为两级轴流压气机径向-周向空间组合总压畸变下模型预测压升特性;

[0041] 图3为两级轴流压气机径向-周向空间组合总压畸变下预失速小扰动时空演化特征;

[0042] 图4为两级轴流压气机径向-周向空间组合总压畸变下旋转失速演化过程。

具体实施方式

[0043] 下面结合附图对模型技术方法做进一步解释。

[0044] 本明提出的航空轴流压气机复杂进气畸变下动态失速过程预测方法,包括如下步骤:

[0045] 步骤1,提取轴流压气机叶片中弧面几何坐标、叶型几何参数及子午流道数据,构建轴流压气机三维计算域;所述轴流压气机为多级轴流压气机。所述的三维计算域包括轴流压气机的叶片区域和无叶区域,且以叶片前尾缘型线区分叶片区域与无叶区域,所述叶型几何参数包括栅距 g 、弦长 c 、弯角 ζ 、最大厚度 a 和叶片几何角 κ ,子午流道数据包括轮毂及轮缘型线几何坐标。如图1所示。

[0046] 步骤2,以三维彻体力模型为基础,针对叶片区域构建含分布式力源的三维非定常可压缩流动控制方程,分布式力源用于加载压气机各叶排对气流产生的压升、转向、做功及损失作用,可避免因直接考虑叶片三维几何造型导致的复杂网格划分工作,允许以相对规整的粗网格快速捕获叶轮机械内三维流动的大尺度特征。

[0047] 所述分布式力源是指瞬时叶片力 F ,具体包括叶片区域中单位体积气体受到的轴向瞬时叶片力 F_z 、单位体积气体受到的周向瞬时叶片力 F_θ 及单位体积气体受到的径向瞬时叶片力 F_r 。

[0048] 具体的,叶片区域中含分布式力源的三维非定常可压缩流动控制方程为:

$$[0049] \quad \frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} b\rho \\ b\rho v_z \\ b\rho v_\theta \\ b\rho v_r \\ b\rho e^* \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial z} \begin{bmatrix} b\rho v_z \\ b\rho v_z^2 + bp \\ b\rho v_\theta v_z \\ b\rho v_r v_z \\ b\rho v_z h^* \end{bmatrix} + \frac{\partial}{r\partial\theta} \begin{bmatrix} b\rho\Omega r \\ b\rho v_z \Omega r \\ b\rho v_\theta \Omega r \\ b\rho v_r \Omega r \\ b\rho\Omega r e^* \end{bmatrix} + \frac{\partial}{r\partial r} \begin{bmatrix} b\rho v_r \\ b\rho v_z v_r \\ b\rho v_\theta v_r \\ b\rho v_r^2 + bp \\ b\rho v_r h^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -b\rho v_\theta v_r / r \\ b(\rho v_\theta^2 + p) / r \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ p\partial b / \partial z \\ 0 \\ p\partial b / \partial r \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ bF_z \\ bF_\theta \\ bF_r \\ bF_\theta \Omega r \end{bmatrix}$$

[0050] 其中, b 表示叶型堵塞系数, ρ 表示气流密度, v_z 、 v_θ 和 v_r 分别为轴向、周向及径向气流速度, e^* 为单位质量气流总能量, p 为气流静压, h^* 为单位质量气流总焓, Ω 为转子叶片旋转角速度, z 、 θ 及 r 分别表示轴向、周向及径向坐标, F_z 、 F_θ 及 F_r 即为单位体积气体受到的轴向、周向及径向瞬时叶片力。

[0051] 叶型堵塞系数 b 定义为:

$$[0052] \quad b = N |\theta_p - \theta_s| / 2\pi$$

[0053] 其中 N 表示叶片数目, θ_p 及 θ_s 分别表示叶片压力面和吸力面周向坐标。

[0054] 步骤3,构建准稳态叶片力源;

[0055] 步骤3.1,构建损失系数 ω 及落后角 δ 与基元流道进口攻角 i 、马赫数 Ma 以及叶型几何参数的定量解析关系,间接完成准稳态叶片力源与流动参数的全面关联,所述流动参数包括基元流道进口攻角 i 和马赫数 Ma ,所述叶型几何参包括栅距 g 、弦长 c 、弯角 ζ 、最大厚度 a 、叶片几何角 κ 。

[0056] 通过真实平面叶栅实验数据或高阶CFD参数化数值分析,获取损失系数 ω 及落后

角 δ 与基元流道进口攻角 i 、马赫数 Ma 以及叶型几何参数的定量解析关系,用于表征基元叶栅特性。

$$[0057] \quad \begin{cases} \delta = f_1(i, Ma, g, c, \zeta, a, \kappa) \\ \varpi = f_2(i, Ma, g, c, \zeta, a, \kappa) \end{cases}$$

[0058] 步骤3.2,将准稳态叶片力 F^{ss} 分解为转折力 $\boldsymbol{\varphi}$ 和损失力 f ,如下式:

$$[0059] \quad \boldsymbol{F}^{ss} = \boldsymbol{\varphi} + f$$

[0060] 所述损失力 f 用于模拟叶片附面层流动相关气流损失,由基元流道损失系数 ϖ 确定;所述转折力 $\boldsymbol{\varphi}$ 用于控制叶片区内气流运动方向,体现在叶片对气流的转折作用,由叶片几何角 κ 叠加落后角 δ 确定。

[0061] 损失力 f 由基元流道损失系数 ϖ 确定,具体表达式为:

$$[0062] \quad f = \rho T \frac{v_m}{v_{rel}} \frac{\Delta s}{\Delta m} = -\frac{\rho R T}{\Delta m} \frac{v_m}{v_{rel}} \ln \left[1 - \frac{\varpi \left(1 - \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_1^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right)}{\left(T_2^*/T_1^* \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right]$$

[0063] 其中, ρ 为气流密度, T 为气流静温, v_m 为子午速度, Δs 为叶片基元流道进出口熵增, Δm 为叶片基元流道长度, γ 为气体绝热指数, Ma_1 、 T_1^* 及 T_2^* 分别为转子进口相对马赫数、进口相对总温及出口相对总温或静子进口绝对马赫数、进口绝对总温及出口绝对总温, v_{rel} 是相对速度,指压气机相对转动坐标系下的合速度,损失力 f 平行且反向于相对速度 v_{rel} 。

[0064] 转折力 $\boldsymbol{\varphi}$ 由叶片几何角叠加落后角 δ 确定,转折力 $\boldsymbol{\varphi}$ 垂直于相对速度 v_{rel} ,首先通过含修正周向速度项 v_θ^* 的准稳态周向动量方程计算确定周向转折力 φ_θ ;再由转折力 $\boldsymbol{\varphi}$ 与相对速度 v_{rel} 的垂直关系确定其余分量,从而求解出转折力 $\boldsymbol{\varphi}$ 。

[0065] 具体的,通过含修正周向速度项 v_θ^* 的准稳态周向动量方程计算确定周向转折力 φ_θ ,如下:

$$[0066] \quad F_\theta = \varphi_\theta + f_\theta = \frac{1}{b} \frac{\partial b \rho v_z v_\theta^*}{\partial z} + \frac{1}{br} \frac{\partial rb \rho v_r v_\theta^*}{\partial r} + \frac{\rho v_r v_\theta^*}{r}$$

[0067] 其中, F_θ 表示单位体积气体受到的周向瞬时叶片力, f_θ 表示周向损失力,

[0068] 修正周向速度项 v_θ^* 由瞬时气流子午速度 v_m 与气流角获得,气流角是指叶片几何角 κ 叠加落后角 δ ;

$$[0069] \quad v_\theta^* = \begin{cases} \Omega r - v_m \tan(\kappa + \delta) & \text{转子} \\ v_m \tan(\kappa + \delta) & \text{静子} \end{cases}$$

[0070] 其中, Ω 为转子叶片旋转角速度, v_m 为子午速度, κ 为叶片几何角, δ 为落后角, r 表示叶片区域径向坐标,

[0071] 步骤4,为有效量化压气机动态失速过程中叶片力源对于上游扰动的动态滞后响应,通过一阶滞后响应函数对准稳态叶片力进行非定常响应修正获得瞬时叶片力 F ,所述上游扰动是指由压气机工作的初始条件或边界条件改变产生的流场中的扰动,对准稳态叶片力进行修正获得瞬时叶片力 F 如下式:

$$[0072] \quad \tau \left(\frac{\partial F}{\partial t} + \Omega \frac{\partial F}{\partial \theta} \right) = F^{ss} - F$$

[0073] 其中, F 为瞬时叶片力, t 为时间, Ω 为转子叶片旋转角速度, θ 为周向坐标系, F^{ss} 为准稳态叶片力, $\tau = c_m / v_m$ 为滞后响应时间常数, c_m 为叶型子午弦长, v_m 为子午速度。

[0074] 步骤5, 采用零维节流阀模型确定压气机动态失速过程中的出口压力边界。

[0075] 采用基于二次抛物线解析式的零维节流阀模型确定压气机动态失速过程中的出口压力边界:

$$[0076] \quad p_e - p_0^* = K_t \dot{m}^2$$

[0077] 其中 p_e 为计算域出口平均静压, p_0^* 为计算域进口平均总压, K_t 为阀门系数, \dot{m} 为计算域出口流量。

[0078] 步骤6, 在计算域进口给定总压、总温及进气方向的径向-周向二维空间分布高自由度描述压气机复杂进气畸变条件。

$$[0079] \quad \begin{cases} p^* = f_1(r, \theta) \\ T^* = f_2(r, \theta) \\ \alpha = f_3(r, \theta) \\ \gamma = f_4(r, \theta) \end{cases}$$

[0080] 通过调节阀门系数 K_t 进行数值节流逼近压气机失稳边界, 基于时间推进求解获得航空轴流压气机动态失速的时空演化过程。

[0081] 图2给出了基于本发明在一台普通台式机上仅耗时1.5天获得的一台两级轴流压气机径向-周向空间组合复杂总压畸变下的压升特性, 数值结果有效体现了来流畸变导致压气机峰值压升系数恶化、失稳流量提前的现象; 图3给出了基于本发明获得的该两级轴流压气机复杂总压畸变下预失速小扰动时空演化特征, 数值结果有效体现了复杂畸变下预失速小扰动在其周向传播过程中存在的周期性形成、发展、衰减甚至消失的动态演变特征; 图4给出了基于本发明获得的两级轴流压气机复杂总压畸变下旋转失速团的演化过程, 数值结果有效体现了复杂畸变下形成的完全失速团的周向传播过程。

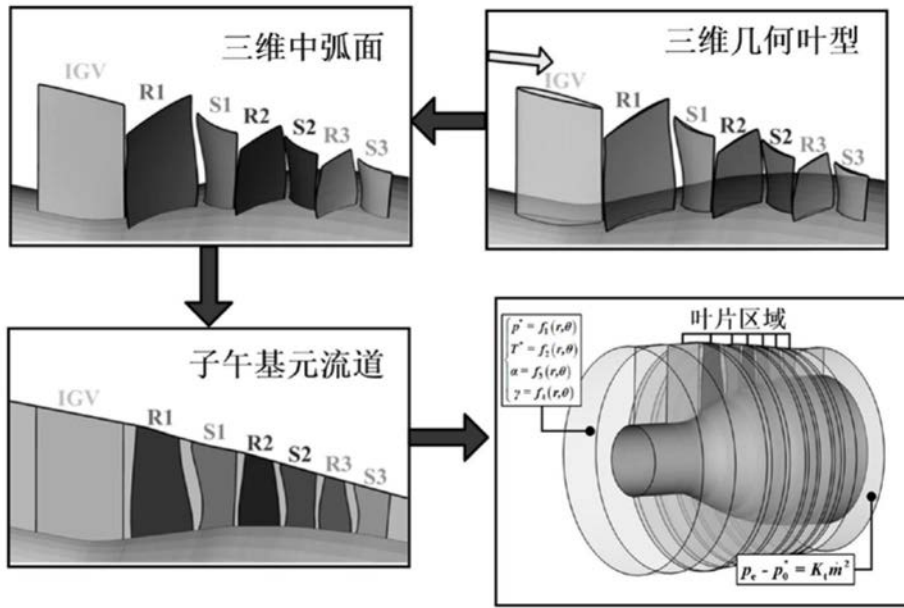


图1

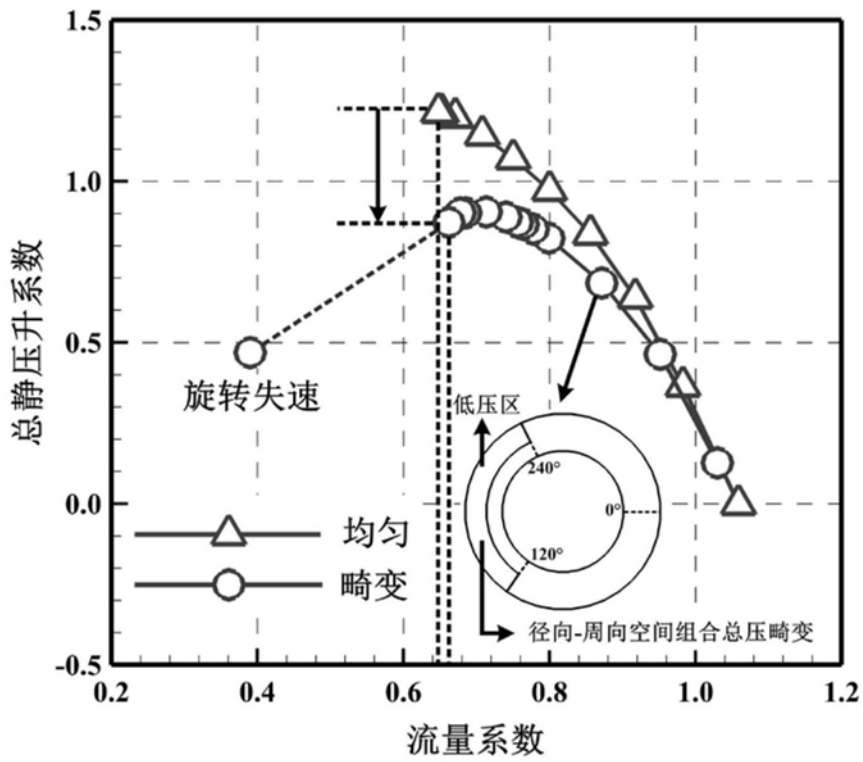


图2

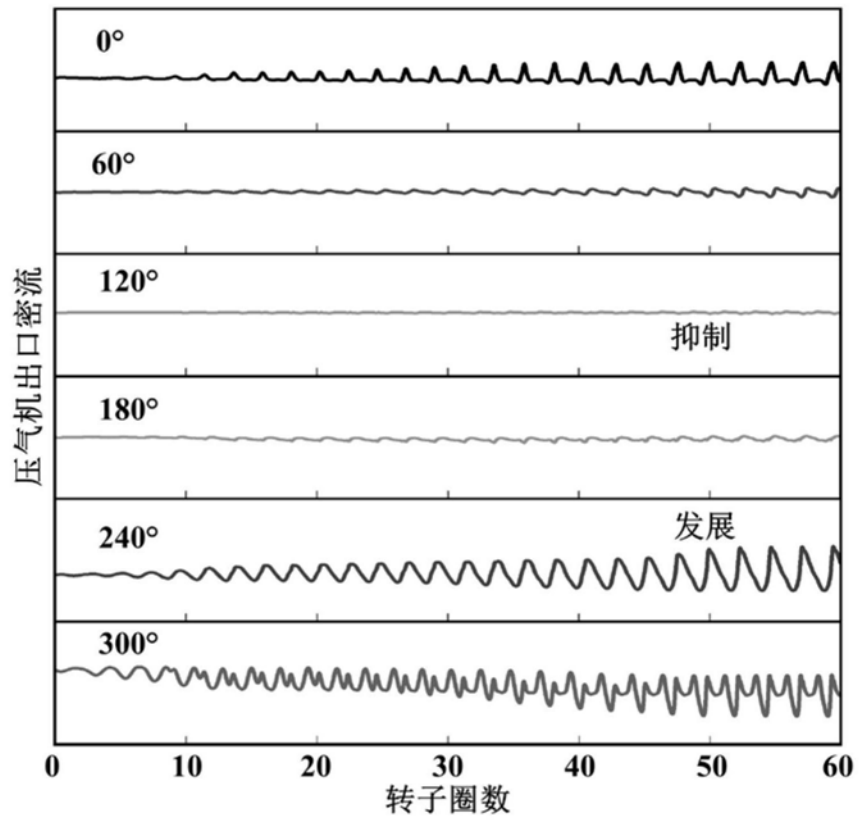


图3

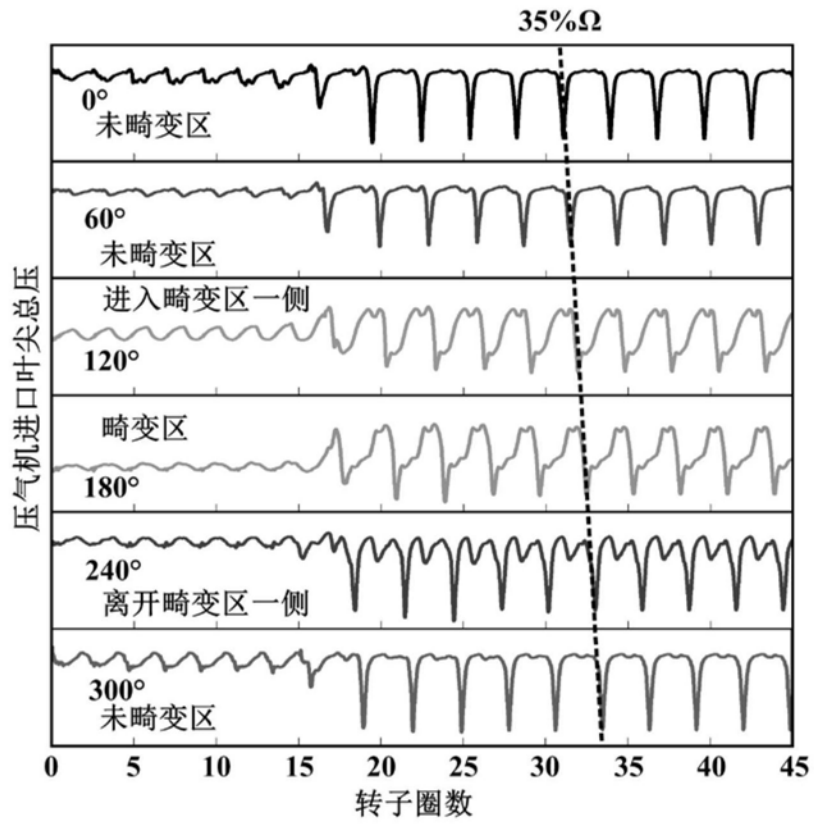


图4