

文章编号: 1000-8055(2023)09-2261-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220021

动稳态畸变比例可变的插板装置 DES 数值研究

杨 光¹, 屠宝锋^{1,2}, 方 锐¹, 张新雨¹, 任智博³, 潘宝军³

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;
3. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 针对常规可移动式插板产生的总压畸变稳态分量和动态分量比值较为固定, 无法可调, 不能真实反映不同进气条件下的复杂总压畸变的动稳态比例的现状, 提出了一种改进型插板, 采用对常规插板开孔和开齿等方法, 通过不同的参数化设计, 通过更换插板在发动机进口截面产生不同稳态畸变和动态畸变比值的总压畸变, 采用分离涡模拟的方法对改进型插板进行了数值仿真, 结果表明: 在边缘开孔或开齿会改变插板后涡结构, 但不会改变动稳态畸变比例。在插板上均匀开孔或开齿, 既会改变板后涡结构, 也会降低动稳态畸变比例, 而且随着孔齿数量或尺寸的增加, 分离区得到更多的射流能量, 动稳态畸变比例降低。变齿数插板畸变比例可在 0.14~0.50 范围内变化。

关 键 词: 进气畸变; 总压畸变; 动稳态畸变比例; 插板装置; 分离涡模拟(DES)

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical study using DES for inserting plate with variable distortion ratio of dynamic to steady

YANG Guang¹, TU Baofeng^{1,2}, FANG Rui¹, ZHANG Xinyu¹,
REN Zhibo³, PAN Baojun³

- (1. Jiangsu Key Laboratory of Aeronautical Power System, School of Power and Energy,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;
3. Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: In view of the problems of conventional inserting plate, including: producing the total pressure distortion of steady and dynamic components ratio was relatively fixed, not adjustable, cannot really reflect the different inlet conditions and complex total pressure distortion ratio of the status quo. An improved inserting plate, using the opening holes and jags method was proposed, inserted through different parametric design, by changing the inserting plate on the engine inlet. The total pressure distortion with different dynamic and steady distortion ratio was generated by using the delayed-eddy-simulation method. Results showed that the fringe holes and the fringe jags can change the vortex behind the plate but cannot change the ratio of dynamic to steady distortion. The uniform holes and jags changed the vortex topology and the ratio, and as the size of hole and jags increased, the energy from the jet and the ratio of dynamic to

收稿日期: 2022-01-14

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-I-0011-0011); 南京航空航天大学研究生科研与实践创新项目(xcxjh20210205)

作者简介: 杨光(1994—), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机气动稳定性研究。

通信作者: 屠宝锋(1981—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事航空发动机气动稳定性研究。E-mail: tubaofeng@nuaa.edu.cn

引用格式: 杨光, 屠宝锋, 方锐, 等. 动稳态畸变比例可变的插板装置 DES 数值研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(9): 2261-2270. YANG Guang, TU Baofeng, FANG Rui, et al. Numerical study using DES for inserting plate with variable distortion ratio of dynamic to steady[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(9): 2261-2270.

steady distortion decreased. Therefore, the distortion ratio of the variable number of jags can vary from 0.14 to 0.50.

Keywords: inlet distortion; the distortion of total pressure;
the ratio of dynamic to steady distortion; the inserting plate;
delay-eddy simulation (DES)

现代航空发动机在提高推质比等性能参数的同时,对飞机的隐身性要求也逐渐加强;如进气道采用 S 弯来避免压气机叶片直接反射雷达波,但复杂的进气道会带来复杂多变的发动机进口条件,因此需要对发动机进行稳定性测试。

对于总压畸变测试,欧美常用畸变网,俄罗斯常用插板装置,由于早期中俄在航空领域的合作,中国也常采用插板装置用于发动机进口总压畸变。在 GJB/Z64A-2004^[1] 中规定测量距离进口 3 倍直径位置的界面总压,并将此界面称为气动测量界面(AIP),使用 30 点稳态和 6 点动态测量系统来测量稳态周向总压畸变强度和动态畸变强度^[2],忽略稳态径向总压畸变强度。研究方法主要分为实验研究和数值模拟。

实验研究方面,国内许多大学的航空发动机团队均有开展插板装置的实验研究。对于 AIP 截面的动态畸变和稳态畸变方面,使用总压耙和动态总压探头,发现随着插板深度增加:周向不均匀度随之增加,轴向低压区范围也增加,径向不均匀度先增后减,认为低压区范围是插板插入深度的函数,动态畸变随着插板深度增加而增加^[3-6];还发现动态畸变指数比综合畸变指数不随压气机流量和发动机转速变化,而是只随插板深度增加而减小^[7-10]。对于分离区的特点,空军工程大学团队的李名魁、程邦勤等^[11-12]使用信号处理方法分析了总压信号,发现分离区 and 高压区均是均匀湍流,总压近似正态分布,过渡区是非均匀湍流,偏离正态分布。

数值模拟方面,随着计算资源的发展,有越来越多的人开展这方面工作,发现^[13]SA(Spalart-Allmaras)模型对于插板装置的模拟较实验差别较大,而使用 SBES(shielded detached eddy simulation,属于 DES 家族的一种)湍流模型后,计算 AIP 截面的参数与实验相比误差小于 4%,验证了 DES(detached eddy simulation)方法对插板装置模拟的可行性^[14]。

大量数据表明改变流量和转速,不能起到改变 AIP 截面动稳态畸变比例的目的,想要在同一种插板深度下产生不同的动稳态畸变比例,必须

采用一组不同结构的插板,来模拟实际情况下,航空发动机的进口动稳态畸变,探究动稳态畸变对航空发动机性能的影响,常规插板不能满足这点。因此有必要在常规插板上通过开孔或开齿的方式改变动稳态畸变比例,可以在相同深度下产生不同的动稳态畸变比例,并使用 DES 湍流模型来定性研究孔齿对畸变比例的影响。这种插板装置可以通过灵活地更换某个固定动稳态畸变比例的插板零件来形成不同的航空发动机进口条件,并且可以保持其他条件与标准^[1]一致,如实验方法、测量手段等,以此继承现有的实验装置和实验数据。丰富航空发动机的进口畸变实验装置,提供更多的发动机稳定性数据。

1 模拟方法

1.1 湍流模型

DES 是 LES(large eddy simulation)和 URANS(unsteady Reynolds averaged Navier-Stokes)混合模型,DES 在边界层使用 URANS,在外部捕捉分离涡,并切换到 LES 模型^[15]。是早期为了计算大攻角翼型而发展出来的模型,兼顾了 LES 的准确性的同时,避免了在边界层的巨大计算消耗。最早是在 1997 年,由 Spalart 等^[16]设计出来的基于雷诺平均应力模型中 SA 的 LES 混合模型。

本次模拟使用的软件是基于 SST(shear stress transport)的 DES 模型,DES 的模化方式^[17]是从 RANS(Reynolds averaged Navier-Stokes)的长度尺度($k^{1/2}/\omega$)切换到 LES 的长度尺度(Δ), k 方程的耗散项增大,会减小湍动能 k ,再导致湍流黏性的降低;动量方程中低的湍流黏性使流场呈现非稳态,大部分的湍流被求解而不是被模化,低的湍流黏性也是 DES 中涡尺度比 URANS 丰富的原因。

1.2 几何结构

1.2.1 整体结构

数值模拟选择的压气机尺寸是参考的南京航空航天大学的双级低速轴流压气机实验台(LSC),简化几何结构如图 1 所示,只模拟压气机前段进口管道在插板作用下的流场,不进行插板后畸变流场对压气机性能的模拟。

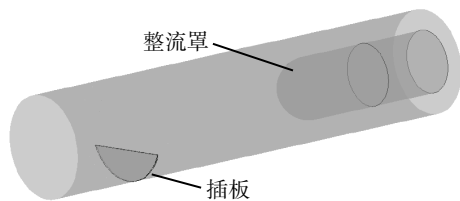


图1 几何模型三维结构

Fig. 1 Three-dimensional structure of geometric model

管道直径 D 为 900 mm, 插板放置在距入口 1 倍 D 的位置, AIP 截面按照 GJB/Z64A-2004 设置在 3 倍 D 的位置, 整流罩段的轮毂比为 0.6, 总长为 4 260 mm。流量系数为 0.85, 换算为质量流量(后文简称流量)是 13.16 kg/s, 出口为流量出口, 入口为大气条件。

1.2.2 插板结构

模拟的插板主要可分成两大类, 第 1 类是局部孔齿插板, 结构设计思路是改变板后分离涡的单块结构, 来影响流场, 从而改变 AIP 截面的动静态畸变指数。

图 2 是常规插板(不改变原有结构的插板)在 315 mm 深度下的涡结构云图, 从图中可见, 涡结构主要可分成 3 部分, 从前往后依次为

1) 插板角涡。是由于低速流体在板前堆积, 高速流体从入口进入, 与板前低速流相互挤压, 沿着壁面摩擦形成旋转方向相反的对涡结构。

2) 插板边缘涡。插板上高速流体和板后低速流剪切形成的大面积涡结构, 会周期性地脱落。

3) 板后分离涡。范围最大的涡结构, 涡尺寸丰富, 靠近插板涡结构细密, 远离则变得粗壮, 既受插板影响, 也受到后方整流罩的挤压作用, 减小了分离涡面积。

3 种涡结构和整流罩相互作用, 共同对 AIP

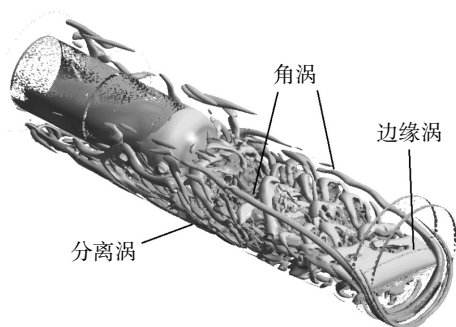


图2 某时刻下常规插板 315 mm 下涡结构

Fig. 2 Vortex structure of normal plate in 315 mm at a certain time

截面产生影响, 低压区不断地有涡结构通过, 造成大范围地总压变化, 形成动态畸变。可通过改变插板结构, 来影响这 3 种涡结构, 从而对 AIP 截面产生不同的效果, 具体采用图 3 中的 3 种局部孔齿插板。

第 2 类是均匀孔齿插板, 在插板上均布小孔, 或者从插板边缘开沿伸到壁面的长条齿, 如图 4 所示, 可以大程度地改变板后分离涡。

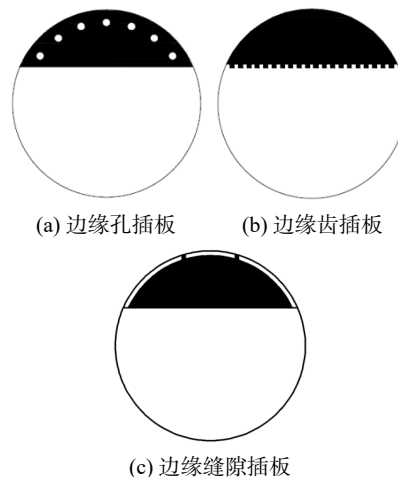


图3 局部孔齿插板

Fig. 3 Inserting plate with local holes and jags

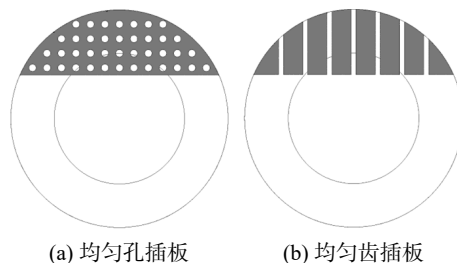


图4 均匀孔齿插板

Fig. 4 Inserting plate with uniform holes and jags

1.3 网格划分

1.3.1 基础尺寸

DES 模型的 URANS 和 LES 的求解区域由 $C_{DES}A_{max}$ 和 L_t 的大小决定^[18], 见下面的规则:

$$\begin{cases} C_{DES}A_{max} > L_t & \text{RANS} \\ C_{DES}A_{max} \leq L_t & \text{LES} \end{cases} \quad (1)$$

也就是说 DES 用当地网格程度和当地湍流尺度来判断该区域使用 LES 还是 RANS 模型; C_{DES} 值为 0.65, 湍流尺度 L_t 可以从稳态场的 k 和 ω 或者 k 和 ε 中算出, 可以根据稳态场的 L_t 值来合理选择网格尺度, 来安排 LES 的求解区域, 但网格只划分到此时求解的 L_t 值是不合适的, 一般建议

解析 80% 的湍动能^[19], 综合考虑 L_t 、80% 解析下的比例和需要 LES 的区域, 来确定基础网格尺寸。

1.3.2 边界层尺寸

边界层处采用的是“近壁面模型”, 在壁面处采用精细的网格(第 1 层网格在黏性底层 $y^+ \sim 1$), 使用修正的湍流模型求解边界层。

求解器软件 CFX 官方帮助文档^[20] 建议使用壁面函数法时, 边界层至少划分 10 层, 使用近壁面模型时, 边界层至少划分 15 层。边界层总厚度计算公式见式(2), 第 1 层厚度计算公式见式(3)。

$$\delta = 0.035 L Re_L^{-1/7} \quad (2)$$

$$\Delta y = L \Delta y^+ \sqrt{74} Re_L^{-13/14} \quad (3)$$

式中 δ 为边界层厚度, L 是特征长度, Re_L 是当前特征长度 L 对应的雷诺数, Δy 是第 1 层网格厚度, Δy^+ 是第 1 层网格 y^+ 值。

1.3.3 网格无关性验证

对深度为 270 mm 的常规插板开展网格数对 AIP 截面参数的影响模拟, 分别采用 500 万、900 万和 2 700 万网格, 计算得到的 AIP 截面平均总压恢复系数和动态畸变比稳态畸变指数如图 5, 可见 3 套网格区别不大, 考虑到提高 LES 范围的需求, 选择 900 万网格。

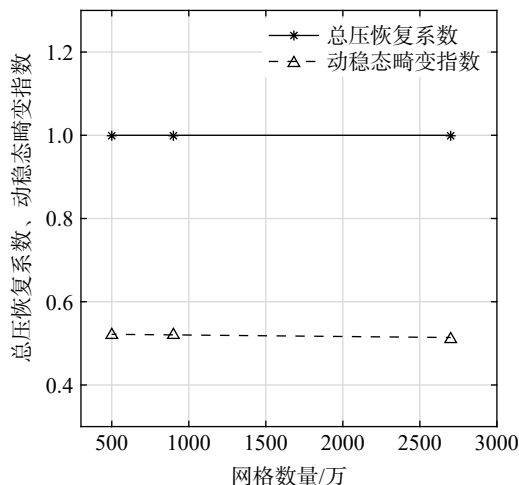


图 5 网格无关性验证

Fig. 5 Grid independence verification

1.4 动稳态畸变指数计算

1.4.1 稳态畸变

稳态和动态畸变指数计算参考文献 [1], 稳态周向畸变指数计算公式如下:

$$\Delta \bar{\sigma}_0 = 1 - \sigma_0 / \sigma_{av} \quad (4)$$

式中 σ_0 是 AIP 截面的低压区平均总压恢复系数,

σ_{av} 是全环总压恢复系数。具体计算方式是在非稳态计算完成后, 将 AIP 截面的总压数据(包括坐标值)导出到数据处理软件中; 在每个角度截取 5 个等环面上的总压恢复系数, 平均得到该角度下的总压恢复系数, 每个角度都算完后, 得到周向总压恢复系数分布, 从图中确定低压区范围, 计算 σ_0 和 σ_{av} , 并计算稳态周向畸变指数 $\Delta \bar{\sigma}_0$ 。

1.4.2 动态畸变

动态畸变指数计算公式如下:

$$\varepsilon = \frac{(\Delta p)_{RMS}}{p_{av}} \quad (5)$$

式中 Δp 是测点总压波动幅值, 计算方法为每个时刻的总压减去采样时间内的平均总压 p_{av} , $(\Delta p)_{RMS}$ 是 Δp 的方均根值(RMS)。

AIP 界面每个网格点都是一个总压测点, 求每个网格点上随时间变化的总压与平均总压的差值, 得到一组维度与时间步数相同的数组, 计算方均根值(RMS), 并除以平均总压, 得到该网格点的动态畸变指数; 得到每个网格的动态畸变后, 求 AIP 环面上动态畸变的二重积分, 再除以环面面积, 得到环面平均动态畸变值。

2 模拟结果

2.1 局部孔齿插板

2.1.1 边缘孔插板

沿着靠近机匣的边缘开孔, 结构见图 3 的第一种, 设计这种插板的目的是增加第 3 种涡(板后分离涡)的动态变化。边缘孔插板模拟了两种尺寸, 在 270 mm 插板深度下、7 个孔, 孔径分别为 20 mm 和 40 mm。

图 6 是 40 mm 孔径下竖直截面的速度云图, 深蓝色位置是低速区, 即分离区, 分离区中存在一股高速射流, 是插板上最中间的孔的射流尾迹, 图 7 显示的是插板后 10 mm 截面位置的两个时

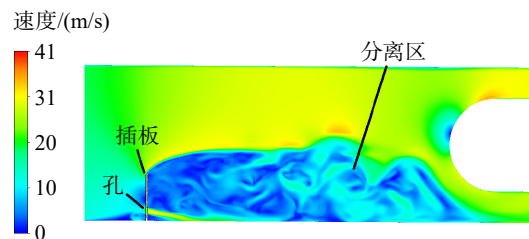


图 6 某时刻下边缘孔插板速度云图

Fig. 6 Velocity contour of the inserting plate with marginal holes at a certain time

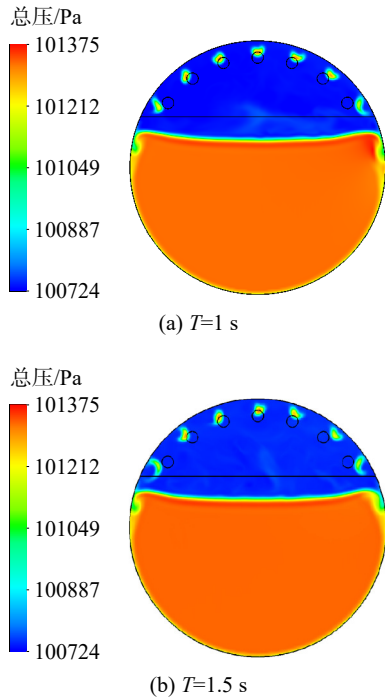


图 7 边缘孔插板后总压云图

Fig. 7 Total Pressure contour after the inserting plate with marginal holes

刻下总压云图,可见 7 个孔的射流尾迹在分离涡的压制作用下,均保持射向壁面,并没有像预想的那样增加分离区的扰动。

最后计算得到的动稳态畸变,见表 1。

表 1 边缘孔插板畸变比例

Table 1 Distortion rate of the inserting plate with marginal holes

类型	$\Delta\bar{\sigma}_0/10^{-4}$	$\varepsilon/10^{-4}$	ε/W
常规插板	7.29	8.25	0.53
孔径为 20 mm 的插板	7.44	7.77	0.51
孔径为 40 mm 的插板	7.59	7.38	0.49

表 1 中的 ε/W 是动稳态畸变比例(即动态畸变指数与综合畸变指数的比值),用于反映动态畸变比稳态畸变的比例变化情况,从表中可见,边缘孔插板并没有达到大幅度改变动稳态畸变比例的要求。

2.1.2 边缘齿插板

沿着插板边缘开方形齿,以此改变第 2 种涡结构(插板边缘涡),几何结构见图 3 的第 2 种,在 270 mm 插板深度下,分别模拟了 20 mm × 20 mm 和 10 mm × 40 mm 的方形齿插板。

图 8 是 20 mm × 20 mm 的边缘齿插板的涡结

构,使用 Q 准则绘制等值面, Hunt、刘超群等^[21-22]建议用速度梯度张量的第 2 个伽利略不变量 Q 代表涡结构,除了 Q 准则,常用的还用 λ_2 方法,在 λ_2 方法中,将涡定义于 $\lambda_2 < 0$ 的区域,但此方法假定流体不可压,且忽略黏性项和非定常项。还有 Δ 判据,定义涡为速度梯度张量 $\nabla \mathbf{v}$ 存在一对复共轭特征值的区域。

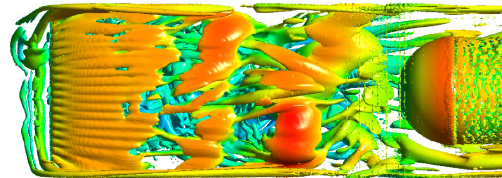


图 8 某时刻下边缘齿插板涡结构

Fig. 8 Vortex structure of the inserting plate with marginal jags at a certain time

可见,边缘开齿确实改变了前端的边缘涡结构,使其呈现出锯齿状,但这些涡在脱落后,却无法维持锯齿状结构,到整流罩附近几乎没有锯齿特征了;也许在大流速的情况下,这种锯齿涡才能延伸到更后部,从而对 AIP 截面产生影响。

从表 2 中动稳态畸变比例来看,边缘开齿同样无法改变 AIP 截面的动稳态畸变比例。

表 2 边缘齿插板畸变比例

Table 2 Distortion rate of the inserting plate with marginal jags

类型	$\Delta\bar{\sigma}_0/10^{-4}$	$\varepsilon/10^{-4}$	ε/W
常规插板	7.29	8.25	0.53
20 mm × 20 mm 方形齿插板	7.19	7.81	0.52
10 mm × 40 mm 方形齿插板	7.2	7.88	0.52

2.1.3 边缘缝隙插板

在靠近机匣位置,沿壁面开一条长槽,使板前堆积的低速流体流过去,降低第 1 种涡结构(边缘角涡)的强度,几何结构见图 3 的第 1 种。

图 9 是常规插板的涡结构,图 10 是边缘缝隙插板的涡结构,因为 Q 准则没有统一的阈值来比较涡结构,故这两张图比较差异时使用长度相同的插板边缘涡来比较另外两种涡,因为开孔和开齿的方法并不会使上方高速流体与插板边缘作用时卷起的插板边缘涡强度发生太大变化;比较可见,插板边缘角涡强度下降,边缘缝隙减少了插板前低速流体的堆积,有效地降低了插板角涡的范围和强度。

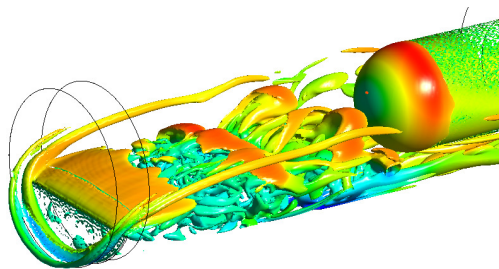


图 9 某时刻下常规插板涡结构
Fig. 9 Vortex structure of the normal inserting plate at a certain time

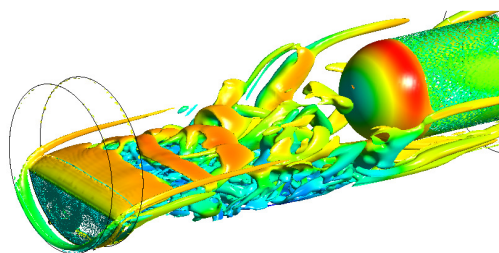


图 10 某时刻下边缘缝隙插板涡结构
Fig. 10 Vortex structure of the inserting plate with marginal crack at a certain time

虽然改变了角涡,但从表 3 的结果看,对 AIP 截面的动稳态畸变比例影响不大,应该是由于角涡在到达 AIP 截面之前,就已经在整流罩的作用下和其他涡结构融合了。

表 3 边缘缝隙插板畸变比例

Table 3 Distortion rate of the inserting plate with marginal crack

类型	$\Delta\bar{\sigma}_0/10^{-4}$	$\varepsilon/10^{-4}$	ε/W
常规插板	7.29	8.25	0.53
20 mm 的边缘缝隙插板	7.19	7.81	0.52

2.2 均匀孔齿插板

2.2.1 均匀孔插板

均匀开孔插板相对于常规插板,在上面均布直径为 30 mm 的圆孔,如图 4 中第 1 种;均匀孔会产生大范围的小孔射流,改变第 3 种涡结构(板后分离涡)。

图 11 是 270 mm 深度下,均匀孔插板的涡结构,在均匀孔插板后存在许多方向为轴向的小尺寸涡,数量比常规插板多(见图 9),方向上由于孔射流对四周的束缚作用,涡方向平行于孔射流方向,而常规插板后的小涡没有明显的方向性;再往后涡结构出现中断,相对于常规插板,中间部分几乎没有涡结构,说明均匀开孔对后方分离涡

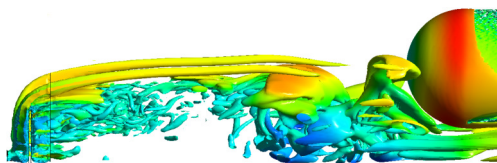


图 11 某时刻下均匀孔插板涡结构
Fig. 11 Vortex structure of the inserting plate with uniform holes at a certain time

作用很强,将本来的低能流体团冲走了,分离区被高速流体代替;再往后,情况又发生变化,在整流罩的作用下,出现大尺寸涡结构,整流罩前附近位置的静压云图如图 12 所示,图中箭头是速度矢量。

图 12 中可见,由于后方整流罩的作用(红色是整流罩影响区)和流道变窄,整流罩前高压区存在向低压区的流动,这种流动占据整个截面,卷起大尺寸的涡结构。整流罩前高压区与低压区的相互作用、板后射流与整流罩前涡结构的相互作用,都丰富了 AIP 截面低压区的涡结构,增强了动态特性。

均匀孔齿插板还进行了 4 种插板深度下的模拟,分别是 270、315、360、405 mm 插板深度。

图 13 是均匀孔插板流场的 AIP 截面的动态畸变指数和稳态畸变指数随插板深度的变化趋势,图中可见,随深度增加,稳态畸变指数增加;与常规插板比较,趋势一致,大小近似,但增加的幅度相对平缓;360 mm 深度以下时,动态畸变增加幅度与常规插板一致,所有深度下均匀开孔的动态畸变指数均小于常规插板的动态畸变指数。

动稳态畸变指数如图 14 所示,均匀孔插板有效的降低了动态比综合的比例,降低了约 0.1~0.2,变化趋势类似常规插板,也是先增后减。

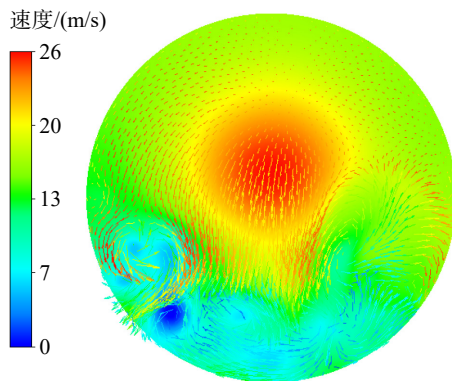


图 12 某时刻下整流罩前静压分布和速度矢量
Fig. 12 Static pressure distribution and velocity vector before fairing at a certain time

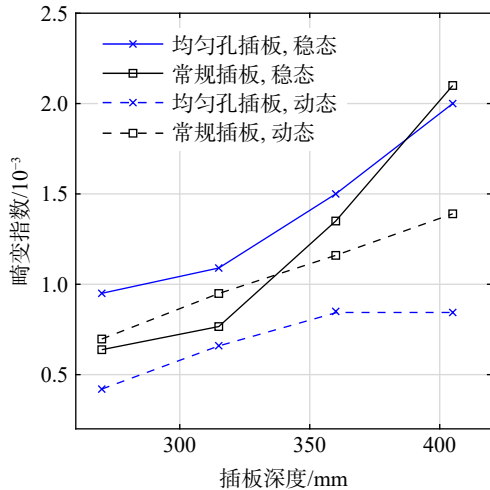


图13 均匀孔插板畸变指数

Fig. 13 Distortion index of the inserting plate with uniform holes

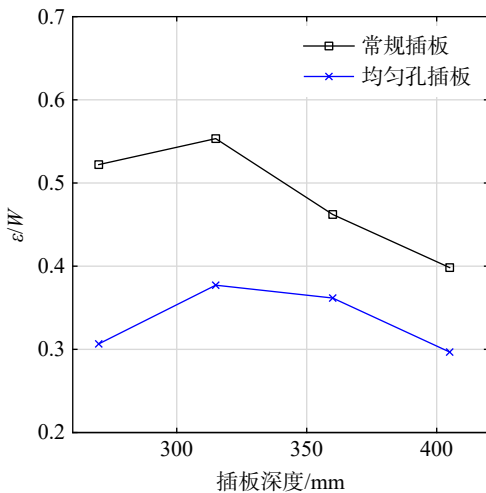


图14 均匀孔插板动稳态畸变比例

Fig. 14 ε/W of the inserting plate with uniform holes

2.2.2 均匀齿插板

均匀齿插板是在插板边缘开 20 cm 的齿, 齿直接贯穿到机匣位置, 而不是局部边缘方形齿, 此次模拟共 7 个齿, 4 个插板深度, 几何见图 4 的第 2 种结构。

均匀齿插板涡结构如图 15 所示, 从侧视图可见, 涡结构丰富且连续, 与均匀孔插板的中间位

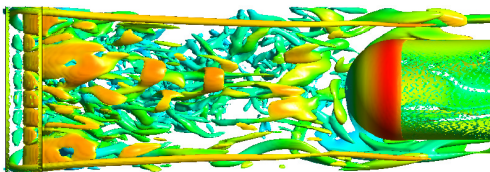


图15 某时刻下均匀齿插板涡结构

Fig. 15 Vortex structure of the inserting plate with uniform jags at a certain time

置涡稀少的特点不同; 从俯视图来看, 前端插板边缘涡并不像常规插板和边缘齿插板那样, 具有整块连续的涡结构, 而是在齿的位置出现中断, 本来应该存在的覆盖整个分离涡的插板边缘涡, 被齿切割成不连续的小块了, 就像是独立的 8 个小插板那样; 而且这些边缘涡也不再同步脱落, 而是分成小块单独脱落, 但有的边缘涡会结合在一起变大, 有的会被挤压得越小。

从图 16 所示的水平截面的轴向速度分量云图可见, 齿的射流尾迹会相互结合, 增加强度, 而邻近的齿尾迹不相互结合, 反而与另一个方向的齿尾迹结合, 则会形成大范围低速区, 就像下图第 2 个齿和第 3 个齿中间区域的低速区一样, 这也形成了大块的边缘涡, 就像图 15 中第 2 个齿和第 3 个齿中间的大范围边缘涡结构那样。齿射流尾迹的动态变化(相互增强或相互分离), 与小块边缘涡脱落和强度息息相关。

稳态畸变随深度变化如图 17, 深度增加, 均匀齿插板的稳态畸变逐渐增加, 且与常规插板比较, 均匀齿插板的变化更加平缓, 也就是增加的幅度比常规插板低, 随深度近似线性变化; 在低

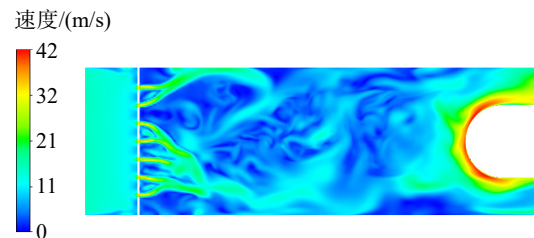


图16 某时刻下水平截面速度云图

Fig. 16 Velocity contour of horizontal section at a certain time

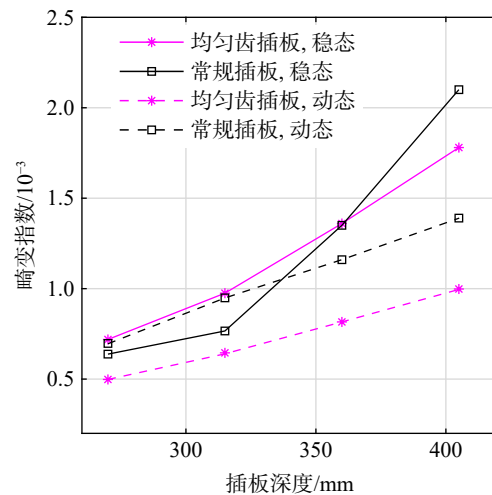


图17 均匀齿插板畸变指数

Fig. 17 Distortion index of the inserting plate with uniform jags

深度下近似甚至大于常规插板稳态畸变,在大深度时,要低于常规插板的稳态畸变。动态畸变指数均低于常规插板,且增长较为平缓,类似稳态畸变指数,近似线性关系;与常规插板相比,不同深度下减小的幅度近似。

均匀孔插板的 AIP 截面动态畸变分布云图不同于常规插板和均匀孔插板的近似轴对称分布,而是出现明显的不对称分布。把每个网格点上的动态畸变求出后即可得到如图 18 和图 19 所示的 AIP 截面动态畸变指数云图,这两张图显示的是 AIP 截面的动态畸变数值,横坐标 X 和纵坐标 Y 分别是水平方向距离和竖直方向距离,原点取在 AIP 截面中心。

动态畸变云图是所有时间步统计平均的结果,对于常规插板和均匀孔插板来说,可能某时刻是流场不对称的,但平均后 AIP 截面的动态畸变是对称的;对于均匀齿插板来说,它的齿射流尾迹随机相互结合增强或者相互远离,如图 16 的速度

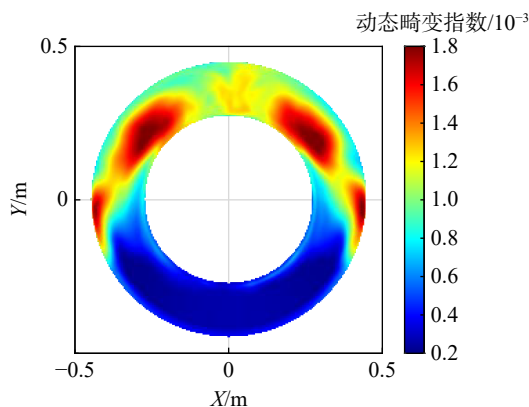


图 18 均匀孔插板动态畸变指数云图

Fig. 18 Dynamic distortion index of the inserting plate with uniform holes

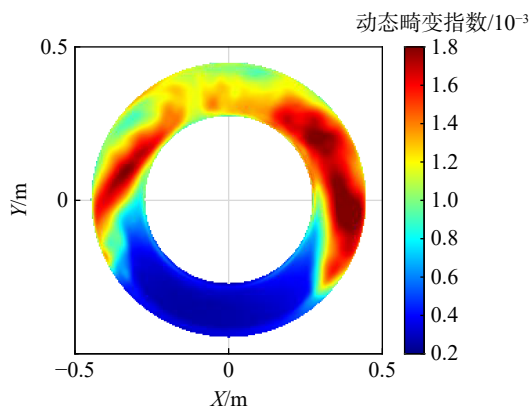


图 19 均匀齿插板动态畸变指数云图

Fig. 19 Dynamic distortion index of the inserting plate with uniform jags

云图所示,而且这种不对称可以长期保持,导致 AIP 截面动态畸变云图的不对称,这点性质可能对后面的压气机耦合模拟有影响。

动态畸变比综合畸变的比值随深度变化见图 20,随深度增加而降低,变化也较为平缓,近似单调线性变化;深度变化时,比值在 0.36~0.41 的范围变化,变化程度低于常规插板和均匀孔插板,值低于常规插板,而高于均匀孔插板;而且相对于其他插板随深度的变化更加的有规律。

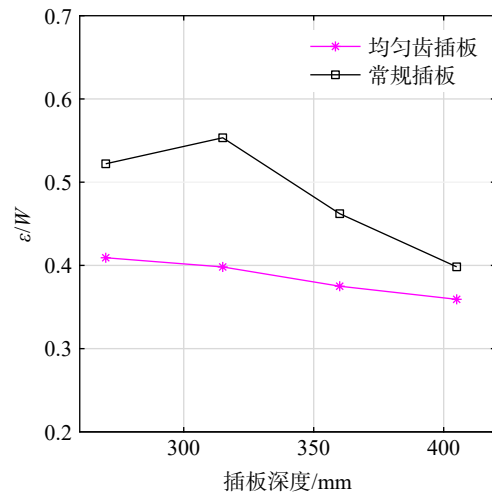


图 20 均匀齿插板动态畸变比例

Fig. 20 ε/W of the inserting plate with uniform jags

2.2.3 总 结

对所有模拟的改进型插板所产生的动稳态畸变比例进行总结,方便后续选用,如图 21 所示。

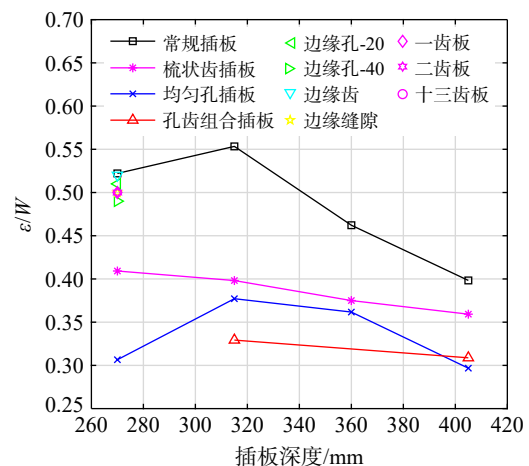


图 21 所有插板的总结

Fig. 21 Summary of all inserting plate

图 21 中“边缘孔”代指边缘开孔插板,“20”和“40”是孔直径,单位为 mm;“边缘齿”和“边缘缝隙”分别表示边缘开齿插板和边缘缝隙插板;“1

齿板”、“2 齿板”和“13 齿板”表示在常规插板上加工不同数量的长条状齿后,得到的插板,具体几何见图 22。

对于 AIP 截面的动态畸变云图,所有的插板均类似于图 18,都是在板后出现两团对称的高动态畸变区,且位置与插板深度相对应,不过均匀齿插板的动态畸变云图略有不同,是图 19 所示的不对称分布。

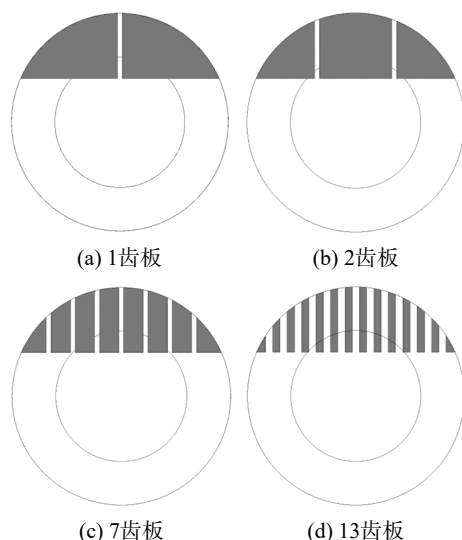


图 22 变齿数插板

Fig. 22 Inserting plate with mutable jags

2.3 原理分析

均匀孔齿插板改变了动稳态畸变比例的原因在于降低了动态畸变指数,随着插板上开的孔数量或者齿数量的增加,板后分离涡的动态变化看起来更强了,但 AIP 截面的动态指数是下降的,这点从下面变齿数插板的模拟的表 4 中可以发现;图 22 是变齿数插板几何,分别是 1 齿板、2 齿板、7 齿板和 13 齿板。

取 AIP 截面上点坐标(0 m, 0.35 m)上的总压值,绘制时间步范围在 200~500 之间的总压变化如图 23 所示,从图中可见,齿数增加导致平均总压升高,也就是求动态畸变的公式(式(10))的分

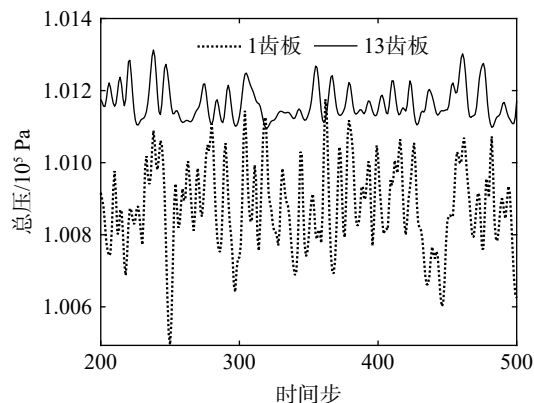


图 23 某点的总压变化

Fig. 23 Variation of total pressure in a certain point

母值增加;齿数增加不会使总压脉动频率发生较大变化,但降低了总压脉动赋值,会降低总压脉动的方均根值,其中,以变齿数插板的总压测点为例,1 齿板的 RMS 值为 127, 13 齿板的 RMS 值为 53,也就是说式(10)的分子降低了,最后导致动态畸变指数的降低。随着插板上孔数或齿数的增加,分离涡接受到的射流能量增加,提高了分离区的总压值,减少了总压脉动赋值,从而降低了动态畸变指数和动稳态畸变比例。动态畸变指数随深度的变化也类似于此情况。

3 结 论

通过对常规插板、局部孔齿插板和均匀孔齿插板的 DES 数值模拟,可以得到以下结论:

1) 在常规插板的边缘开齿,或者靠近壁面位置开长条缝隙,会对插板涡结构产生影响,但对动稳态畸变比例不会产生较大影响。

2) 动稳态畸变的来源于板后分离涡,以及其与整流罩的相互作用,通过均匀孔或者均匀齿插板来改变板后分离涡的结构,有效的降低了动稳态畸变比例,且均匀齿插板的动稳态畸变比例随深度的变化更加平滑,近似线性。

3) 无论是局部孔齿插板还是均匀孔齿插板,随着孔齿的尺寸和数量的增加,虽然分离区的动态变化和不均匀尺度会增加,但动态畸变指数会降低,从而降低动稳态畸变比例,原因在于射流能量补充了分离区的低能流体,增加了平均总压,降低了总压脉动幅度。

参考文献:

- [1] 中国航空工业第一集团公司. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南: GJB/Z64A-2004 [S]. 北京: 国

表 4 变齿数插板畸变比例

Table 4 Distortion rate of the inserting plate with mutable jags

插板类型	$\Delta\bar{\sigma}_0/10^{-4}$	$\varepsilon/10^{-4}$	ε/W
1 齿板	7.01	7.2	0.50
2 齿板	6.71	6.76	0.50
7 齿板	7.19	4.98	0.41
13 齿板	7.6	1.31	0.14

- 防科工委军标出版发行部, 2004: 1-15.
- [2] 屠宝锋, 胡骏, 王英锋. 航空发动机气动稳定性评定流程和方法[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2021.
- [3] 程邦勤, 陶增元, 李军. 某型涡扇发动机进气总压畸变的试验研究[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 21-23.
CHENG Bangqin, TAO Zengyuan, LI Jun. Aerodynamic stability analysis of inlet pressure distortion for turbofan[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(1): 21-23. (in Chinese)
- [4] 郑学伟, 张百灵, 江勇. 进气道插板式总压畸变试验的数值模拟[J]. 仿真技术, 2009, 25(1): 155-157.
ZHENG Xuwei, ZHANG Bailing, JIANG Yong. Numerical simulation of total pressure distortion test of inlet insert plate[J]. Simulation Technology, 2009, 25(1): 155-157. (in Chinese)
- [5] 孙鹏, 高海洋. 插板式畸变发生器后非均匀流场结构数值模拟[J]. 推进技术, 2013, 34(2): 173-180.
SUN Peng, GAO Haiyang. Numerical simulation of non-uniform flow field structure behind plug-in plate distortion generator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(2): 173-180. (in Chinese)
- [6] 李文峰, 马利东. 某涡扇发动机压力畸变评定技术[J]. 西北工业大学学报, 2003, 21(5): 540-543.
LI Wenfeng, MA Lidong. Pressure distortion assessment technique for a turbofan engine[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2003, 21(5): 540-543. (in Chinese)
- [7] 李亮, 胡骏. 插板到压气机进口距离对压气机稳定性影响的实验研究[R]. 贵州: 中国航空学会第7届动力年会, 2010.
- [8] 李亮, 胡骏. 多种形式插板的压气机进气总压畸变实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 925-930.
LI Liang, HU Jun. Experimental study of the inlet total-pressure distortion on four kinds of the interceptors[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 925-930. (in Chinese)
- [9] 李亮. 进口总压畸变稳定性评定方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
LI Liang. Stability assessment study of a compressor inlet total-pressure-distortion[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [10] 罗标能. 压气机进口插板总压畸变稳定性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
LUO Biaoneng. Study on total pressure distortion stability of compressor inlet insert plate[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [11] 李名魁, 张发启. 插板式畸变发生器出口动态压力信号的功率谱分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(4): 17-20.
LI Mingkui, ZHANG Faqi, WANG Rugen. Power spectrum analysis of dynamic pressure signal by inlet flat baffle[J]. Gas Turbine Test and Research, 2002, 15(4): 17-20. (in Chinese)
- [12] 程邦勤, 陶增元, 李军. 某型涡扇发动机进气畸变压力脉动分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 197-201.
CHENG Bangqin, TAO Zengyuan, LI Jun. Pulsatile analysis of inlet pressure distortion in turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 197-201. (in Chinese)
- [13] 甘甜, 王如根, 张杰, 等. 不同端流模型对插板式进气畸变的数值模拟[J]. 推进技术, 2014, 25(7): 891-896.
GAN Tian, WANG Rugen, ZHANG Jie, et al. Numerical simulation of inlet distortion with interceptor with different turbulence models[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 25(7): 891-896. (in Chinese)
- [14] 刘阳, 陈杰, 黄国平. 管道内插板后流动结构分析[R]. 广东深圳: 第11届全国流体力学学术会议论文摘要集, 2020.
- [15] MENTER F R, KUNTZ M. Development and application of a zonal DES turbulence model for CFX-5[R]. CFX-VAL17/0703, 2003.
- [16] SPALART P R, JOU W, STRELETS M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach [R]. Ruston, US: Louisiana Tech University, 1997.
- [17] DAVIDSON L. Fluid mechanics, turbulent flow and turbulence modeling[EB/OL]. [2022-01-10]. <http://www.tf-d.chalmers.se/~lada..>
- [18] MENTER F R. Best practice: scale-resolving simulations in ANSYS CFD[EB/OL]. [2022-01-11]. <https://www.ansys.com/resource-center/technical-paper/best-practice-scale-resolving-simulations-in-ansys-cfd>.
- [19] GERASIMOV A. Quick guide to setting up LES type simulations [EB/OL]. [2022-01-11]. https://www.tfd.chalmers.se/~lada/comp_turb_model/postscript_files/Quick_Guide_to_Setting_Up_LES_version_1.4_for_Lars.pdf.
- [20] ANSYS Corporation. CFX users manual[R]. Canonsburg, US: ANSYS Corporation, 2021.
- [21] HUNT J, WRAY A, MOIN P. Eddies, streams and convergence zones in turbulent flows[R]. San Francisco, US: Centre for Turbulence Research Proceedings of the Summer Program, 1988.
- [22] 刘超群. Liutex-涡定义和第三代涡识别方法[J]. 空气动力学报, 2020, 38(3): 413-478.
LIU Chaoqun. Liutex-third generation of vortex definition and identification methods[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(3): 413-478. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)