

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-12

考虑蠕变效应的 S 弯流固热耦合特性分析

林源¹, 孙明波¹, 王成龙¹, 沈赤兵¹, 谭栋才², 苏昂², 关棒磊², 万明罡¹, 陈旗¹, 李璋²

(1. 国防科技大学 高超声速技术实验室, 长沙 410073)

(2. 国防科技大学 图像测量与视觉导航湖南省重点实验室, 长沙 410073)

摘要: 对于进气道和燃烧室不在同一轴线的高超声速飞行器而言, S 弯是一个重要组成部件, 其主要作用是使气流转弯。为了研究蠕变材料的多场耦合效应对高超声速进气道 S 弯的影响, 采用自主开发的流固热双向耦合计算分析平台对长航时高超声速进气道 S 弯进行数值仿真研究。结果表明: S 弯最大蠕变应变产生的部位是在变化的, 蠕变效应会导致 S 弯应力松弛, 影响结构的应力分布及大小。蠕变效应使 S 弯的固体结构发生变化, 在多场耦合的效应下, 影响了流场的波系结构、压强及温度。

关键词: 气动热; S 弯进气道; 蠕变; 多场耦合; 总压恢复系数

中图分类号: V431

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Analysis of S-duct's fluid-solid-thermal coupling characteristic considering creep effect

LIN Yuan¹, SUN Mingbo¹, WANG Chenglong¹, SHEN Chibing¹, TAN Dongcai², SU Ang²,
GUAN Banglei², WAN Minggang¹, CHEN Qi¹, LI Zhang²

(1. Hypersonic Technology Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

(2. Hunan Provincial Key Laboratory of Image Measurement and Vision Navigation,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: For the hypersonic vehicle whose inlet and combustion chamber are not on the same axis, the S-duct is an important component, and its main function is to turn the air flow. In order to study the influence of multi-field coupling effect of creep material on the S-duct of hypersonic inlet, the numerical simulation of the S-duct of hypersonic inlet for long endurance was carried out by using the independently developed fluid-solid-thermal bidirectional coupling calculation and analysis platform. The results show that the location of the maximum creep strain in S-duct is changing, and the creep effect will lead to the relaxation of S-duct stress and affect the stress distribution and magnitude of the structure. The creep effect changes the solid structure of S-duct, and influences the wave structure, pressure and temperature of flow field under the multi-field coupling effect.

Key words: aerodynamic heat; S-duct inlet; creep; multi-field coupling; total pressure recovery coefficient

收稿日期: 2024-04-17; 修回日期: 2024-04-28

基金项目: 国家自然科学基金(11925207, 92252206, 12072367); 湖南省科技创新计划(2023RC3018)

通信作者: 王成龙(1988-), 男, 博士, 副研究员。E-mail: wangchenglong@nudt.edu.cn

引用格式: 林源, 孙明波, 王成龙, 等. 考虑蠕变效应的 S 弯流固热耦合特性分析[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-12.

LIN Yuan, SUN Mingbo, WANG Chenglong, et al. Analysis of S-duct's fluid-solid-thermal coupling characteristic considering creep effect[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-12. (in Chinese)

0 引言

蠕变是指固体材料在受到外力和高温作用时,其应力和变形随时间变化,变形、应力和外力不再保持一一对应关系;即使应力小于屈服极限,这种变形仍然是不可逆的^[1]。对于金属、岩石和聚合物材料,在任何温度下都会发生蠕变。温度较低时,材料的蠕变应变比较小,几乎可以忽略不计;而材料长期在高温下工作,其蠕变变形大,不容忽视。在大气中飞行时,飞行器的许多部件长期处于高温高压的极端环境中^[2-4]。例如,飞机发动机内部的涡轮叶片负责将高温高压空气吸入燃烧器,以维持发动机的运转^[5];火箭发动机燃烧室是一种装置其中燃料或推进剂燃烧产生高温气体,并长期处于高温环境中^[6-7];由于极高的飞行速度,飞行器周围的气体在高超声速飞行器飞行过程中受到强烈的冲击压缩和粘性阻塞,形成高温高压的气动热环境^[7]。一般来说,蠕变变形发生在温度为 $0.3T_m < T < T_m$ (T_m 为材料的熔点温度, T 为材料的环境温度)^[11] 时,高超声速飞行器飞行时大多处于该环境中。

高超声速飞行器是指飞行马赫数不小于 5 的飞行器,其兼具航空飞行器和航天飞行器的优点,具有飞行速度快的特点^[8-9]。高超声速飞行器及其发动机在结构上将普遍采用轻质柔性材料和大型薄壁结构设计,在具有复杂流场、高焓、中低热流和持续长时间气动加热等极端力热载荷作用下,结构材料温度升高、刚度降低、性能退化,产生严重的热气动弹性问题^[8-11]。因热气动弹性引起的结构变形又会引起复杂非定常的高超声速流动,进而对结构的热载荷和力载荷造成影响。因此高超声速飞行器会同时受到结构场-流场-温度场三者的影响,三场相互影响。国内外许多学者对流固热耦合问题进行了研究。1995年,Chen等^[10]率先将多场耦合计算方法应用于航空航天领域;他们发展了一种松耦合策略将一个二维轴对称非平衡流的完全 Navier-Stokes 方程求解器(GIANTS)和一个碳化材料热响应与烧蚀求解器(CMA)耦合起来,对火星探测器进行基于飞行轨迹的气动加热分析,得到了其减速伞前部隔热材料的最小尺寸和重量。国内张胜涛^[8]开展了高超声速流场-热-结构耦合的结构热模态问题研究。

对于进气道和燃烧室不在同一轴线的高超声

速飞行器而言,S弯是一个重要组成部件,其主要作用是使气流转弯。S弯进气道结构紧凑、节省空间,但其独特的S形结构使气流在流经路径上需要经过两处方向相反的弯道,在第一和第二弯道处,流场的高压区和低压区分布相反^[12];沿周向方向,在气体压力的驱动下气流产生二次流动,两弯道处的旋流方向相反,使得进气道出口处的气流出现比较独特的对涡结构^[13];在沿程逆压梯度、离心力及横向压差的综合作用下,进气道出口气流畸变通常较大^[14]。因此开展S弯流场结构研究,对于认识其性能变化具有重要意义。研究者对S弯进行了许多研究。Wellborn等^[13]针对S弯进气道内可压缩流的研究表明,S弯内存在较强的流动分离与二次流现象;Basoglu^[15]等以总压恢复系数和总压畸变指数为评价指标,研究了不同长度、中心线分布、截面积分布对S弯进气道气动特性的影响,结果表明,随着进气道长度的增加总压恢复和总压畸变都有所减小;Harrison^[16]和Debiasia等^[17]对S弯进气道实施附面层吹、吸技术,并与实验结果进行对比,发现吹、吸技术对流动分离和出口截面气流品质均有改善;张竞^[18]对某亚声速S弯进气道的几何形状进行了优化设计;彭文强等^[19]针对飞翼布局无人飞行器中S弯进气道明显流动分离和出口总压畸变等问题,提出了基于合成双射流的主动流动控制方法,建立了合成双射流的S弯进气道数值仿真模型;常心悦等^[20]发现改变进气道出口马赫数,将导致进气道进口流场结构、内部流场以及出口对涡结构变化;孙鹏等^[21]数值模拟了流固耦合作用下双S弯收敛喷管的结构变形特征及其内/外流特性。程经理^[22-24]数值模拟研究了S弯喷管热固双向耦合。

研究者对流热固耦合问题及S弯进行研究时,大多考虑构件材料的弹性变形阶段,没有考虑过材料的蠕变。考虑到进气道S弯结构的高温环境,本文将流固热耦合与蠕变结合起来,同时考虑流固热耦合效应及蠕变对进气道S弯的影响,以期对S弯设计提供参考数据。

本文通过蠕变拉伸算例及不锈钢圆管的加热实验验证耦合平台的准确性,分析蠕变导致的应力松弛作用,研究考虑蠕变的多场耦合计算对流场的影响。

1 方法和数值模型

1.1 流体域控制方程

流体域的计算可通过求解三维可压缩 Navier-Stokes 方程获得^[25]:

$$\frac{\partial \vec{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial y} + \frac{\partial \vec{H}}{\partial z} = \frac{1}{Re_\infty} \left(\frac{\partial \vec{F}_v}{\partial x} + \frac{\partial \vec{G}_v}{\partial y} + \frac{\partial \vec{H}_v}{\partial z} \right) \quad (1)$$

式中: t 为时间; \vec{Q} 为守恒变量; \vec{F} 、 \vec{G} 、 \vec{H} 为无黏矢通量; \vec{F}_v 、 \vec{G}_v 、 \vec{H}_v 为黏性矢通量; Re_∞ 为基于特征长度的来流雷诺数。

上述各项的具体表达式如下:

$$\begin{aligned} \vec{Q} &= (\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho E)^T \\ \vec{F} &= \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (\rho E + p)u \end{pmatrix} \\ \vec{F}_v &= \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ q_x + \tau_{xx}u + \tau_{xy}v + \tau_{xz}z \end{pmatrix} \\ \vec{G} &= \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho E + p)v \end{pmatrix} \\ \vec{G}_v &= \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ q_y + \tau_{xy}u + \tau_{yy}v + \tau_{yz}z \end{pmatrix} \\ \vec{H} &= \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho w^2 + p \\ (\rho E + p)w \end{pmatrix} \end{aligned}$$

$$\vec{H}_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ q_z + \tau_{xz}u + \tau_{yz}v + \tau_{zz}w \end{pmatrix} \quad (2)$$

其他相关量表示为

$$\begin{cases} E = \frac{p}{(\gamma - 1)\rho} + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) \\ \tau_{xx} = (\mu_L + \mu_T) \left(\frac{4}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} \right) \\ \tau_{yy} = (\mu_L + \mu_T) \left(\frac{4}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} \right) \\ \tau_{zz} = (\mu_L + \mu_T) \left(\frac{4}{3} \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} \right) \\ \tau_{xy} = (\mu_L + \mu_T) \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \\ \tau_{xz} = (\mu_L + \mu_T) \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \\ \tau_{yz} = (\mu_L + \mu_T) \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \\ q_x = \kappa \frac{\partial T}{\partial x} \\ q_y = \kappa \frac{\partial T}{\partial y} \\ q_z = \kappa \frac{\partial T}{\partial z} \end{cases} \quad (3)$$

式中: x 、 y 、 z 为三维直角坐标系三个坐标分量; u 、 v 、 w 为三个坐标分量对应的速度分量; ρ 、 p 、 T 、 γ 分别为流体的密度、静压、温度、比热容比; μ_L 、 μ_T 、 κ 分别为层流黏性系数、湍流黏性系数、热传导系数。

求解流场控制方程时,无黏通项采用二阶 AUSM 方法,湍流模型采用 SST k - ω 湍流模型计算,黏性通量采用中心格式,时间推进采用二阶显式 Runge-Kutta 方法。求解流体域采用课题组的自编代码。

1.2 固体域控制方程

根据动量守恒定律、能量守恒定律以及结构应力应变关系,可以得到固体域控制方程如下^[26]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \rho c \frac{\partial T}{\partial t} + T_0 \beta \frac{\partial \theta}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(k \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) \\ \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} + f_i = \rho \frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2} \\ \sigma_{ij} = \lambda \theta \delta_{ij} + 2G \epsilon_{ij} + \beta T \delta_{ij} \\ \epsilon_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \end{array} \right. \quad (4)$$

式中: $\beta = (3\lambda + 2G)\alpha$; α 为材料线胀系数; T 为温度; T_0 为参考温度; u 为结构位移; f 、 θ 、 σ 、 ϵ 分别为体积力、体应变、应力、剪应变; ρ 、 c 、 k 分别是材料密度、比热容、导热系数; G 为剪切弹性模量; λ 为拉梅系数; δ_{ij} 为克罗内克符号, 其定义为

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 1, & i=j \\ 0, & i \neq j \end{cases} \quad (5)$$

求解固体域利用爱荷达州国家实验室开发的开源仿真框架慕斯 MOOSE (Multiphysics Object-Oriented Simulation Environment)^[27] 实现。

1.3 传热控制方程

在直角坐标系下, 无热源的导热方程^[26]为

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) \quad (6)$$

式中: ρ 为结构密度; C_p 为定压比热容; k 为热导率。

时间推进采用二阶显式 Runge-Kutta 方法。

1.4 蠕变模型

本文采用的蠕变模型是诺顿模型^[28]:

$$\dot{\epsilon}_{cr} = B \sigma^n e^{-\frac{Q_c}{RT}} \quad (7)$$

其中, B 、 n 是与材料有关的常数; Q_c 是活化能; R 是通用气体常数, 为 $8.31 \text{ J}/(\text{mol} \cdot \text{K})$; ϵ_{cr} 是蠕变应变率; σ 是应力。

1.5 多场耦合方法

1.5.1 多场耦合策略

本文使用的耦合代码为课题组自编代码。该代码采用的是自设耦合锚点的松耦合算法, 即选取计算时间内任意时刻作为耦合锚点时刻, 在此时刻, 流体域和固体域在边界处交互数据做耦合计算, 非耦合时间时刻按照松耦合计算。在非耦合时刻, 流体域和固体域分别单独按照物理模型

进行求解。在耦合时刻, 读取流体域网格和边界温度, 利用 CFD 代码求解流场, 获得耦合边界热流、压力数据; 再读取结构网格, 获取边界数据计算出固体域温度、压力和应变, 并将应变通过动网格技术传递回流体域中。此过程的流程图如图 1 所示。

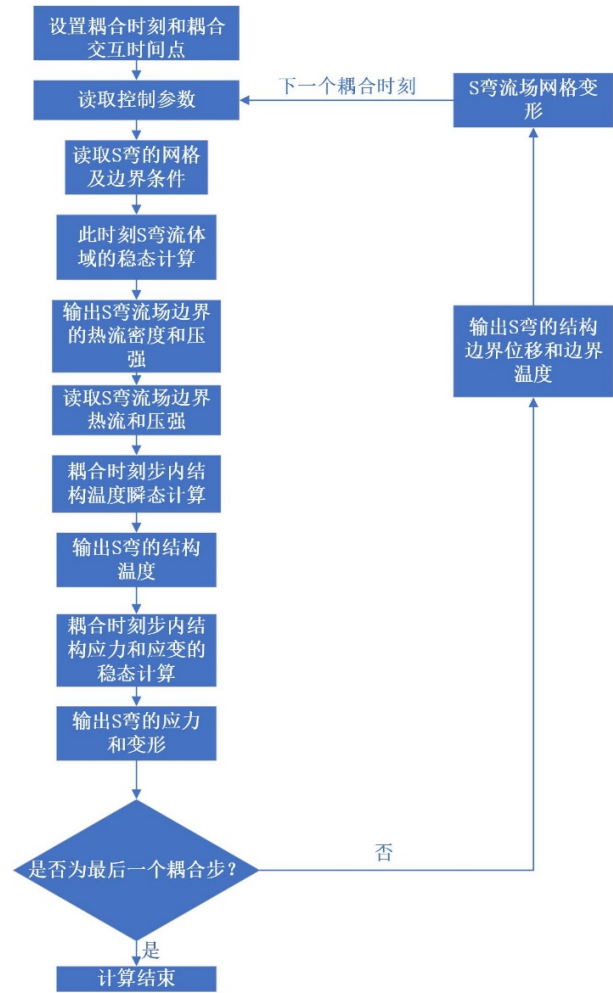


图 1 多场耦合方法流程图

Fig. 1 Flowchart of multi-field coupling method

1.5.2 数据插值方法

整体插值方法利用全体数据对目标插值点进行插值计算, 所得数据一般较为平滑。考虑本文重点研究是进气道 S 弯的位移响应, 位移变化一般较为简单平滑。故本文采用的是一种全局插值方法——反距离加权插值法, 其实现方程^[29]为

$$\omega_i = \frac{d_i^{-p}}{\sum_{i=1}^n d_i^{-p}} \quad (8)$$

$$W(x_0, y_0, z_0) = \sum_{i=1}^n \omega_i * Z(x_i, y_i, z_i)$$

式中: ω_i 为第 i 个已知点对目标插值点 (x_0, y_0, z_0) 的权重; d_i 为二者距离; n 为已知点个数; p 为幂参数 (一般取在 0.5 到 3 之间), 本文取值为 2; $W(x_0, y_0, z_0)$ 为目标点的插值; $z(x_i, y_i, z_i)$ 为第 i 点的属性数值。

1.5.3 网格变形方法

本文采用的是弹簧法和 Delaunay 背景网格插值法^[30]相结合的联合策略。弹簧法最早由 Batina^[31]提出, 原理是利用弹簧代替网格计算网格变形, 弹簧变形满足胡克定律, 其控制方程为

$$\vec{F}_i = \sum_{j=1}^{n_i} \varphi_{ij} (\vec{\lambda}_j - \vec{\lambda}_i) \quad (9)$$

式中: \vec{F}_i 为节点 i 所受到的弹簧力; n_i 为与节点 i 相连的节点总数; φ_{ij} 为节点 i 和节点 j 之间弹簧的弹簧刚度系数; $\vec{\lambda}_j$ 和 $\vec{\lambda}_i$ 为节点位移。

平衡条件下每个节点所受到的合力为零。因此得到迭代方程为

$$\vec{\lambda}_i^{k+1} = \frac{\sum_{j=1}^{n_i} \varphi_{ij} \vec{\lambda}_j^k}{\sum_{j=1}^{n_i} \varphi_{ij}} \quad (10)$$

式中: $\vec{\lambda}_i^{k+1}$ 为节点 i 迭代 $k+1$ 次后的位移。反复迭代上式可以得到最终位移。

2 软件准确性验证

在作者课题组之前的工作中已经进行了圆管绕流气动加热算例验证^[32]、管道流动算例验证^[32]及钝双锥气动加热算例验证^[33], 验证了流场程序计算管道的准确性及多场耦合数值方法的准确性。因此本文只进行慕斯 (Multiphysics Object-Oriented Simulation Environment, 简称 MOOSE) 计算蠕变的准确性的验证和热-固耦合的实验验证。

2.1 MOOSE 计算蠕变的准确性

曾铖^[35]进行了硫化橡胶板状试样的拉伸蠕变试验。在 MOOSE 中建立与文献相同大小、相同材料参数、相同边界条件与拉力的模型。拉力为 2.2 MPa 时, 得到不同时间下的蠕变应变, 如表 1

所示。

表 1 不同时间下的蠕变应变比较

时间/s	实验应变/%	MOOSE 应变/%	误差/%
10	0.085	0.079	-0.074
20	0.095	0.085	-0.099
30	0.102	0.090	-0.119
60	0.115	0.101	-0.122
90	0.123	0.109	-0.118
120	0.129	0.115	-0.113
150	0.134	0.119	-0.110
180	0.138	0.124	-0.105
210	0.142	0.127	-0.100
240	0.145	0.131	-0.098
270	0.147	0.133	-0.092
300	0.147	0.136	-0.074
330	0.149	0.139	-0.071
360	0.153	0.141	-0.081
390	0.155	0.143	-0.078
420	0.157	0.145	-0.074
450	0.158	0.147	-0.070
480	0.159	0.148	-0.070

从表 1 可以看出: 慕斯 MOOSE 计算结果的误差大部分在 10% 以内, MOOSE 计算结果与试验相吻合, MOOSE 可以准确计算蠕变。

2.2 热-固耦合的实验验证

为了验证多场耦合代码计算热-固耦合的准确性, 本文进行了不锈钢圆管的加热实验。实验前需要在实验件测量区域喷涂散斑, 实验所用到的喷涂散斑后的不锈钢圆管如图 2 所示。将其放入南京丹联科技有限公司生产的加热炉中, 升温至 1 000 °C 并保温 2 h 使实验件各处温度均为 1 000 °C, 同时采用数字图像相关 (Digital Image Correlation, 简称 DIC) 方法^[35]进行实验件表面形变测量。



图2 不锈钢圆管实物图
Fig. 2 Stainless steel round pipe

在慕斯 MOOSE 中建立与不锈钢圆管相同尺寸的模型计算其 1 000 °C 下的热膨胀变形。材料参数选用不锈钢^[36], 材料的导热系数随温度的变化如表 2 所示, 材料的弹性模量随温度的变化如表 3 所示, 材料的线膨胀系数随温度的变化如表 4 所示, 其他参数如表 5 所示。

表2 不锈钢的导热系数

温度/°C	100	300	500	700	900
导热系数/[W/(m·K)]	16.3	18.8	21.8	24.7	28.5

表3 不锈钢的弹性模量

温度/°C	20	300	600	700	800	1 300
E/GPa	184	159	137	120	88	60

表4 不锈钢的线膨胀系数

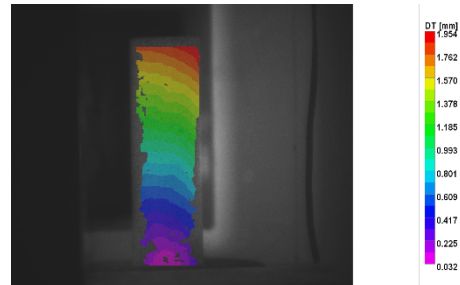
温度/°C	100	200	300	400	500	600	700
$\alpha/(10^{-6}^{\circ}\text{C}^{-1})$	16.6	17.0	17.2	17.5	17.9	18.2	18.6

表5 不锈钢的其他材料参数

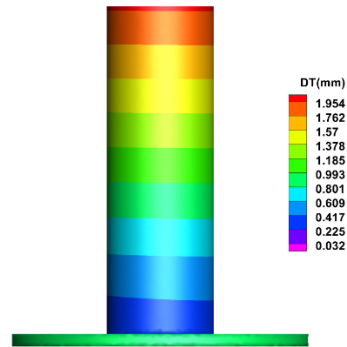
密度/($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	比热容/[J/($\text{kg}\cdot\text{K}$)]	泊松比	表面发射率
7 850	501.6	0.3	0.8

将计算结果与实验结果的变形位移进行对比, 如图 3 所示, 其中 DT 为总位移。选取竖直中线上的点对比具体值, 如图 4 所示, 可以看出: 实验结果与仿真计算吻合得很好, 软件可以准确地进

行热-固耦合计算。



(a) 实验结果云图



(b) MOOSE 计算结果云图

图3 变形位移的实验与计算结果对比

Fig. 3 Comparison of experimental and calculated results of deformation displacement

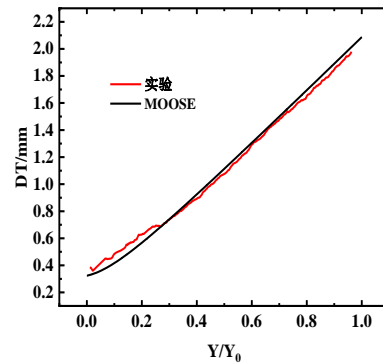


图4 中线变形位移的实验与计算结果对比

Fig. 4 Comparison of experimental and calculated results of center line deformation displacement

3 S弯模型

本文流体模型采用文献[37]中的模型, 如图 5 所示。S弯是由边长为 2 h 的正方形沿着基线扫描得到的。S型曲线采用 Ferguson 曲线^[38]的设计方法, 扫描基线如图 6 所示。固体模型为流体模型的外围向外加厚 3 mm 形成的体, 网格如图 7 所示。

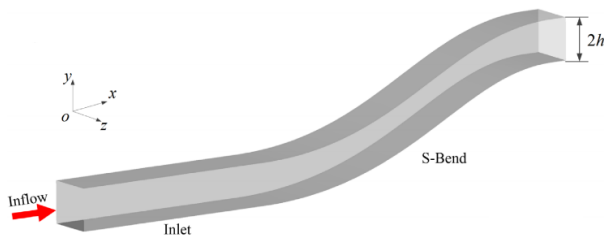


图 5 S 弯流体模型三维结构^[37]
Fig. 5 Fluid model of S-duct^[37]

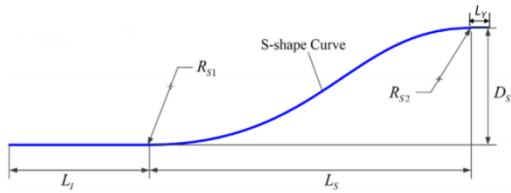


图 6 S 弯扫描基线参数^[37]
Fig. 6 Parameters of the scanning baseline of S-duct^[37]

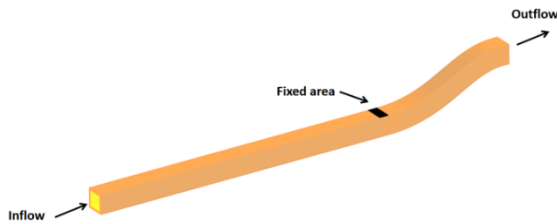


图 7 S 弯固体域网格
Fig. 7 Solid model of S-duct

结构参数如表 6 所示。流体域 S 弯入口采用压力远场边界条件,具体参数如表 7 所示;出口采用外推边界条件。固体域图 7 网格中 Fixed area 部分固定其 x 、 y 、 z 方向的自由度。

表 6 S 弯的几何参数
Table 6 Dimension parameters of S-duct

h/mm	L_1 /mm	R_{S1} /mm	R_{S2} /mm	D_s /mm	L_s /mm
12.7	200	300	200	60	500

表 7 S 弯入口参数
Table 7 Incoming flow parameters of S-duct

Ma_∞	T_∞ /K	p_∞ /Pa
4	669.75	4 376.76

S 弯的材料选用不锈钢,材料的导热系数随温度的变化如表 2 所示。材料的弹性模量随温度的变化如表 3 所示。材料的线膨胀系数随温度的变化如表 4 所示。其他参数如表 5 所示。材料的蠕变参数如表 8 所示。

表 8 不锈钢蠕变参数^[33,39]
Table 8 Creep parameters of stainless steel^[33,39]

B	n	Q_c /(kJ/mol)
$1.6e-4$	2.1	88 627.24

在文献[32]中,已经进行了该模型的网格无关性验证,故在此省略。

4 S 弯计算结果

4.1 蠕变作用下的应力松弛

为了更好地说明考虑蠕变效应对结果的影响,本文进行 2 个 50 000 s 长航时的数值模拟算例,分别为考虑蠕变的多场耦合计算和忽略蠕变的多场耦合计算。本文的研究对象是 S 弯,入口等直段是为了使边界层充分发展使得 S 弯入口气流更符合实际且固定段的应力集中会影响结果的分析,因此仅截取不受应力集中影响的 S 型部分进行研究。

随着时间增加,S 弯的最大等效蠕变应变随着时间的变化如图 8 所示,可以看出:随着时间的增加,S 弯的等效蠕变应变在不断增大,但增大的速率不是恒定的,开始迅速增大至 0.003 5,随后增大速率趋于稳定。由公式(7)可知,蠕变应变应与时间成正比,因此可以推断出 S 弯最大蠕变应变产生的部位是在变化的,不同部位由于具有不同的温度和应力,其稳态蠕变速率是不同的。

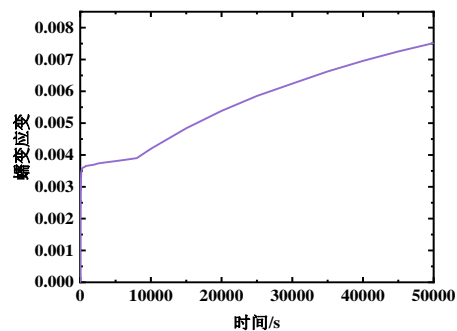


图 8 S 弯的最大等效蠕变应变随着时间的变化
Fig. 8 Change of the maximum effective creep strain of the S-duct with time

考虑蠕变和不考虑蠕变 2 个算例中最大应力随着时间的变化如图 9 所示,可以看出:随着时间的增加,最大应力逐渐增加,第 10 s 左右最大应力

开始减小,100 s左右开始最大应力基本不发生变化。这是因为开始阶段S弯受热不均匀,热应力较大,这点在文献33中已进行过讨论。开始阶段考虑蠕变和不考虑蠕变的应力结果相差不大,是因为开始阶段蠕变应变较小,在总应变中的占比较小,对应力分布影响不大。10~100 s阶段S弯加热了一定时间,热应力减小,蠕变导致的应力松弛使得S弯中的最大应力相比不考虑蠕变时更小。由文献33可知100~50 000 s阶段S弯温度基本不再上升,不考虑蠕变的模型应力基本保持不变,考虑蠕变的模型由于蠕变一直在发生,结构产生了较大的不可恢复的塑性变形,应力被释放掉,因此应力不断减小,直至接近于0。稳态时不考虑蠕变模型的最大应力为169.77 MPa,考虑蠕变模型的最大应力为1.34 MPa,二者相差168.43 MPa。因此,在长航时高超声速进气道S弯的多场耦合计算中,考虑材料的蠕变效应是十分必要的。

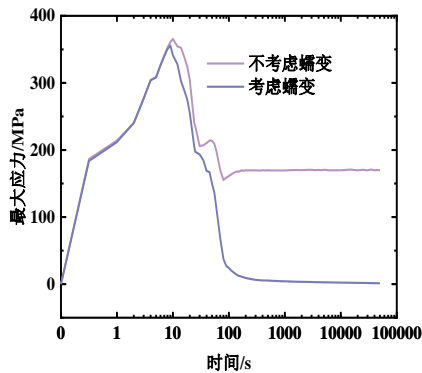


图9 S弯最大应力随着时间的变化

Fig. 9 Change of maximum stress in S-duct with time

4.2 蠕变对流场的影响

2个算例在50 000 s时固体域的轮廓如图10所示,其中,红色的轮廓是考虑蠕变的模型,黑色的轮廓是不考虑蠕变的模型。可以看出:考虑蠕变的模型发生了整体的上翘,这是由于固定段应力集中导致蠕变量较大。蠕变使得S弯的结构发生变化,在多场耦合的效应下会影响流场。

二者50 000 s时中心截面流场的数值纹影图如图11所示,可以看出:在第一弯的下壁面附近激波结构发生变化,这是由于S弯固体结构发生改变导致的。进一步探究流场的改变,需要借助具体的评价参数。

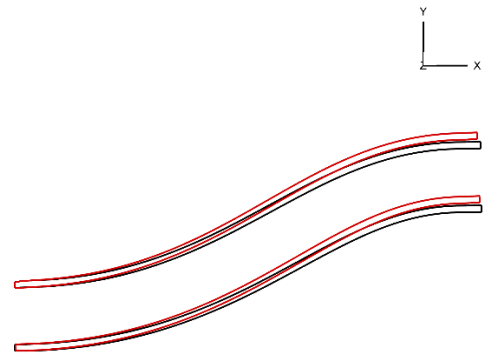
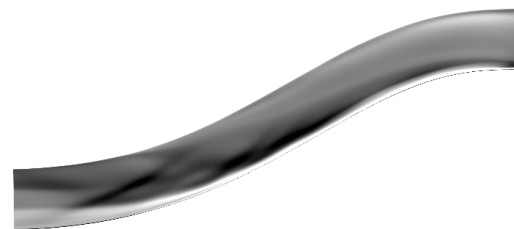


图10 S弯50 000 s变形对比

Fig. 10 Deformation comparison of S-duct at 50 000 s



(a) 不考虑蠕变50 000 s时的流场数值纹影图



(b) 考虑蠕变50 000 s时的流场数值纹影图

图11 S弯50 000 s的Ma云图

Fig. 11 Mach number contour of flow field at 50 000 s

评价S弯进气道流场品质的参数主要有总压恢复系数 PR 、总压损失系数 σ 、总压畸变指数 DI 、流量系数等。其中总压恢复和总压畸变是优化进气道时主要考虑的性能参数^[18]。为了定量研究多场耦合和蠕变对高超声速进气道性能的影响,取总压恢复系数 σ 和总压畸变指数作为进气道S弯性能评价参数。总压恢复系数描述了气体通过进气道后总压损失的大小。总压恢复系数越大则损失越小。据研究表明,进气道总压损失每增加9%,飞行器发动机净推力可减少约15%,并增大燃油消耗率约6%^[40]。总压恢复系数质量加权形式可表达为

$$\sigma = \frac{\int \rho u P_{\rho_0} dA}{\int \rho u P_0 dA} \quad (11)$$

式中: P_{ρ_0} 和 P_0 分别为出口处总压和来流总压; ρ 为气流密度; u 为气流速度; A 为横截面积。

由于本文研究的 S 弯出口为方截面, 无法计算其总压畸变指数 $DC^{[41]}$, 因此计算其总压畸变指数 $DI^{[41]}$ 。总压畸变指数, 用来描述进气道出口流场的均匀程度, 用来表示出口截面的流场品质, 定义如下:

$$DI = \frac{P_{max} - P_{min}}{P_{F,AV}} \quad (12)$$

式中: P_{max} 为进气道出口截面最大总压; P_{min} 为进气道出口截面最小总压; $P_{F,AV}$ 为进气道出口截面的平均总压。

S 弯 2 个算例的流场参数对比如表 9 所示, 可以看出: 是否考虑蠕变对流场参数有一定的影响。考虑蠕变之后, 总压恢复系数降低了 3.2%, 总压畸变指数降低了 3.7%。蠕变的产生导致了固体结构发生变化, 在多场耦合的效应下影响了流体的结构, 此时的流体结构更接近真实情况。

表 9 S 弯 50 000 s 流场参数对比
Table 9 Comparison of flow field parameters in S-duct at 50 000 s

σ (不考虑蠕变)	DI (不考虑蠕变)	σ (考虑蠕变)	DI (考虑蠕变)
0.339	2.502	0.328	2.409

2 个算例 50 000 s 时上、下壁面中线的压强随 x 坐标变化的曲线图如图 12 所示, 可以看出: 二者的趋势大致相同, 考虑蠕变的算例的压强要稍高于不考虑蠕变的模型。模型加入蠕变后, 在下壁面第一弯处出现了一个新的峰值, 对应图 11 可知, 此处的激波系发生了变化。2 个算例 50 000 s 时上、下壁面中线的温度随 x 坐标变化的曲线图如图 13 所示, 可以看出: 2 个算例的曲线不吻合, 是否考虑蠕变效应对壁面处流体温度有影响。值得注意的是, 壁面温度局部超出了 1 300 °C, 超过了不锈钢的工作温度。长时间在此温度下工作, 不锈钢材料会发生软化, 强度降低, 产生更严重的塑性变形。因此在未来计算时, 可以将塑性变形考虑进多场耦合的计算中, 更加符合实际情况。

由此可见, 蠕变在多场耦合的效应下, 通过改

变结构影响了流场的温度、压强及评价参数。考虑蠕变的多场耦合计算更加符合真实情况。在设计 and 计算高超声速进气道 S 弯, 尤其是长航时或可重复使用的情况下, 应考虑多场耦合及蠕变效应。

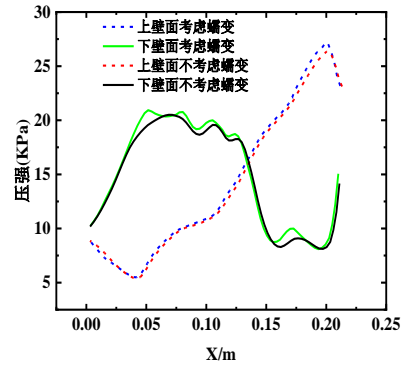


图 12 S 弯内壁上、下对称面压强
Fig. 12 Pressure on the upper and lower symmetric surfaces of the inner wall of S-duct

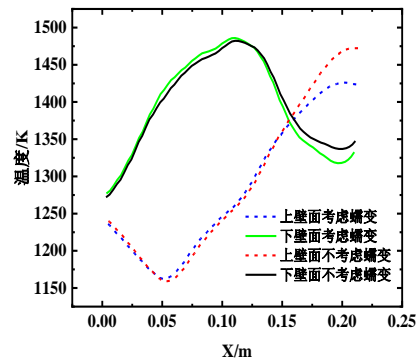


图 13 S 弯内壁上、下对称面温度
Fig. 13 Temperature on the upper and lower symmetric surfaces of the inner wall of S-duct

4.3 蠕变对结构的影响

考虑蠕变和不考虑蠕变 2 个算例中 S 弯结构最大温度随时间的变化如图 14 所示, 可以看出: 2 个算例的最大温度相差不大, 这是因为气流总温是相同的。最大温度随着时间逐渐增大, 但增大的速率在减小。这是因为在初始阶段, 低温壁面承受高热流密度, 导致壁面迅速升温。然而, 随着壁面温度的升高, 流场中壁面附近的温度梯度减小, 使得结构的气动加热强度减弱, 壁面上的升温速率降低。同时, 流场反馈降低了壁面的升温速

率,降低了热流密度的下降速率。在 100 s 左右最大温度基本不发生变化。

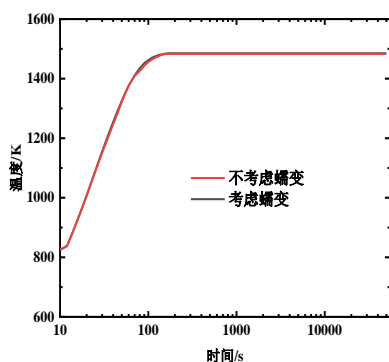
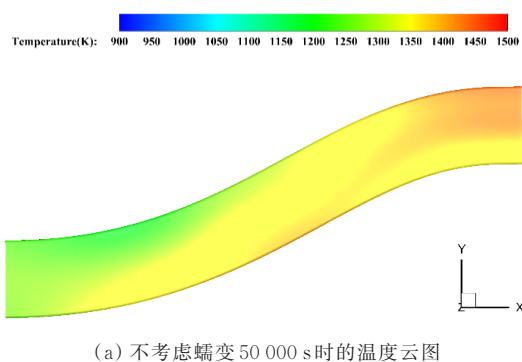


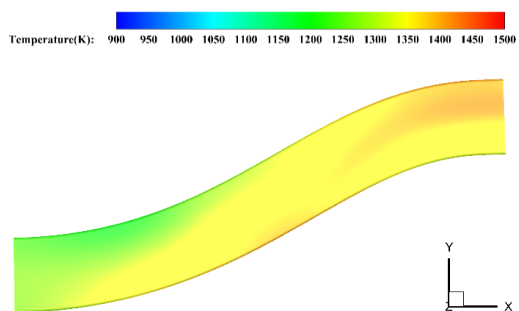
图 14 S 弯最大温度随着时间的变化

Fig. 14 Change of maximum temperature in S-duct with time

50 000 s 时刻固体的温度分布云图如图 15 所示。



(a) 不考虑蠕变 50 000 s 时的温度云图



(b) 考虑蠕变 50000s 时的温度云图

图 15 S 弯 50 000 s 的温度云图

Fig. 15 Temperature contour of flow field at 50 000 s

从图 15 可以看出:高温区域主要集中在出口上壁面处,这是因为靠近出口的上壁面处于激波之后,气流温度较高。次高温区域处于下壁面中部,是因为该处处于第一弯生成的激波之后,气流

温度较高。上壁面靠近入口处区域温度最低,是因为该处处于第一弯生成的膨胀波之后,气流温度较低。由于考虑蠕变之后 S 弯固体结构发生变化, S 弯中波系发生变化,温度分布出现不同,出口的高温区范围变小。

由此可见,蠕变在多场耦合的效应下,通过对改变结构影响了固体的温度。考虑蠕变的多场耦合计算更加符合真实情况。在设计和计算高超声速进气道 S 弯,尤其是长航时或可重复使用的情况下,应考虑多场耦合及蠕变效应。

5 结 论

1) 本文所使用的代码与蠕变拉伸实验及不锈钢圆管的加热实验结果吻合,说明建立的多场耦合分析方法可用于高超声速飞行器进气道 S 弯气动/热/结构多场耦合效应及蠕变分析。

2) S 弯最大蠕变应变产生的部位是在变化的,蠕变会导致应力松弛,在长航时高超声速进气道 S 弯的多场耦合计算中,考虑材料的蠕变效应是十分必要的。

3) 蠕变效应改变了 S 弯的结构,在多场耦合效应下,流场受结构场影响发生改变,具体表现为压强、温度、总压恢复系数及总压畸变指数的改变。固体域的温度分布发生了变化。

因此,未来计算和设计 S 弯时应将多场耦合及蠕变的效应纳入考虑范围之内,这样更加符合真实情况。若想减小蠕变对 S 弯的影响,可考虑将不锈钢替换成不易蠕变的材料,或发展新的抗蠕变性能好的材料。

参 考 文 献

- [1] 穆霞英. 蠕变力学[M]. 西安: 西安交通大学, 1990.
MU Xiaying. Creep mechanics[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University, 1990. (in Chinese)
- [2] HELDENFELS R R, MATHAUSER E E. A summary of NACA research on the strength and creep of aircraft structures at elevated temperatures [R]. Washington: National Advisory Committee for Aeronautics, 1956.
- [3] LAFONTAINE J H, GOGULAPATI A, MCNAMARA J J. Effects of strain hardening on response of skin panels in hypersonic flow [J]. AIAA Journal, 2016, 54(6): 1974-1986.
- [4] BOYCE L. Probabilistic material degradation model for aerospace materials subjected to high temperature, mechanical and thermal fatigue, and creep [C]// 28th Joint Propul-

- sion Conference and Exhibit. Reston, VA: AIAA, 1992: 3419-3423.
- [5] SKAMNIOTIS C, COCKS A C F. 2D and 3D thermoelastic phenomena in double wall transpiration cooling systems for gas turbine blades and hypersonic flight[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 113: 106610.
- [6] HÖTTE F, FIEDLER T, HAUPT M C, et al. Experimental investigations of thermomechanical fluid-structure interaction in rocket combustion chambers[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2019, 35(5): 906-916.
- [7] HÖTTE F, SETHE C, FIEDLER T, et al. Experimental lifetime study of regeneratively cooled rocket chamber walls[J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 138: 105649.
- [8] 张胜涛. 高超声速飞行器多物理场耦合问题建模与分析研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2020.
ZHANG Shengtao. Studies on modeling and analysis of multi-physics field coupling problems for hypersonic flight vehicles [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2020. (in Chinese)
- [9] 黄开诱, 田立丰, 杨瑞, 等. 超声速变马赫数风洞流场参数线性变化验证[J]. *航空工程进展*, 2024, 15(1): 69-78.
HUANG Kaiyou, TIAN Lifeng, YANG Rui, et al. Linear change verification of flow field parameters in supersonic continuously variable Mach number wind tunnel[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2024, 15(1): 69-78. (in Chinese)
- [10] 叶正寅, 吕广亮. 火箭发动机喷管非正常侧向力和流固耦合研究进展[J]. *航空工程进展*, 2015, 6(1): 1-12.
YE Zhengyin, GuangliangLYU. Advances in the study of unsteady side-loads and fluid/structure interaction of rocket nozzles[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2015, 6(01): 1-12. (in Chinese)
- [11] CHEN Y K, HENLINE W D, TAUBER M E. Mars pathfinder trajectory based heating and ablation calculations[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1995, 32(2): 225-230.
- [12] SEDDON J J, GOLDSMITH E L. Intake aerodynamics [M]. London: London Blackwell Science, 1999.
- [13] WELLBORN S, REICHERT B, OKIISHI T. An experimental investigation of the flow in a diffusing S-duct[C]// 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, VA: AIAA, 1992: 3622-3630.
- [14] 李茂义, 袁巍, 陆亚钧, 等. 进气畸变对跨声速轴流压气机气动影响的机理研究[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(2): 374-383.
LI Maoyi, YUAN Wei, LU Yajun, et al. Mechanism investigation of aerodynamic effect on the inlet flow distortion in a transonic axial-flow compressor [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(2): 374-383. (in Chinese)
- [15] BASOGLU O, YALCIN L, YILMAZ A. Computational study on the design parameters of S-type subsonic inlets [C]// 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, VA: AIAA, 2008: 73-86.
- [16] HARRISON N, ANDERSON J, FLEMING J, et al. Experimental investigation of active flow control of a boundary layer ingesting serpentine inlet diffuser [C]// 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, VA: AIAA, 2007: 843-856.
- [17] DEBIASI M, HERBERG M, ZENG Y, et al. Control of flow separation in S-ducts via flow injection and suction [C]// 46th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit. Reston, VA: AIAA, 2008: 74-86.
- [18] 张竞. 亚音速无人机 S 弯进气道优化设计及流动控制研究 [D]. 杭州: 浙江大学, 2020.
ZHANG Jing. Optimization design and flow control of S-Shaped Inlet of subsonic UAV [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2020. (in Chinese)
- [19] 彭文强, 罗振兵, 周昕润, 等. S 弯进气道合成双射流流场控制特性分析[J]. *国防科技大学学报*, 2023, 45(6): 215-224.
PENG W Q, LUO Z B, ZHOU X R, et al. Analysis of flow field characteristics of S-bend inlet with dual synthetic jets[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2023, 45(6): 215-224. (in Chinese)
- [20] 常心悦, 闵浩, 田园, 等. 进口边界层吸入对 S 弯进气道流场影响的数值研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2020, 33(6): 22-27, 60.
CHANG Xinyue, MIN Hao, TIAN Yuan, et al. Numerical study on the influence of boundary layer suction on S-shaped inlet flowfield [J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2020, 33(6): 22-27, 60. (in Chinese)
- [21] 孙鹏, 周莉, 王占学, 等. 双 S 弯喷管的流固耦合特性研究 [J]. *推进技术*, 2022, 43(10): 158-167.
SUN Peng, ZHOU Li, WANG Zhanxue, et al. Fluid-Structure interaction characteristic of double serpentine nozzle [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(10): 158-167. (in Chinese)
- [22] 程经理. S 弯喷管热固双向耦合数值模拟研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2022.
CHENG Jingli. Numerical simulation of thermosolid bidirectional coupling of S-duct nozzle [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2022. (in Chinese)
- [23] 程经理, 黄盛, 周莉, 等. 第一弯出口面积比对 S 弯喷管热固耦合响应影响研究[J/OL]. *航空动力学报*: 1-16 [2024-04-18]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230229>.
CHENG J L, HUANG S, ZHOU L, et al. Investigation on influence mechanism of area ratio of first bend on thermal-solid interaction response of serpentine nozzle[J/OL]. *Journal of Aerospace Power*: 1-16 [2024-04-18]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230229>. (in Chinese)
- [24] 程经理, 黄盛, 周莉, 等. 出口宽高比对 S 弯喷管热固耦合响应的影响[J/OL]. *航空动力学报*: 1-18 [2024-04-18].

- <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230228>.
- CHENG J L, HUANG S, ZHOU L, et al. Investigation on influence mechanism of aspect ratio on thermal-solid interaction response of serpentine nozzle[J/OL]. *Journal of Aerospace Power*: 1-18 [2024-04-18]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230228>. (in Chinese)
- [25] HUANG Z C. Aerodynamics of hypersonic vehicle [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1995.
- [26] RAO S S. The finite element method in engineering [M]. Oxford: Pergamon Press, 1992.
- [27] GASTON D, HANSEN G, KADIOGLU S, et al. Parallel multiphysics algorithms and software for computational nuclear engineering[J]. *Journal of Physics: Conference Series*. Bristol: IOP Publishing, 2009, 180(1): 012012.
- [28] GOLAN O, ARBEL A, ELIEZER D, et al. The applicability of Norton's creep power law and its modified version to a single-crystal superalloy type CMSX-2[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 1996, 216(1/2): 125-130.
- [29] SMITH M, CESNIK C, HODGES D, et al. An evaluation of computational algorithms to interface between CFD and CSD methodologies[C]// 37th Structure, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston, VA: AIAA, 1996: 1400-1422.
- [30] LIU X, QIN N, XIA H. Fast dynamic grid deformation based on Delaunay graph mapping[J]. *Journal of Computational Physics*, 2006, 211(2): 405-423.
- [31] BATINA J T. Unsteady Euler airfoil solutions using unstructured dynamic meshes [J]. *AIAA Journal*, 1990, 28(8): 1381-1388.
- [32] LIN Yuan, YUAN Yu, WANG Chenglong, et al. Effect of fluid-solid-thermal coupling on the performance of S-duct in hypersonic inlet [J]. *Heat Transfer Engineering*, 2024, 126: 11245. (in press)
- [33] 李滨灏. 高超声速进气道前缘结构热响应研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2022.
- LI Binhao. Thermal response of hypersonic inlet front structure[D]. Changsha: National University of Defense Science and Technology, 2022. (in Chinese)
- [34] 曾毓. 基于时间硬化模型的材料和构件多轴蠕变行为研究[D]. 成都: 西南交通大学, 2019.
- ZENG Cheng. Multiaxial creep behavior study of materials and components based on time-hardening model[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2019. (in Chinese)
- [35] 王永红, 陈婉琳, 侯冰菲, 等. 基于三维数字图像相关法的刚体位姿估计[J]. *光学学报*, 2024, 44(8): 114-122.
- WANG Yonghong, CHEN Wanlin, HOU Bingfei, et al. Position and pose estimation of rigid body based on 3d digital image correlation[J]. *Acta Optica Sinica*, 2024, 44(8): 114-122.1. (in Chinese)
- [36] 刘佳伟. 高超声速飞行器热结构流体-结构-热多场耦合计算仿真[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2019.
- LIU Jiawei. Fluid-structure-thermal coupling analysis of thermal protection system hot structure[D]. Changsha: National University of Defense Science and Technology, 2019. (in Chinese)
- [37] 杨瑞. 超声速流向拐角边界层流场结构研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2021.
- YANG Rui. The study on the structure of the supersonic streamwise corner boundary layer[D]. Changsha: National University of Defense Science and Technology, 2021. (in Chinese)
- [38] SÖBESTER A, KEANE A. Airfoil design via cubic splines-Ferguson's curves revisited [C]// AIAA Infotech Aerospace 2007 Conference and Exhibit. Reston, VA: AIAA, 2007: 2881-2892.
- [39] 闫守海. 钢材高温蠕变性能试验研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2016.
- YAN Shouhai. Experimental study on creep behavior in steel at elevated temperature [D]. Chongqing: Chongqing University, 2016. (in Chinese)
- [40] 桑振坤. 半埋入式S弯进气道优化设计及主动流动控制技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010: 11-13.
- SANG Zhenkun. Optimal design and active flow control of half flush-mounted S-duck inlet[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)
- [41] PEČINKA J, BUGAJSKI G T, KMOCH P, et al. Jet engine inlet distortion screen and descriptor evaluation[J]. *Acta Polytechnica*, 2017, 57(1): 22-31.

(编辑:丛艳娟)