

前缘钝度对高速翼型颤振边界的影响

郭力¹, 刘杰平², 吕计男¹, 王昕江¹, 季辰¹, 刘子强¹

(1. 中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074;

2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 高速飞行器控制面前缘不同的钝度对其气动特性具有影响, 同时也影响了其气动弹性特性。采用了 CFD/CSD 耦合计算方法, 研究 3 种不同钝度的前缘对 2 维翼型在 Mach 数为 5 时的颤振边界的影响。计算结果显示, 随着翼型的钝度增加, 颤振边界不断提高, 即前缘钝度增加了气动弹性稳定性。

关键词: 高速; CFD/CSD 耦合; 前缘钝度

中图分类号: TN914

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2020) 01-0047-09

Effects of Front Edge Bluntness on Flutter Boundary of A High Speed Airfoil

GUO Li¹, LIU Jieping², LYU Jinan¹, WANG Xinjiang¹, JI Chen¹, LIU Ziqiang¹

(1. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Bluntness of front edge influences the aerodynamic performance of an airfoil, whereby its aeroelastic properties are also changed. Airfoils with 3 different bluntness are studied at Mach 5 to give relations between bluntness of airfoil and its aeroelastic performance. CFD/CSD method are used to explore the aeroelastic boundaries of the 3 different airfoils. The extracted boundaries show that the boundary increases as the bluntness increases.

Key words: High speed; CFD/CSD simulation; Front edge bluntness

0 引言

为了提高高速飞行器的装载比例, 其结构的刚度与质量下降, 从而可能引起结构的气动弹性振动问题。针对高速飞行器的气动弹性问题, Mc-Namara 等^[1]采用 NASA Lanley 研究中心的 CFL3D 程序计算了 Mach 数在 2.5~28 范围内高速飞行器的控制面与整机的气动弹性问题, 并与活塞理论进行了对比, 分析了活塞理论与 CFD/CSD 耦合计算的误差范围。Lamorte 等^[2]针对高速飞行器的控制面进行了气动弹性计算, 考察了

真实气体效应、湍流模型、转捩位置对于颤振边界的影响, 发现上述效应通过影响热环境, 影响气动弹性性能。Ilie 等^[3-5]采用大涡模拟 (LES) 方法, 对平板及翼型的气动弹性响应问题开展了算例研究。季辰等^[6]发展了在高超声速风洞中对结构进行气动弹性实验的方法, 研究了钝前缘梯形翼^[7]、舵面^[8]的气动弹性特性, 并获得了梯形舵面的颤振边界。窦怡彬等^[9]采用分层求解技术研究了根部固支的高超声速舵面颤振响应和频率。叶坤等^[10]也采用分层求解技术分析了全动舵面结构的热边界影响。

收稿日期: 2019-10-10; 修订日期: 2019-12-01

基金项目: 国家自然科学基金 (11702285)

通信作者简介: 吕计男 (1980-), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为气动弹性数值计算与实验。

E-mail: madas1@126.com

国内外学者对于高超声速环境下的舵面气动弹性问题进行了数值、实验探索,所研究的对象具有工程实际意义,但所研究的外形变化较大,较难形成系统性的认识。在高超声速条件下,为了减小高超声速时激波产生的阻力,高速飞行器的舵翼面大多采用尖前缘构型,同时为了降低加热对结构的影响,需要对前缘进行钝化。本文以二维翼型为研究对象,通过变化翼型前缘的钝化程度,探讨单纯的钝度因素对翼型气动弹性性能的影响,为高超声速下翼型前缘钝度对颤振特性的影响研究提供参考。

1 计算模型

本文采用二维翼型作为模型考察高速下不同前缘钝度对颤振边界的影响。本研究采用了3个不同的前缘钝度进行了模拟,如图1所示。第一种为尖前缘构型(图1(a)),此构型在高速来流条件下会在前缘产生斜激波,激波的强度与正激波相比较小,波后的压力增加与热流较小。后两种分别为1/60m半径前缘(图1(b))与1/30m半径前缘构型(图1(c))。这两种构型会在前缘产生较强的正激波,产生的阻力较大。但是此类钝前缘构型,有利于结构的防热设计,在气动加热效应比较明显的高速速度范围能够较好地保持结构的完整性。

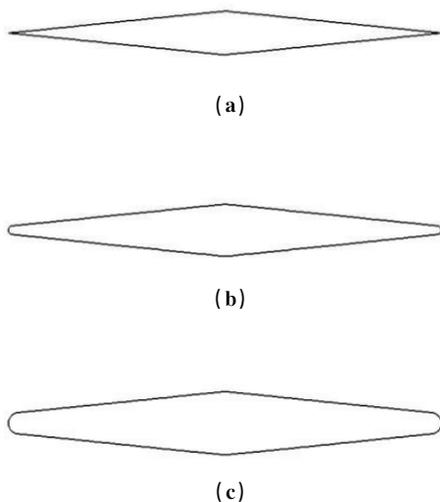


图1 计算采用的翼型截面形状
Fig. 1 Illustration of wing sections

计算来流 Mach 数为 5,参考高度为 10km。为了得到翼型结构的颤振边界,通过增加来流密度的方法增加动压。在高度 10km 时, Mach 为 5,

来流空气的动压为 $7.6 \times 10^5 \text{ Pa}$,为了得到颤振边界,又分别考虑了来流动压为 $15.1 \times 10^5 \text{ Pa}$ 、 $30.2 \times 10^5 \text{ Pa}$ 、 $60.5 \times 10^5 \text{ Pa}$ 这 3 种工况。通过对这 4 种情况的考虑,得到了各个来流动压下的时域响应曲线,并根据这些曲线提取阻尼比,通过插值得到阻尼比为 0 时的动压即为颤振边界。

结构模型如图 2 所示。翼型结构为刚体,具有沉浮与俯仰两个自由度。翼型的转动中心在翼型的中心,质心在转动中心前 0.1m。质量为 10kg,转动惯量为 $14 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$,沉浮刚度为 $2 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{m}$,扭转刚度为 $1 \times 10^6 \text{ N} \cdot \text{m}^2$ 。在计算过程中,结构与气动力耦合,在俯仰与沉浮两个自由度上运动。

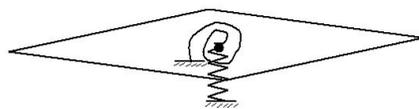


图2 结构模型示意图
Fig. 2 Illustration of structure model

在实际计算过程中,由于考察的是系统的颤振边界,只需要考虑结构振动的趋势,从中得到振动的阻尼比,所以结构运动的振幅不需要较大,只需要考虑小振幅就可以。根据此小振幅假设,可以将振动的特征向量进行线性化,得到线性的振动幅度,从而对转轴的转动位移进行线性组合运算。翼型的质心在 15% 弦长处,翼型质量与转动惯量均设为 1,由此得到翼型的沉浮与俯仰两阶模态的频率分别为 ω_1 和 ω_2 ,如表 1 所示。

表 1 两阶模态的固有频率

Tab. 1 Frequencies of the two modes

	ω_1	ω_2
频率 f/Hz	22.48	42.60

2 数值方法

为了方便描述动网格上的流体运动,流场采用积分形式的任意拉格朗日-欧拉 (ALE) N-S 方程^[11]描述,其表达式如下

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{V_E} \rho dV \Big|_{\xi} + \oint_{S_E(t)} \rho (v_i - v_{m,i}) n_i dS = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} \int_{V_E} \rho v_i dV \Big|_{\xi} + \oint_{S_E(t)} \rho v_i (v_j - v_{m,j}) n_j dS = \\ & - \oint_{S_E(t)} p n_i dS + \oint_{S_E(t)} \left[\mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) - \right. \end{aligned}$$

$$\frac{2}{3}\mu \frac{\partial v_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \Big] n_j dS \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{V_E} \rho E dV \Big|_{\xi} + \oint_{S_E(t)} \rho E (v_j - v_{m,j}) n_j dS =$$

$$-\oint_{S_E(t)} p v_i n_i dS + \oint_{S_E(t)} \left[\mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) - \right.$$

$$\left. \frac{2}{3}\mu \frac{\partial v_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] v_i n_j dS + \oint_{S_E(t)} k \frac{\partial T}{\partial x_i} n_i dS \quad (3)$$

式 (1) ~ 式 (3) 中, ρ 为密度, v_i 为各个方向的速度, $v_{m,j}$ 为各个方向的控制体表面速度, p 为压力, E 为总能量, T 为温度。计算过程中空间离散采用 Roe 格式, 时间推进采用双时间步的 LU-SGS 方法。

采用模态方法计算结构位移 z 。根据各个频率下的模态 ψ , 将物理空间的位移转化为模态坐标 $z^\psi = \{z_1^\psi, z_2^\psi, \dots, z_n^\psi\}$, 再通过加权求和得到最终的位移

$$z = \psi z^\psi \quad (4)$$

模态坐标的方程为

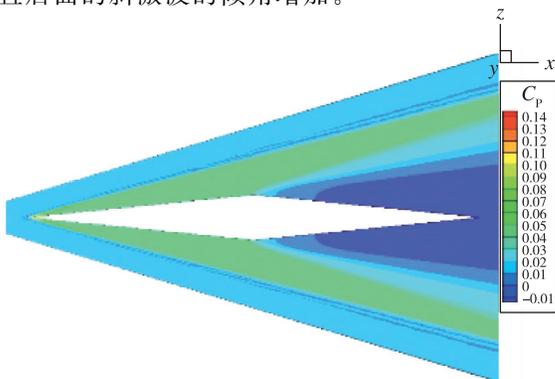
$$\ddot{z}^\psi + \mathbf{\Omega}^\psi z^\psi = \mathbf{F}^\psi \quad (5)$$

式中, $\mathbf{\Omega}^\psi = \text{diag}(\omega_1^2, \omega_2^2, \dots, \omega_n^2)$ 为各个模态的频率组成的对角矩阵, \mathbf{F}^ψ 为模态力。结构变形到网格位移的插值与气动力到结构载荷的插值采用径向基函数 (RBF) 方法^[12]。

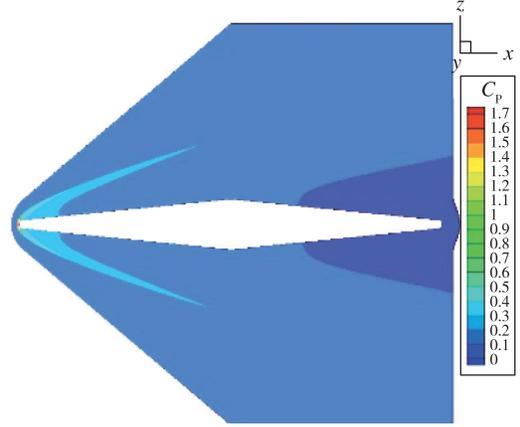
3 颤振分析结果

3.1 流场分析

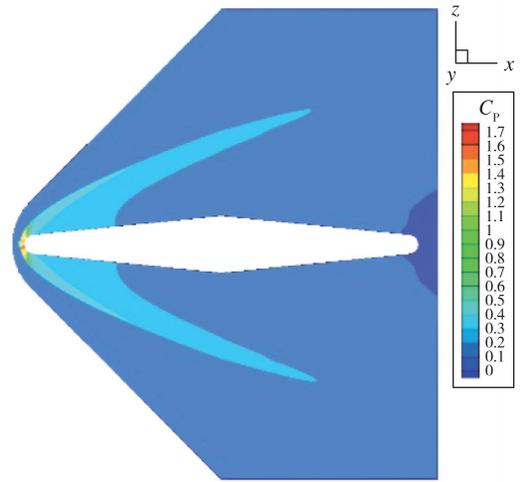
在 Mach 数为 5.0 时, 各个构型的流场如图 3 所示。对于尖前缘的翼型, 在翼型周围形成了斜激波, 激波的倾角由尖前缘的前缘角决定。对于钝前缘的两个截面, 在前缘前方形成了弓形激波。前缘钝度的增加, 使得前面的弓形激波强度增加, 并且后面的斜激波的倾角增加。



(a)



(b)



(c)

图 3 不同翼型截面与对应的定常流场

Fig. 3 Flow fields of the 3 wing section shapes

3.2 不同来流动压下的时域数据

计算初始时刻对翼型施加初始速度扰动, 通过计算得到其时域响应数据, 对得到的时域数据进行分析可以得到系统的阻尼比和特征频率。

(1) 尖前缘外形变动压得到的时域数据

从图 4 中看到, 随着动压的增加, 振动幅度增大, 并最终发散。

(2) 1/60m 半径前缘外形变动压得到的时域数据

从图 5 中看到, 随着动压的增加, 振动幅度增大, 并最终发散。1/60m 半径前缘的时域数据与尖前缘的时域数据相比, 从定性角度看到发散较慢。

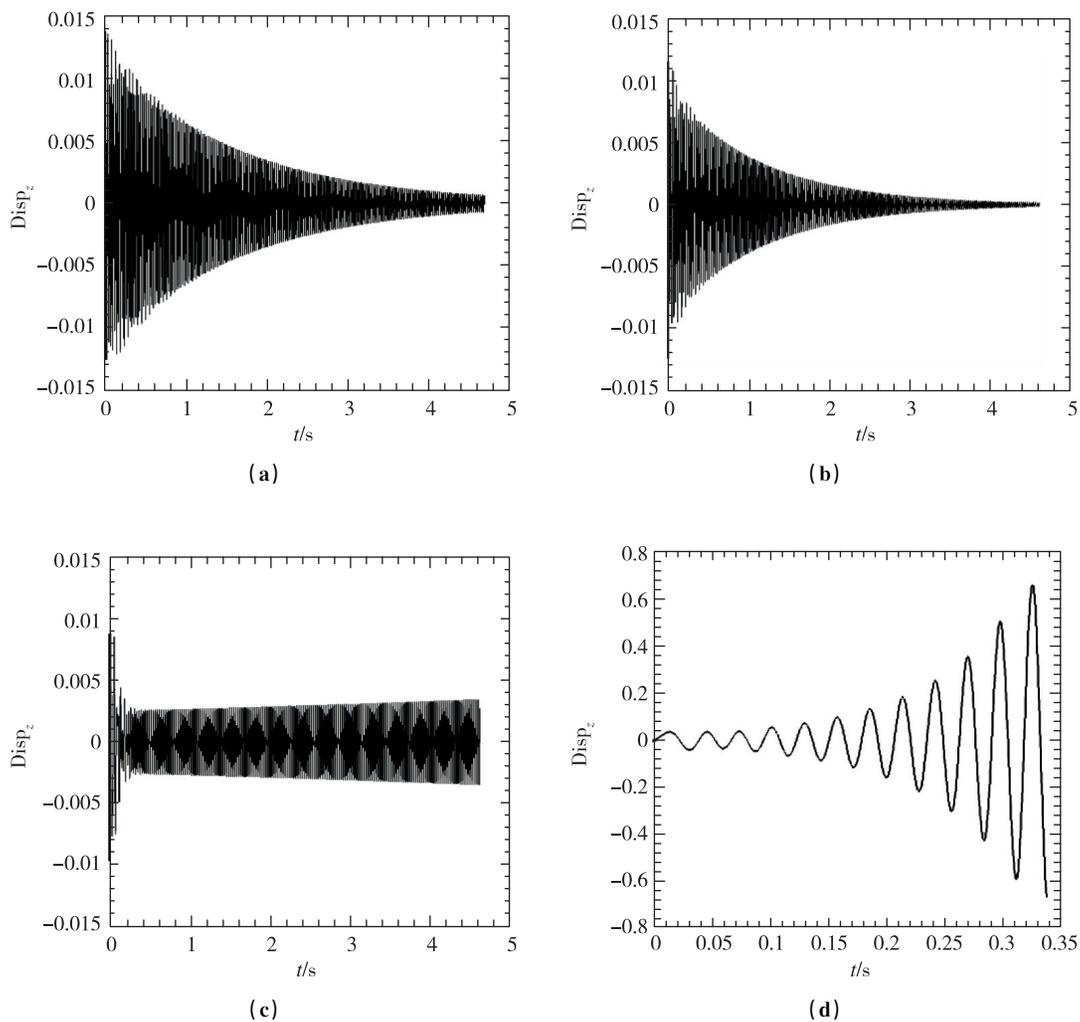
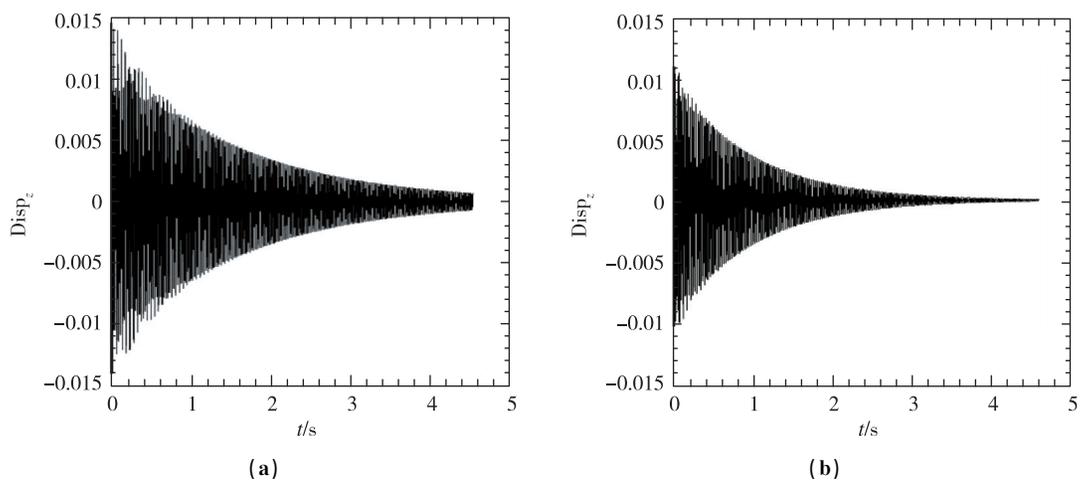


图 4 不同动压下尖前缘翼型位移时域数据
Fig. 4 Times history of sharp-edge wing tip displacements



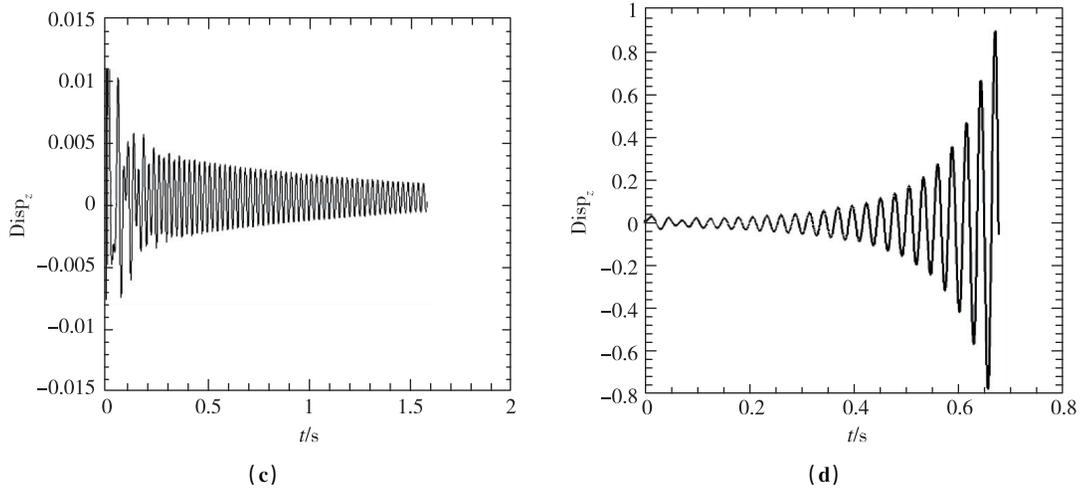


图 5 不同动压下 1/60m 半径前缘翼型位移时域数据

Fig. 5 Times history of 1/60m blunted-edge wing tip displacements

(3) 1/30m 半径前缘外形变动压得到的时域数据

通过对上面两组计算从定性角度观察, 即使对于相同的动压增长趋势, 1/60m 半径前缘与尖前缘相比发散趋势减小。反映到计算颤振边界上, 可以预计, 前缘钝度的增加会使得颤振边界增加。为了进一步确认此趋势, 更进一步增加了前缘的钝度, 采用图 1 (c) 中的翼型进行了颤振计算。计算采用的 Mach 数与动压增加梯度与前面两组计算相同, 并通过固定在翼型前缘的点的位移得到了时域数据。

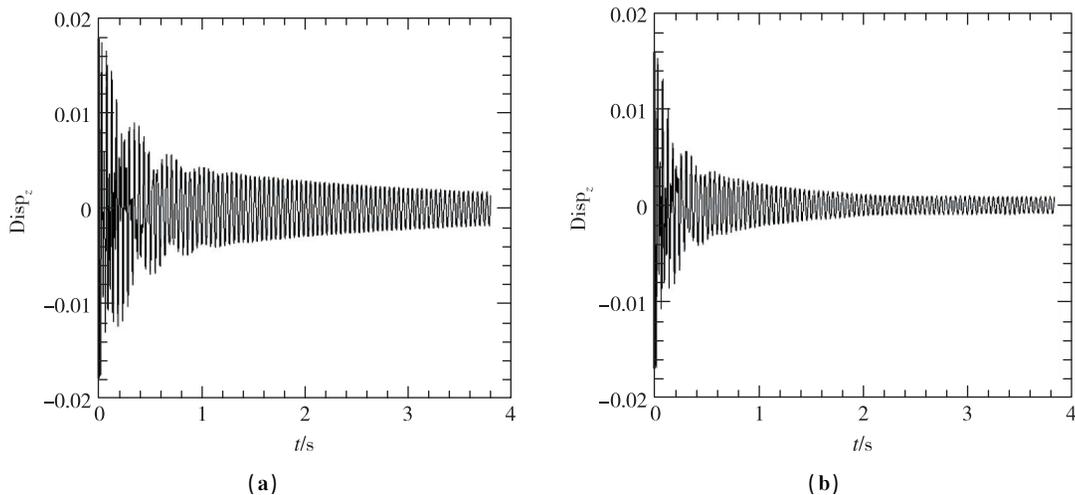
1/30m 半径前缘的计算的时域数据如图 6 所示, 与尖前缘与 1/60m 半径前缘的计算相比, 从定性上看, 随着动压的增加, 发散的 trend 更加不明显, 同时在最大动压点时域数据未显示出发散的趋势, 而是呈现出等幅振动的趋势。

3.3 颤振频率与阻尼比分析

3.3.1 锐前缘翼型

采用自回归移动平均方法^[13] (ARMA) 对锐前缘翼型前缘的位移时域数据进行了分析, 分别得到了不同动压下的频率与阻尼比, 如表 2 所示。时域分析得到的频谱图如图 7 所示。从频率上可以看出, 随着动压的增加, 最高频率与最低频率逐渐靠近。在颤振没有发生时, 时域数据的频谱分析具有两个峰值, 分别对应两个模式的振动频率。当颤振发生时, 时域数据发散, 此时只有一个对应的频率。

将来流动压表示为阻尼比的函数, 则在阻尼比为 0 时对应的动压为颤震动压。阻尼比与颤震动压的函数关系通过已知的动压-阻尼比数据插值得到。相应的插值曲线与数据点如图 8 所示。根据此函数关系, 得到阻尼比为 0 时对应的颤震动压为 3.01×10^6 Pa。



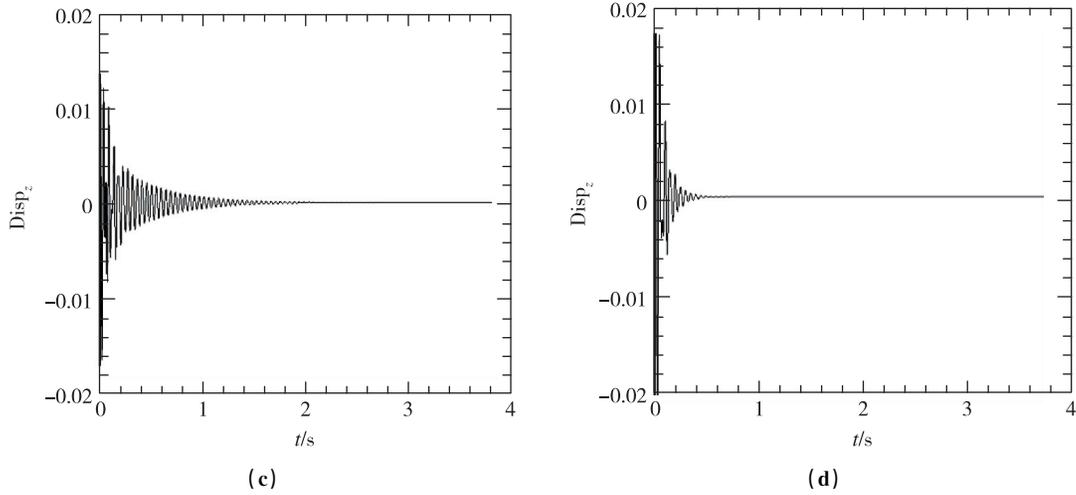


图 6 不同动压下 1/30m 半径前缘翼型位移时域数据

Fig. 6 Times history of 1/30m blunted-edge wing tip displacements

表 2 锐前缘翼型频率与阻尼比

Tab. 2 Damping ratio and frequencies of sharp-edge wing

来流动压/Pa	ω_1 /Hz	ω_2 /Hz	频率 1 阻尼比	频率 2 阻尼比
0.0	22.48	42.60	—	—
7.6×10^5	22.23	41.67	0.0476	0.00261
15.2×10^5	23.31	40.79	0.0249	0.00450
30.4×10^5	39.11	—	-2.9×10^4	—
60.9×10^5	34.50	—	-0.0498	—

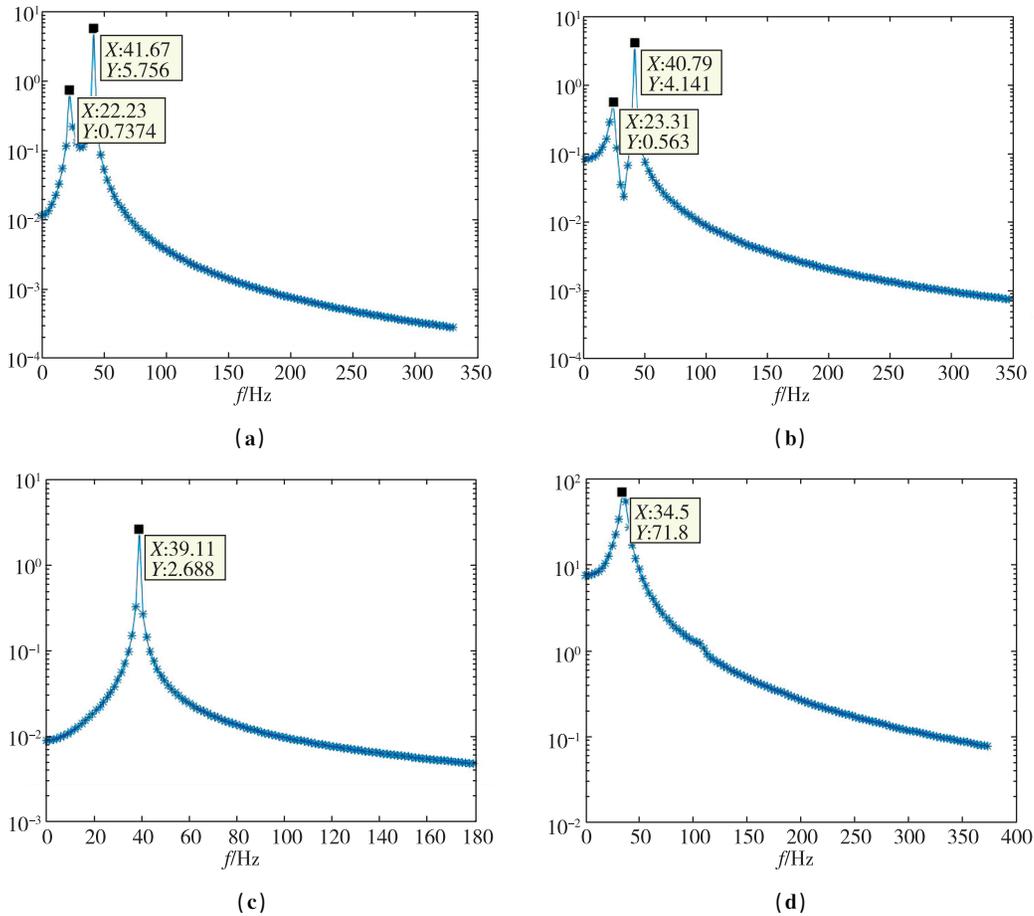


图 7 锐前缘翼型频率分析

Fig. 7 Frequency of sharp-edge wing

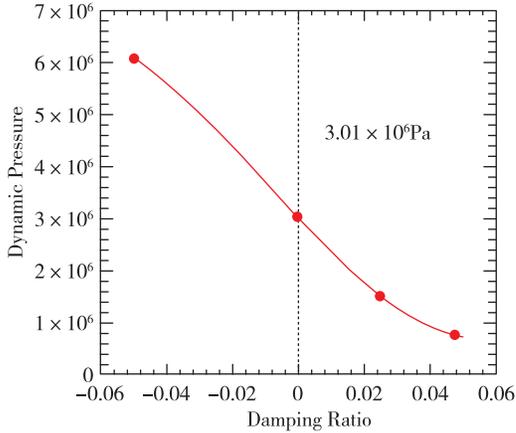


图 8 锐前缘翼型阻尼比与颤振动压

Fig. 8 Sharp-edge wing damping ratio vs. incoming flow dynamic pressure

3.3.2 1/60m 半径前缘翼型

对 1/60m 半径前缘翼型前缘的位移时域数据进行分析, 分别得到了不同动压下的频率与阻尼比, 如表 3 所示。时域分析得到的频谱图如图 9 所示。从频率上可以看出, 随着动压的增加, 最高频率与最低频率逐渐靠近。在颤振没有发生时, 时域数据的频谱分析具有两个峰值, 分别对应两个模态的振动频率。当颤振发生时, 时域数据发散, 此时只有一个对应的频率。

表 3 1/60m 半径前缘翼型频率与阻尼比

Tab. 3 Damping ratio and frequencies of 1/60m blunted-edge wing

来流动压//Pa	ω_1 /Hz	ω_2 /Hz	频率 1 阻尼比	频率 2 阻尼比
0.0	22.48	42.60	—	—
7.6×10^5	22.33	41.87	5.09×10^{-2}	3.2×10^{-3}
1.52×10^6	21.98	41.22	3.982×10^{-1}	6.3×10^{-3}
3.04×10^6	40.05	—	3.14×10^{-3}	—
6.09×10^6	36.21	—	-4.58×10^{-2}	—

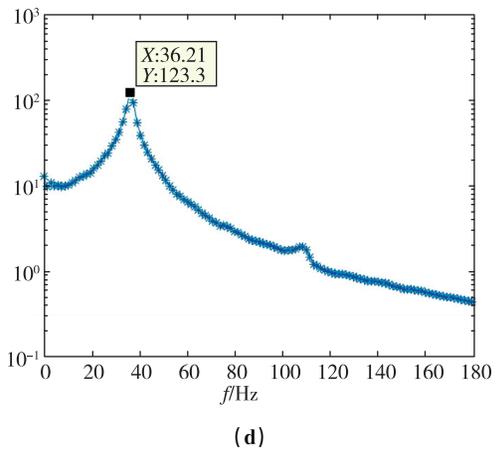
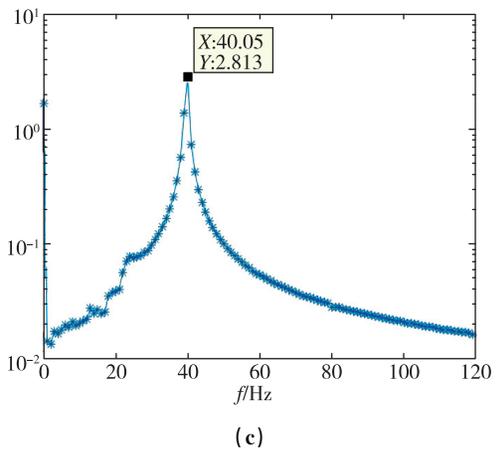
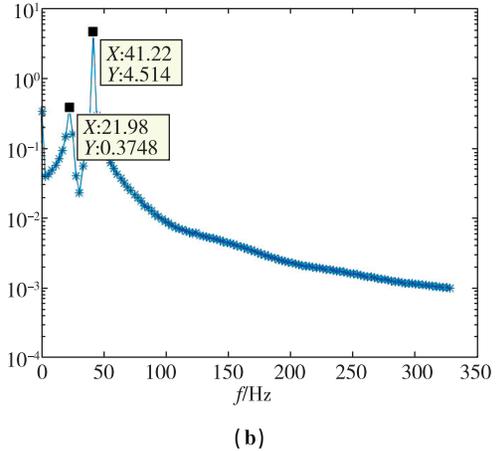
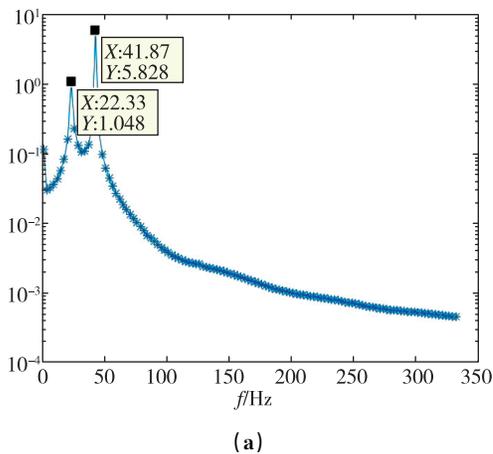


图 9 1/60m 半径前缘翼型频率分析

Fig. 9 Frequency of 1/60m blunted-edge wing

将来流动压表示为阻尼比的函数, 则在阻尼比为 0 时对应的动压为颤振动压。阻尼比与颤振动压的函数关系通过已知的动压-阻尼比数据插值得到, 相应的插值曲线与数据点如图 10 所示。根据此函数关系, 得到阻尼比为 0 时对应的颤振动压为 3.25×10^6 Pa。

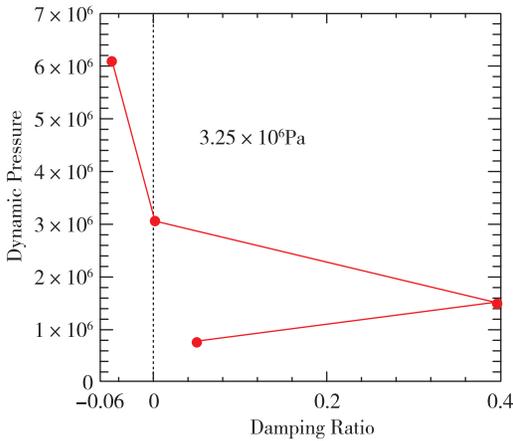


图 10 1/60m 半径前缘翼型阻尼比与颤振动压
 Fig. 10 1/60m blunted-edge damping ratio vs. incoming flow dynamic pressure

3.3.3 1/30m 半径前缘翼型

同样对 1/30m 半径前缘翼型前缘的位移时域数据进行了分析，分别得到了不同动压下的频率与阻尼比，如表 4 所示。时域分析得到的频谱图如图 11 所示。从频率上可以看出，随着动压的增加，最高频率与最低频率逐渐靠近。在颤振没有发生时，时域数据的频谱分析具有两个峰值，分别对应两个模态的振动频率。与锐前缘和 1/60m 半径前缘算例不同的是，1/30m 半径前缘即使在 8 倍动压的情况下仍没有发散。

表 4 1/30m 半径前缘翼型频率与阻尼比

Tab. 4. Damping ratio and frequencies of 1/30m blunted-edge wing

来流动压/Pa	ω_1 /Hz	ω_2 /Hz	频率 1 阻尼比	频率 2 阻尼比
0.0	22.48	42.60	—	—
7.6×10^5	22.69	41.18	0.0125	0.0166
1.52×10^6	22.43	40.56	0.1476	0.1467
3.04×10^6	22.67	36.84	0.2862	0.0695
6.09×10^6	21.57	30.81	0.0831	0.8602

将来流动压表示为阻尼比的函数，相应的数据点如图 12 所示。可以看出，即使在最大动压状态下，振动仍没有发散，因此 1/30m 半径前缘的翼型颤振边界高于前面两种构型。虽然在计算设置的动压情况下没有得到结构振动发散，从而没有得到具体的颤振边界数据，但是此结果与前面结果的趋势一致，说明了随着翼型前缘钝度的增加，颤振边界逐渐提高。

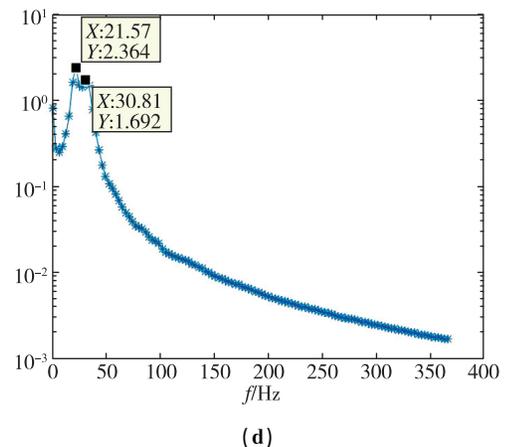
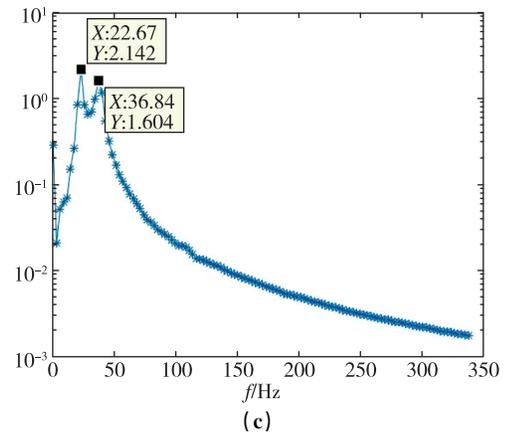
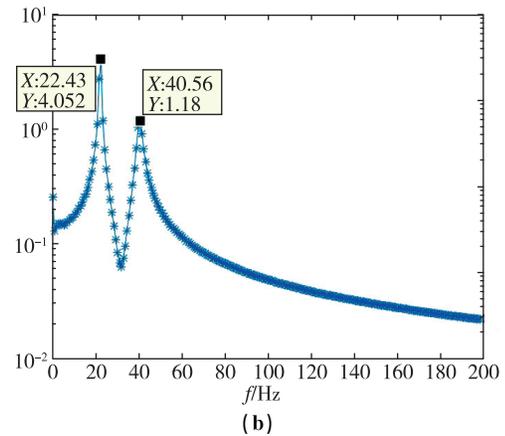
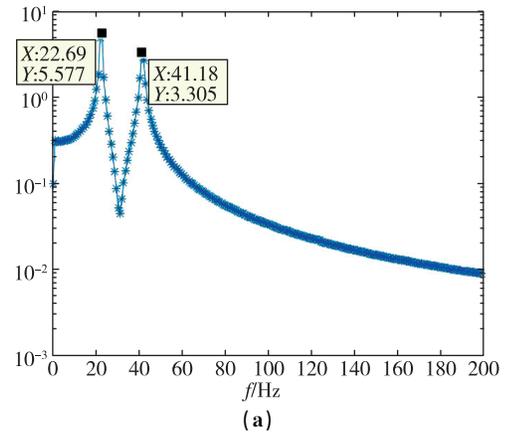


图 11 1/30m 半径前缘翼型频率分析
 Fig. 11 Frequency of 1/30m blunted-edge wing

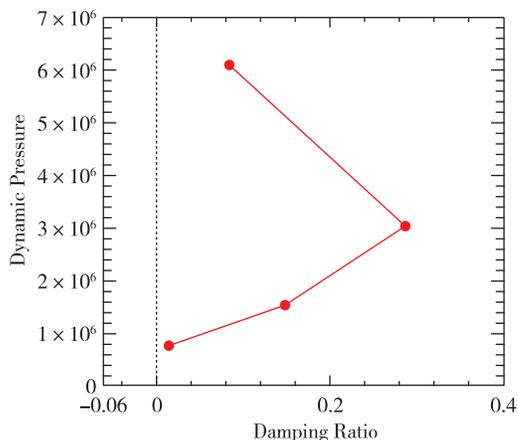


图 12 1/30m 半径前缘翼型阻尼比与颤振动压

Fig. 12 1/30m blunted-edge damping ratio vs. incoming flow dynamic pressure

4 结论

根据从锐前缘到 1/30m 半径前缘的气动弹性分析,发现随着前缘钝度的增加,即使翼型的刚度、质量不发生改变,颤振边界也会不断提高。随着翼型前缘钝度的增加,在高速下,头部激波结构从斜激波转变为脱体的弓形激波。激波结构的变化使得翼型在运动情况下产生的使得翼型发生俯仰运动的力矩发生了变化。而只有翼型在平动过程中产生力矩并与沉浮运动耦合,才会出现翼型结构的自激振动,从而发散出现颤振现象。在锐前缘情况下,力矩较大,随着前缘钝度的增加,翼型上受到的力矩逐渐减小。一个极端的情况为球形,此时如果忽略黏性作用,球形受到的力矩为 0。因此,增大前缘钝度可以提高颤振边界。

参考文献

- [1] McNamara J J, Friedmann P P, Powell K G, et al. Aeroelastic and aerothermoelastic vehicle behavior in hypersonic flow [C]. AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, 2005: 3305.
- [2] Lamorte N, Friedmann P P. Aerothermoelastic and aeroelastic studies of hypersonic vehicles using CFD [C]. 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2013: 1591.
- [3] Ilie M. Fully-coupled aeroelastic computations of high Reynolds number flows: an approach using large-eddy simulation [C]. 19th AIAA Computational Fluid Dynamics, 2009: 3675.
- [4] Ilie M, Nitzsche F, Matida E. Aeroelastic response of an idealized airfoil to blade-vortex interaction: a CFD approach using large eddy simulation [R]. AIAA 2008-2180, 2008.
- [5] Ilie M, Nitzsche F, Matida E. Study of the aeroelastic response of an airfoil to blade-vortex interaction using large-eddy simulation [R]. AIAA 2009-2600, 2009.
- [6] 季辰,李锋,刘子强.高超声速风洞颤振试验技术研究[J].实验流体力学,2015,29(4):75-80.
- [7] 季辰,刘子强,李锋.钝前缘梯形翼高超声速风洞颤振试验[J].气体物理,2018,3(1):54-63.
- [8] 季辰,赵玲,朱剑,等.高超声速风洞连续变动压舱面颤振试验[J].实验流体力学,2017,31(6):37-44.
- [9] 窦怡彬,徐敏,安效民,等.高超声速舵面颤振分析[J].工程力学,2009,26(11):232-237.
- [10] 叶坤,叶正寅,屈展.高超声速热气动弹性中结构热边界影响研究[J].西北工业大学学报,2016,34(1):1-10.
- [11] Donea J, Huerta A, Ponthot J P, et al. Encyclopedia of computational mechanics [M]. New Jersey, John Wiley & Sons Ltd, 2004.
- [12] Allen C B, Rendall T C S. Unified approach to CFD-CSD interpolation and mesh motion using radial basis functions [C]. 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2007: 3804.
- [13] 曹树谦,张文德,萧龙翔.振动结构模态分析:理论、实验与应用[M].天津:天津大学出版社,2001.

引用格式:郭力,刘杰平,吕计男,等.前缘钝度对高速翼型颤振边界的影响[J].宇航总体技术,2020,4(1):47-55.

Citation: Guo L, Liu J P, Lyu J N, et al. Effects of front edge bluntness on flutter boundary of a high speed airfoil [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4 (1): 47-55.