等离子体流动控制的前掠翼静气弹发散主动抑制

张钧奕,苏新兵,赵希玮,王 振

(空军工程大学航空工程学院,西安,710038)

摘要 针对前掠翼静气动弹性发散问题,基于等离子体流动控制与流固双向静力耦合技术,通过求解三维定 常可压 N-S 方程与结构静力平衡方程,在亚声速条件下施加等离子体激励和不施加激励时对其进行对比仿 真研究。前掠翼选用 NACA0015 翼型,等离子体流动控制采用唯象学模型,施加在机翼上表面前缘。研究 结果表明:在前掠翼外侧上表面前缘施加等离子体激励后,激励区附近局部来流经激励受到电场力做功,总 能量增加,动能与压力势能分别有不同程度的增大,外在表现为上表面局部流速加快,压力增大,升力有一定 损失,下表面压力基本不变,在机翼前缘外侧靠近翼尖处产生低头力矩,可控制前掠翼弹性变形,有效抑制其 气弹发散,且随着激励强度的增加,抑制作用逐渐增强。研究结果可为变前掠翼飞行器的气动弹性设计和机 翼的流动控制等提供参考。

关键词 等离子体;流动控制;双向流固耦合;静气动弹性;前掠翼

DOI 10. 3969/j. issn. 1009-3516. 2021. 06. 006

中图分类号 V211.3 文献标志码 A 文章编号 1009-3516(2021)06-0035-07

Active Suppression of Static Aero Elastic Divergence of Forward Swept Wing Based on Plasma Flow Control

ZHANG Junyi, SU Xinbing, ZHAO Xiwei, WANG Zhen (Aviation Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract In view of the problem of the static aero elastic divergence of forward-swept wings, based on plasma flow control and fluid-solid two-way interaction technology, the three-dimensional constant compressible N-S equation and structural static balance equation are solved. Under condition of subsonic velocity, the flow field with and without plasma actuation is calculated. The forward-swept wing being NA-CA0015 airfoil and the plasma actuation area being a phenomenological model, both of them are applied to the leading edge of the upper surface of the wing. The results show that when the plasma actuation is applied to the upper surface of the outer leading edge of the forward-swept wing the local incoming flow in the actuation region is excited, and the work is done by the electric field force. The total energy, the kinetic energy and the pressure potential energy increase to a different degree, whose external manifestation is that the local flow velocity on the upper surface remains basically unchanged. A bow moment is generated near the wing tip on the outside of the leading edge of the wing, which can control the elastic deformation of the forward-swept wing. This effectively suppresses the static aero elastic divergence of the forward-swept wing.

收稿日期: 2021-04-21

作者简介:张钧奕(1997-),男,辽宁东港人,硕士生,研究方向为飞行器气动弹性。E-mail:akazikiitachi@163.com

引用格式:张钧奕,苏新兵,赵希玮,等.等离子体流动控制的前掠翼静气弹发散主动抑制[J].空军工程大学学报(自然科学版),2021,22 (6):35-41. ZHANG Junyi, SU Xinbing, ZHAO Xiwei, et al. Active Suppression of Static Aero Elastic Divergence of Forward Swept Wing Based on Plasma Flow Control[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2021, 22(6): 35-41. swept wing ,and with the increment of excitation intensity, the suppression effect gradually increases. The results give a reference to the aero elastic design of the variable forward-swept wing aircraft and the flow control of the wing.

Key words plasma; flow control; two-way fluid-solid interaction; static aero elasticity; forward-swept wing

前掠翼具有高升阻比、失速迎角大等优势,但前 掠翼的静气弹发散问题一直制约着其发展和应 用^[1-3]。国内外学者针对前掠翼气动弹性现象与抑 制静气弹发散进行了许多研究^[4-5],主要手段有气动 弹性剪裁^[6]、操纵面偏转^[7]与应用复合材料^[8]。近 年来,流动控制技术发展迅速,给前掠翼静气弹抑制 提供了新的思路。流动控制主要包括主动流动控制 与被动流动控制,主动流动控制的优点在于可以根 据不同的飞行条件与流动特点进行相应的改变以适 应不同工作环境。

等离子体流动控制是基于"等离子体气动激励" 的新概念主动流动控制技术[9-10],它的优点是无需 运动部件,对于机翼流场主动控制具有重要意义。 国内外学者针对等离子体流动控制技术进行了大量 的试验和仿真研究,其作用原理是通过设置于物体 表面的电极将附近的空气电离,产生"离子层",并使 等离子体在电场力作用下运动,通过带电粒子与中 性气体分子的碰撞,诱导物体表面空气定向流动,产 生射流[11-12]。目前一种重要手段是通过表面介质 阻挡放电^[13](DBD)使等离子体激励器产生定向射 流,主要有两大作用:一是增大附面层的流动速度; 二是向附面层注入能量,提高低能流和高能流的掺 混,增强其抵抗逆压梯度的能力^[14]。Shyy Wei 等 提出了对介质阻挡放电进行简化的唯象学模 型[15-16],为等离子体流动控制数值仿真提供了新的 思路。

随着计算机性能的提高,流固耦合(CFD/CSD 耦合)技术成为研究气动弹性问题的一种重要数值 仿真方法^[17],刘万钢等对自由飞行状态下的细长弹 箭进行了静气弹计算^[18],雷帅等基于 AnsysWorkbench 对 HIRENASD 机翼静气弹特性进行了仿真 研究^[19]。本文借鉴上述研究思路与方法,将等离子 体流动控制技术与流固静力耦合技术相结合,通过 数值模拟,初步验证了在前掠翼表面布置等离子体 激励器进行流动控制以抑制静气弹变形的可行性, 其中等离子体流动控制的仿真计算采用唯象学模 型,流固静力耦合采用 Fluent 与 Mechanical 进行联 合仿真,唯象学模型通过 UDF 在动量方程中添加 体积力源项实现。

1 计算方法与模型

1.1 流场求解技术

采用基于有限体积法的 Fluent 模块求解三维 定常 Navier-Stokes 方程,在笛卡尔坐标系 (x_1, x_2, x_3) 中,定义速度分量为 (u_1, u_2, u_3) ,根据 Einstein 求和约定,无热源三维 Navier-Stokes 方程的守恒形 式为:

$$\frac{\partial \boldsymbol{\varphi}}{\partial t} + \frac{\partial \boldsymbol{F}_i}{\partial x_i} - \frac{\partial \boldsymbol{F}_{vi}}{\partial x_i} = \boldsymbol{S}$$
(1)

式中: φ 为状态矢量; F_i 为对流通量矢量; F_a 为黏性 通量矢量, S 为源项矢量, 用列向量形式表示如下:

$$\begin{cases} \boldsymbol{\varphi} = \begin{bmatrix} \rho \ \rho u_1 \ \rho u_2 \ \rho u_3 \ \rho E \end{bmatrix}^1 \\ \boldsymbol{F}_i = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_1 + p \delta_{i1} \\ \rho u_i u_2 + p \delta_{i2} \\ \rho u_i u_3 + p \delta_{i3} \\ \rho u_i H \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{F}_{vi} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{ij} \delta_{j1} \\ \tau_{ij} \delta_{j2} \\ \tau_{ij} \delta_{j3} \\ u_j \tau_{ij} + k \left(\partial T / \partial x_i \right) \end{bmatrix}$$

 $S = [0 \rho f_1 \rho f_2 \rho f_3 \rho (u_1 f_1 + u_2 f_2 + u_3 f_3)]^T$ 式中: ρ 、p、f、E、H、T分别表示密度、压力、体积力、 总能量、总焓和温度; 黏性应力张量为:

$$\boldsymbol{\tau}_{ij} = \mu \Big(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \Big) + \lambda \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k}$$
(2)

式中:k、 μ 、 λ 分别表示流体热传导系数、分子黏性系数和第二黏性系数; δ_{ij} 为克罗尼柯尔符号,当 i = j时 τ_{ij} 为正应力, $i \neq j$ 时 τ_{ij} 为切应力。

1.2 结构求解技术

采用基于有限元法的 Static Structural 模块求 解结构静力平衡方程:

$$\overset{\cdot\cdot}{\boldsymbol{M}\,\boldsymbol{\delta}\,(t)} + \boldsymbol{C\,\boldsymbol{\delta}\,(t)} + \boldsymbol{K\boldsymbol{\delta}\,(t)} = \boldsymbol{R}(t) \qquad (3)$$

式中:δ(t)为节点位移分量矩阵;R(t)为节点载荷 矩阵;M、C、K分别为结构的质量矩阵、阻尼矩阵和 刚度矩阵。

由于采用静力学求解,因此式中的 $\delta(t) \approx 0$,

37

 $\delta(t) \approx 0$,即可以忽略时间因素的影响,则方程可简化为:

$$\boldsymbol{K}\boldsymbol{\delta}\left(t\right) = \boldsymbol{R}\left(t\right) \tag{4}$$

采用基于 Newton-Raphson 方法^[20]的迭代求 解进行结构计算,逐步增加特定载荷求解结果,考虑 结构的几何非线性,在每一次迭代时根据结构新的 几何位置坐标形成新的刚度矩阵。

1.3 前掠翼模型

本文采用的前掠翼数值计算模型如图 1 所示, 选用 NACA0015 翼型,翼型后缘为半径 0.003 m 的 圆弧(此模型也被用作进行基于 Coanda 效应对钝 后缘机翼流动控制的相关研究);机翼前、后缘掠角 分别为 41.19°和 54.07°;机翼半展长为 0.4 m;平均空 气动力弦为 0.204 m;展弦比为 4.3;根梢比为 3.4。



图 1 前掠翼模型尺寸

1.4 等离子体唯象学模型

介质阻挡放电等离子体激励器的仿真模拟有多种方法,唯象学模型是对复杂的等离子体激励流动的一种简化,以对流体施加一定的电场力作为等离子体激励形式,通过在动量方程中添加体积力源项实现功能,有利于嵌入流体仿真软件进行计算。本文采用的等离子体唯象学模型的平面图如图 2 所示。





在△OAB 区域内电场力沿线段 AB 呈线性分 布,方向为由 A 指向 B,其具体分布为:

 $E(x,y) = E_0 - k_1 x - k_2 y$ (5)

式中: $E_0 = \frac{U_0}{d}$ 为 O 点处电场强度; U_0 为激励电 压; d 为电极间距。根据电场力在三角形区域内呈 线性分布的特点得 $k_1 = (E_0 - E_b)/b$; $k_2 = (E_0 - E_b)/a$, E_b 为电场边界截止电压。求得区域 内电场力分布为:

 $F_{\text{tave}} = \vartheta_{\alpha} \rho_{c} e_{c} \Delta t E(x, y) \delta$ (6)

式中:θ为电源电压频率;α为电荷碰撞效率因子; ρ_e为电荷数密度;e_e为元电荷电量常数;Δt为一个 周期内的放电时间;δ为狄拉克函数,在基于有限体 积法的 N-S方程求解中,狄拉克函数在定义域内的 积分值为1。

等离子体激励区域如图 3 所示,等离子体激励 器布置在机翼前缘外侧上表面处,激励区域呈三棱 柱形,其在翼型平面内的投影均为图 2 所示的三角 形激励区域。由于布置在机翼表面,等离子体激励 区域与机翼表面的重合面并非严格意义上的平面, 但由于其弯度较小,在计算时可以看作平面处理。 本文所用的流固耦合方法与等离子体唯象学模型在 文献[13]、[19]中已有验证,可以保证仿真计算的正 确性和可信度。



图 3 等离子体激励区域

1.5 网格划分

采用结构网格分别对流体域与固体域进行网格 划分,计算采用半模,远场尺度约为 20 倍机翼弦长, 无量纲化壁面距离 $y^+ \approx 1$,流体与固体网格数量分 别为 2 815 826 与 116 812,等离子体激励流体域网 格数为 31 407,流场网格如图 4 所示。





较高的网格质量是流固耦合仿真运算的关键, 关系网格运动是否合理和耦合运算的成败,由于等 离子体激励区域呈三棱柱形状,所以在划分网格时 采用Y形网格进行处理,保证了即使在尖角处网格 纵横比仍大于 0.8。

流体域面网格与结构域面网格采用节点一致化 方案,优点是可以消除因界面网格交错产生的插值 运算误差,提高计算速度和精度。

等离子体唯象学模型通过在 Fluent 中加载 UDF 的形式在动量方程中添加体积力源项实现,传 统的 UDF 以网格坐标的不等式来限定等离子体激 励区域,这种方法多用于网格数量较小时的流动计 算,如对平板流动进行激励。但对于网格数量较大 的机翼流固耦合仿真运算,本身运算量很大,以不等 式形式在外流场通过遍历网格坐标来定位激励区域 将耗费大量的时间,因此采用划分多流体域的形式 将等离子体激励区域的流体独立划分,划分时可采 用自顶向下与自底向上相结合的方法与布尔运算分 割流体域。等离子体激励流体域与外流体域的交界 面类型为 interior,优点是减小插值运算误差,提高 计算精度。

2 计算结果与分析

流体计算采用压力远场边界,其中 $p=1.01 \times 10^5$ Pa, T=288.15 K, Ma=0.4, $a=3^\circ$, 湍流模型 选择 $k-\omega$ SST 模型, 黏度采用 Sutherland 动力学黏 度关联式进行计算, 动态网格采用平滑、分层方法, 收敛残差为 10^{-4} , 采用二阶迎风格式, 压力速度耦 合方式采用 Coupled 算法, 机翼表面为无滑移壁面。

在唯象模型中, $a = 5.773 \text{ mm}, b = 10 \text{ mm}, d = 0.83 \text{ mm}, \vartheta = 3 \text{ kHz}, \rho_c = 1 \times 10^{17} \text{ m}^{-3}, e_c = 1.602 \times 10^{-19}, U_0 = 20 \text{ kV}, E_b = 3 \times 10^3 \text{ kV/m}, t = 67 \mu \text{s}, \text{由此可以得到} E_0 = 24 \text{ MV/m}, k_1 = 21 \text{ MV/m}, k_2 = 36.4 \text{ MV/m}, 代入式(6) 中即可求得等离子体 激励区域内各点的体积力。以上面给定参数为基础,通过调节式(6) 中的变量,可以实现不同倍数的 激励强度。$

将机翼简化为具有各向同性材料的固体,激活 大变形选项,在翼根施加固定约束,材料密度 $\rho =$ 10.2 t/m³,杨氏弹性模量为E=200 MPa,泊松比 为0.394,剪切模量为G=318.9 MPa。根据力与位 移的 L2 范数小于缺省的收敛准则作为收敛标准。 在流固耦合面进行力与位移的数据传递,耦合面变 量收敛残差为 10^{-2} 。当耦合迭代 20 次时,流场求 解器与结构求解器分别收敛且耦合面残差收敛,可 以认为耦合计算收敛。

在上述条件下,分别对不施加激励与施加不同 强度激励下的机翼外流场进行计算。图5给出了施 加激励前后机翼上表面流场的流线图。

从图 5 可以看出,未施加激励时前掠翼分离区 主要位于翼根后部;施加激励后,加速的部分流体与 未受加速的流体之间产生黏性剪切力,在激励区域 的两侧,受到剪切力作用的流体发生变形并诱导出 具有一定强度的旋涡,由于上翼面流体具有沿展向 的分速度,所以旋涡向翼根方向偏转。



(a) 未施加激励



图 5 外流场流线图

图 6 给出了施加等离子体激励前后机翼 75% 展向位置的压力云图。



(a) 未施加激励



图 6 y/b=75%位置压力云图

从图 6 可以看出,未施加激励时,机翼展向 75%位置处下表面前缘对来流起阻碍作用导致压力 较大,上表面前缘由于流体的 Coanda 效应导致压 力较小。施加激励后,由于电场力做功对流体注入 能量使总能量增大,压力势能和动能均增大,上表面 处于激励位置的流体压力增大,而下表面无明显 变化。

图 7 给出了 50%、75%、97.5% 展向位置的速度云图。



(a) 未施加激励



图 7 机翼外侧速度云图

从图 7 可以看出,受激励流体的动能增加表现 在受激励位置的速度有不同程度的增大,其中在激 励位置内侧边缘速度最大,这是由于此处流体受到 电场力、压差力和诱导的旋涡加速等多重作用。

图 8 给出了施加激励前后分别在 2.5%、25%、 50%、75%、97.5%展向位置的压力系数变化情况, 其中实线表示未进行激励,虚线表示进行激励,横坐 标为空间绝对坐标,由于机翼前掠,坐标值从小到大 分别表示翼尖到翼根、前缘到后缘的不同位置。

从图 8 可以看出,与未施加激励相比,施加激励 后流体受到电场力做功,能量增加,压力增大,沿展 向外侧前缘吸力面的压力系数绝对值先减小后增 大,外侧前缘上下表面压差逐渐减小,且这种减小的 程度随激励强度的增大而增大。激励后机翼上表面 外侧前缘压力增大,下表面压力无明显变化,由于压 差作用将产生低头力矩,使翼尖的弹性变形减弱。 从图 8 中还可以看出,随着激励强度的增大,内侧上 表面压力系数的绝对值有一定程度的减小,而下表 面变化不明显,导致翼根的升力也有一定的减小。





图 8 压力系数变化

图 9 给出了不同激励强度下机翼弹轴挠度的变 化情况。



从图 9 可以看出,在不施加激励时,前掠翼由于 气动弹性效应使弹轴在翼尖处具有较大的挠度,进 行等离子体流动控制后整个弹轴的挠度都有所降 低,其中翼尖的挠度变化最为明显,挠度降低了 8.5%~23.7%,说明在进行流动控制后机翼受到的 弯矩减小。

图 10 给出了翼尖扭转角与机翼结构变形最大 应力随激励强度的变化情况。





从图 10 可以看出,翼尖的扭转角随激励强度的 增加降低了 8.6%~24.7%,最大应力降低了 9.8%~29.8%,说明在进行流动控制后机翼受到的 扭矩减小。

由此可见,在前掠翼前缘外侧上表面处布置等

离子体激励器后进行流动控制时,机翼弹轴的弯曲 变形和翼尖的扭转变形都得到了不同程度的抑制, 说明机翼的受弯扭程度降低,抵抗静气弹发散的能 力增强。

图 11 给出了在进行流动控制过程中,升力系数、阻力系数、弯矩系数和扭矩系数随激励强度增加的变化情况。



从图 11 可以看出,随着激励强度增强,升力系数、弯矩、扭矩系数有不同程度的降低,阻力系数变化相对较小。说明将等离子体激励器布置在机翼前缘外侧上表面处,在一定程度上提升机翼抵抗弯扭变形的能力,对其静气弹发散问题能起到较好的抑制作用,但同时以牺牲部分升力等气动特性为代价,需要进一步采取措施进行气动补偿。

3 结论

本文针对前掠翼静气弹发散的主动抑制问题开 展研究,基于等离子体流动控制与流固双向静力耦 合技术,通过仿真计算,得出如下结论:

1)利用等离子体流动控制技术可以改变弹性前掠 翼表面的气动力分布,通过等离子体的激励作用,受激 励的流体从电场中吸收能量,压力增大,流速加快。

2)在弹性前掠翼前缘外侧上表面布置激励器进行 等离子体流动控制可以在一定程度上降低机翼弹轴的 挠度,减小翼尖扭转角,达到较好抑制静气弹发散的目 的,且随着激励强度的增大,抑制效果逐渐增强。

3)将等离子体激励器布置在机翼前缘外侧上表 面处,进行等离子体流动控制对前掠机翼弹性变形 进行抑制的过程中,机翼受弯曲和扭转的强度减弱, 阻力没有明显变化,但升力等气动特性有一定程度 的损失,且随着激励强度的增大,升力损失逐渐增 大,需要进一步采取措施进行气动补偿。

参考文献:

[1] 王红伟,王志瑾.复合材料前掠翼的气动弹性优化[J].

飞机设计,2011,31(4):24-29.

- LOTTATI I. Flutter and Divergence Aeroelastic Characteristics for Composite Forward Swept Cantilevered Wing
 J. Journal of Aircraft, 2012, 22(11):1001-1007.
- [3] 薛榕融,叶正寅,王刚,等. 展向动量测定法与前掠翼流 动机理研究[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(5):38-44.
- [4] KRUGER W R, KLIMMEK T, LIEPELT R, et al. Design and Aeroelastic Assessment of a Forward-Swept Wing Aircraft[J]. Ceas Aeronautical Journal, 2014, 5(4):419-433.
- [5] DILLINGER J , ABDALLA M M , MEDDAIKAR M Y , et al. Static Aeroelastic Stiffness Optimization of a Forward Swept Composite Wing With CFD Corrected Aero Loads [J]. CEAS Aeronautical Journal, 2019 (10):1015-1032.
- [6] 王韬.复合材料前掠翼气动弹性剪裁技术分析与研究 [D].南京:南京航空航天大学,2009:1-5.
- [7] 马斌麟,苏新兵,王宁,等. 多控制面对前掠翼静气动 弹性响应影响数值研究[J]. 飞行力学,2018,36(4): 34-38.
- [8] 鲍盘盘,孙殿杰.复合材料前掠翼设计与 CFD/CSM 一体化分析[J].科学技术与工程,2011,11(10): 2254-2260.
- [9] 吴云,李应红.等离子体流动控制研究进展与展望[J]. 航空学报,2015,36(2):381-405.
- [10] 车学科,聂万胜,周思引,等.等离子体流动控制与辅助 燃烧[M].北京:科学出版社,2018:1-11.
- [11] 赵光银,梁华,牛中国,等. NS-DBD 激励控制非细长三 角翼前缘涡仿真研究[J]. 航空动力学报,2019,34(2): 423-433.

- [12] 李应红,吴云.等离子体激励调控流动与燃烧的研究进 展与展望[J].中国科学:技术科学,2020,50(10):13-34.
- [13] 张攀峰,刘爱兵,王晋军.基于唯象模型的等离子激励 诱导流场数值模拟[J].北京航空航天大学学报,2010, 36(1):52-56.
- [14] ZHENG J G. Flow Separation Control Over an Airfoil Using Continuous Alternating Current Plasma Actuator[J]. Chinese Physics B, 2021, 30(3):034702.
- [15] SHYY W, JAYARAMAN B, ANDERSSON A. Modeling of Glow Discharge-Induced Fluid Dynamics [J]. Journal of Applied Physics, 2002, 92(11):6434-6443.
- [16] JAYARAMAN B, WEI S. Modeling of Dielectric Barrier Discharge-Induced Fluid Dynamics and Heat Transfer[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 44(3):139-191.
- [17] GUO H, CHEN D, ZHANG C, et al. Numerical Applications on Transonic Static Areoelasticitybased on CFD/CSD Method [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(1):12-16.
- [18] 刘万刚,高宏超,方养田,等. 细长弹箭自由飞行状态 下的静气动弹性分析[J]. 航空制造技术,2011(19): 99-100.
- [19] 雷帅,王军利,李托雷,等. HIRENASD 机翼静气弹问 题的数值模拟方法研究[J]. 西安理工大学学报, 2020, 36(1):51-58.
- [20] 郭乙木,陶伟明,庄茁. 线性与非线性有限元及其应用 [M]. 北京:机械工业出版社,2004:156-158.

(编辑:姚树峰)