

引用格式: 丛戎飞, 叶友达, 赵忠良. 吸气式高超声速飞行器俯仰/滚转耦合运动特性[J]. 航空学报, 2020, 41(4): 123588. CONG R F, YE Y D, ZHAO Z L. Characteristics of air-breathing hypersonic vehicle in force-pitch and free-roll coupling motion[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(4): 123588. doi: 10.7527/S1000-6893.2019.23588

吸气式高超声速飞行器俯仰/滚转耦合运动特性

丛戎飞¹, 叶友达^{2,3,*}, 赵忠良¹

1. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 绵阳 621000
2. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000
3. 国家计算流体力学实验室, 北京 100083

摘要: 针对一种类似 SR-72 构型的吸气式高超声速飞机开展了进气道通流状态下俯仰/滚转耦合运动相关研究。通过数值模拟获得了滚转单自由度静稳定性、动稳定性以及强迫俯仰/自由滚转运动下的两自由度耦合动稳定性, 研究了飞行器转动惯量以及俯仰运动频率对耦合运动的影响, 简要分析了耦合运动的机理。研究发现虽然此飞行器具有滚转静稳定性和动稳定性, 但是在强迫俯仰/自由滚转运动过程中, 滚转通道却出现了小幅度振荡与大振幅振荡交替出现的情况, 最大滚转角超过 70° 。小幅度振荡出现在正弦俯仰振荡的上半周期, 其振荡频率随轴向转动惯量增加而降低, 幅值随俯仰振荡频率增加而增大; 大振幅振荡出现在下半周期, 其幅值基本不变, 而振荡频率与俯仰振荡一致。这种现象基本不受惯性耦合作用影响, 可以认为是由气动力主导的。

关键词: 吸气式高超声速飞行器; 俯仰/滚转耦合运动; 静稳定性; 动稳定性; 两自由度

中图分类号: V211 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-6893(2020)04-123588-11

2004 年 X-43A 实验飞行器的成功试飞标志着吸气式高超声速飞行器已经从实验室阶段走向工程研制阶段^[1-4]。2013 年, 美国洛克希德·马丁公司宣布正在研制代号为“黑燕”的 SR-72 高超声速无人侦察机作为 SR-71 的继承机型^[5]。目前以美俄为代表的世界军事强国正在积极推动吸气式高超声速飞行器在军事领域的应用。

由于高超声速飞行器的飞行环境以及机体构型与传统飞行器不同, 在稳定性研究中面临着很多新的问题。高超声速飞行器进行机动运动时, 其气动特性通常是非线性、非正常变化的, 并存在气动/运动耦合以及惯性耦合作用。由于高超声速飞行器通常采用细长体构型, 其绕体轴 X 方向的转动惯量 I_x 通常较小, 且高空高速飞行中的气动阻尼较小, 使得飞行器在受到扰动时容易发生

非指令性滚转^[6-7]。

X-43A 在 2001 年首次试飞时, 在机弹分离后出现了滚转振荡发散现象, 过大的载荷导致气动舵失效, 从而导致试飞失败。研究人员分析认为是动力学耦合造成飞行器失稳, 并将问题指向了气动模型的不可靠性^[8]。在 2010 年 4 月和 2011 年 8 月, 美国两次进行 HTV-2 的飞行试验, 均以失败告终。其中第 1 次试飞失败是由于在飞行器爬升阶段发生滚转与侧滑交叉耦合, 从而引起滚转发散, 超过飞行器的滚转控制极限, 最终导致飞行器失控^[9]。由此可见, 高超声速飞行器的动稳定性问题十分突出, 给飞行器的运动稳定性和飞行安全带来了严峻的挑战^[10-11], 因此高超声速飞行器横侧向稳定性及其动力学耦合是必须研究的课题。

国内外针对传统飞行器的动稳定性开展的研

收稿日期: 2019-10-17; 退修日期: 2019-11-14; 录用日期: 2019-11-25; 网络出版时间: 2019-12-04 10:58

网络出版地址: <http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/html/20200408.html>

* 通信作者。E-mail: youdaye@sina.com

究较早。Phillips^[12]在研究 XS-1 模型时发现了由飞行器滚转引起的惯性耦合现象,从而提出了用于研究急滚动力学的 Phillips 判据。20 世纪 70 年代, Mehra 和 Carroll^[13]将分叉分析方法应用于飞行器稳定性分析,并指出机翼摇摆是由 Hopf 分叉引起的。Kandil^[14]和刘伟^[15]等分别开展了机翼单自由度滚动的非线性动力学分析研究,杨小亮^[16]开展了后掠三角翼强迫俯仰、自由滚转耦合运动特性研究,张涵信等^[17]针对球冠倒锥外形返回舱在跨、超声速配平攻角区出现极限环振荡的现象,提出了动稳定性判据及实现分叉的条件和分叉临界马赫数。袁先旭等采用耦合求解非定常 Navier-Stokes 方程和飞行器运动方程,数值模拟了飞船返回舱俯仰振荡随来流马赫数变化的 Hopf 分叉过程,验证了分析结论^[18]。

针对高超声速飞行器的动稳定性研究则起步较晚,作者团队^[10-11]在张涵信已发展的正滚判据的基础上,研究了类 HTV-2 高超飞行器的单自由度滚转以及强迫俯仰/滚转运动,完善了飞行器偏滚运动的稳定性判据,并指出高超声速飞行器高空飞行时,由于大气的密度低,飞行器自身的惯性力矩不能被忽略,惯性力矩会迅速加快滚动速度,诱导偏离振荡及惯性耦合发散。李乾等^[19-20]对类 HTV-2 高超飞行器在两自由度耦合运动条件下的气动/运动耦合现象进行了研究,发现飞行器在俯仰机动过程中,滚转方向会在气动力矩以及惯性力矩共同作用下发生失稳运动。

目前针对吸气式高超声速飞行器动态特性开展的研究较少,以单自由度动稳定性研究为主,较少涉及多自由度耦合运动研究。Adamczak 和 Bolender^[21]对 HIFiRE-6 一体化飞行器的纵向以及横航向运动模态进行了分析,指出飞行器在小迎角下横侧向通道动不稳定。刘绪等^[22-23]等通过数值模拟针对类 X-51 机体/推进一体化飞行器在给出了进气道堵塞和通流两种外形下小振幅强迫振动的俯仰、偏航、滚转阻尼导数和交叉导数,并对两种外形下的计算结果进行了分析。赵忠良等^[24-25]在 0.5 m 高超声速风洞针对类 X-51A 外形的带进气道通流模型进行了动导数试验,研究了模型进气道喉道高度对吸气式高超声速飞行器动导数的影响。

对吸气式飞行器而言,由于机体外形以及气

动特性与滑翔式飞行器有较大区别,其动稳定性值得进行进一步的研究。本文针对一种类似 SR-72 构型的吸气式高超声速飞机开展了动稳定性研究。通过数值模拟获得了滚转单自由度动稳定性以及强迫俯仰/自由滚转运动下的两自由度耦合动稳定性。

1 数值方法和计算模型

本文的数值模拟研究在课题组研发的软件 VFNS^[26]上完成,该软件采用并行结构网格求解器,求解非定常 Navier-Stokes 方程,采用高阶 Adams 预估校正法在双时间步内实现空气动力/飞行力学的紧耦合计算,控制方程空间离散采用的是基于多块拼接网格的有限体积法,黏性项采用中心差分,无黏项采用 Van Leer 格式,非定常时间推进采用双时间步法,湍流模型为 Spalart-Allmaras 模型。

本文研究的吸气式高超声速飞行器模型是参照美国 SR-72^[27-28]概念飞行器设计的,采用了翼身组合体气动布局,与 HTV-2 和 X-51A 等高超声速飞行器普遍采用的“乘波体”构型有较大的不同。图 1 和图 2 分别给出了模型几何外形以及内流道形状。计算网格拓扑如图 3 所示。

为了模拟吸气式高超声速飞行器典型的巡航状态,计算工况选取为高度为 27 km 的标准大气参数,马赫数 $Ma = 6$ 。计算参考长度为模型全长,参考面积为机翼面积,力矩参考点为 1/2 全长的位置。以模型全长为参考长度的雷诺数 $Re = 7.1 \times 10^7$ 。模型内流道为通流状态,忽略发动机燃烧等情况。

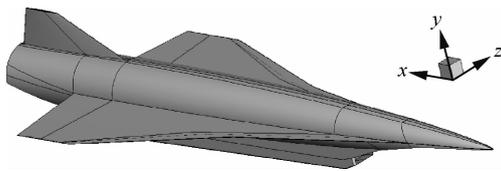


图 1 模型几何外形

Fig. 1 Model geometry shape



图 2 内流道形状

Fig. 2 Internal flow path configuration

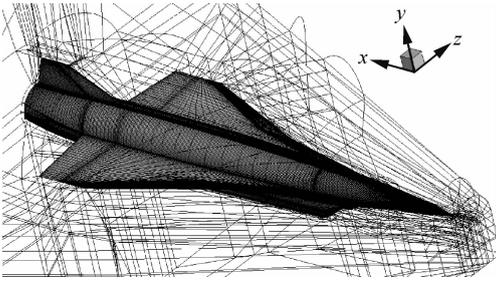


图3 计算网格拓扑

Fig. 3 Topology of computational grid

2 验证算例

本节选取 Basic Finner 导弹标模, 利用数值强迫振荡的方法, 计算导弹的俯仰、滚转动导数, 并与试验结果对比, 验证程序对于气动/运动耦合状态下非定常气动力的计算能力。

俯仰方向的动导数 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ 如图4所示, 俯仰平均迎角和振幅均为 1.5° , 减缩频率 $k=0.00316$ 。滚转方向的动导数 $C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$ 如图5所示。

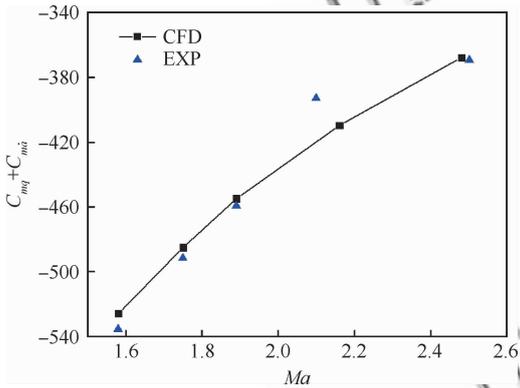


图4 Basic Finner 俯仰动导数

Fig. 4 Pitching dynamic derivatives for Basic Finner

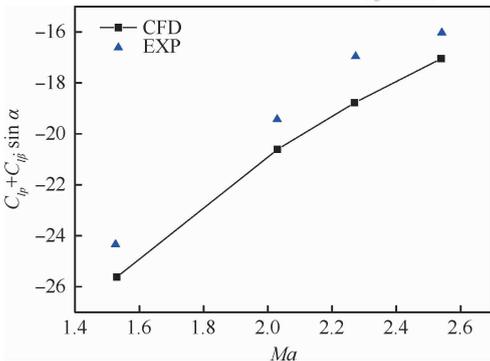


图5 Basic Finner 滚转动导数

Fig. 5 Rolling dynamic derivatives for Basic Finner

迎角为 0° , 滚转角振幅为 1° , 减缩频率 $k=0.00326$ 。计算结果与文献[29]中的试验结果符合较好, 说明程序具备非定常气动力的计算能力。

3 滚转稳定性

3.1 静稳定性

在研究模型滚转动稳定性之前, 首先通过定常数值模拟获得滚转静稳定性参数, 即滚转静导数 C_l^r 。模型在 $0^\circ \sim 15^\circ$ 俯仰角 θ 下, 滚转力矩系数 C_l 随滚转角 γ 的变化如图6所示。由图可知, 在俯仰角大于 0° 时, 滚转力矩系数绝对值随滚转角增大而增大; 在相同的滚转角下, 滚转力矩系数绝对值随俯仰角增大而增大。滚转静导数 C_l^r 随俯仰角的变化如图7所示, 通常 C_l^r 小于0时认为飞行器具有滚转静稳定性。可以看到, 模型在俯仰角为 0° 时处于中立稳定状态, 滚转静稳定性随着迎角增大而增大。

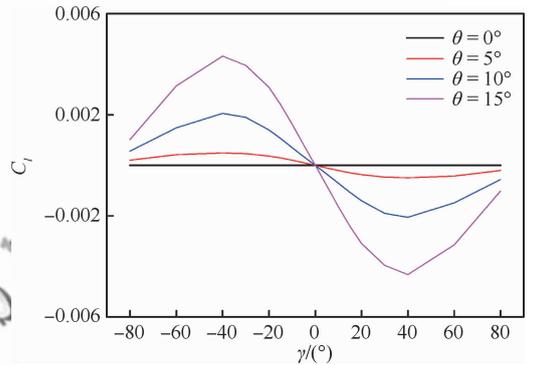


图6 不同俯仰角下滚转力矩系数随滚转角变化

Fig. 6 Variation of rolling moment coefficients with rolling angle at different pitch angles

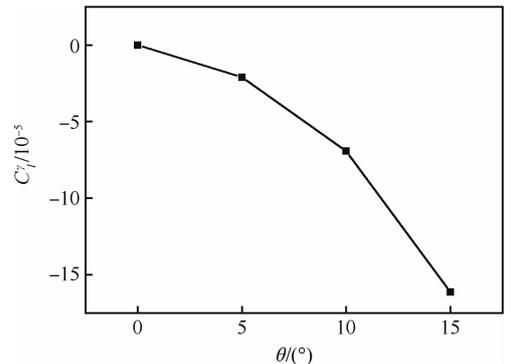


图7 滚转静导数

Fig. 7 Rolling static derivatives

3.2 动稳定性

由上文可知模型在 $0^\circ \sim 15^\circ$ 俯仰角下,在一定滚转角范围内具备滚转静稳定性,即模型在平衡状态下受到滚转方向的瞬时扰动时具有恢复到平衡状态的趋势。而模型在受到扰动后的恢复过程以及在平衡位置的敛散特性则是由动稳定性描述的。下面使用数值强迫滚转的方式求得不同俯仰角下模型的滚转动导数,从而评估模型的动稳定性。

强迫滚转振荡运动的滚转力矩系数迟滞曲线如图 8 所示,迟滞曲线的倾斜程度与图 6 中静态滚转力矩系数曲线相对应。迟滞曲线的方向如图中箭头所示,为逆时针方向,说明气动力起阻尼作用,模型具备滚转动稳定性。滚转动导数为图 9 所示,在 $0^\circ \sim 15^\circ$ 俯仰角下,滚转动导数均小于零,同样说明模型具备滚转动稳定性。其

中在俯仰角为 5° 时滚转动导数的绝对值最小,说明此时滚转运动受到的阻尼最小,滚转动稳定性最差。

为了与强迫滚转运动的计算结果进行对比验证,数值模拟了模型在不同俯仰角下的自由滚转运动,模型分别在 5° 、 10° 、 15° 俯仰角下,从 5° 初始滚转角释放,在气动滚转力矩的作用下自由滚转,逐渐收敛至平衡位置。模型的滚转方向转动惯量 I_x 为 $0.1 \times 10^6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。数值模拟得到的自由滚转运动曲线如图 10 所示,运动相图如图 11 所示。 ω_x 为滚转角速度。随着俯仰角增大,滚转收敛速度变快,滚转频率增大。滚转运动频谱图如图 12 所示。由图可知 $\theta=5^\circ$ 时,滚转振荡频率 f 约为 0.134 Hz ; $\theta=10^\circ$ 时,滚转振荡频率 f 约为 0.213 Hz ; $\theta=15^\circ$ 时,滚转振荡频率 f 约为 0.372 Hz 。

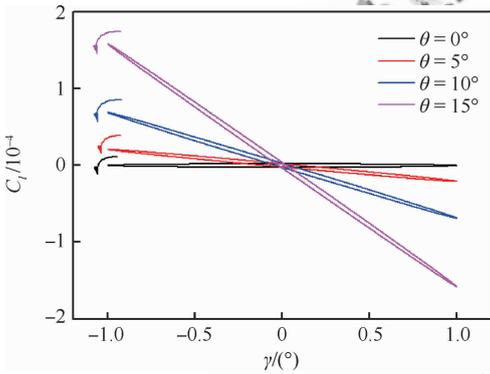


图 8 滚转力矩系数迟滞曲线

Fig. 8 Hysteresis loops for rolling moment coefficients

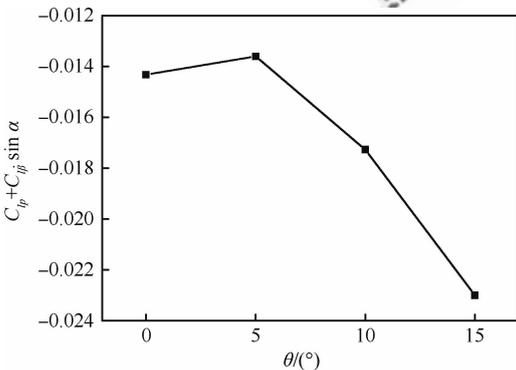


图 9 滚转动导数

Fig. 9 Rolling dynamic derivatives

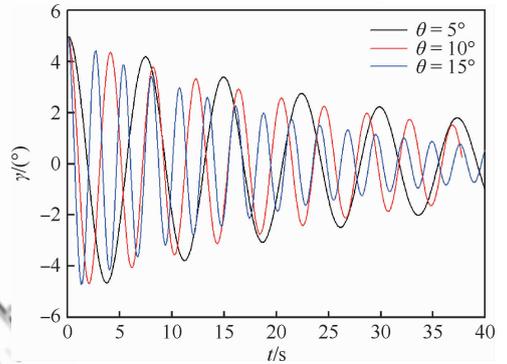


图 10 自由滚转运动时滚转角时间历程曲线

Fig. 10 Time history curves of rolling angles for free rolling motion

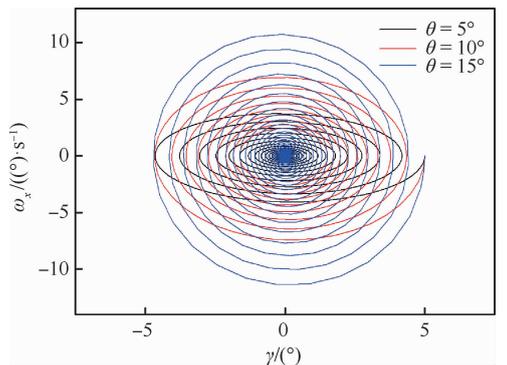


图 11 自由滚转运动相图

Fig. 11 Phase diagram of free rolling motion

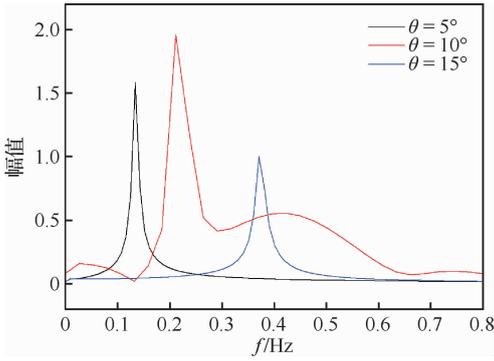


图 12 滚转运动频谱图

Fig. 12 Frequency spectrum graph for free rolling motion

4 强迫俯仰/自由滚转两自由度耦合运动

在第 3 节单自由度滚转稳定性研究的基础上,通过数值模拟强迫俯仰/自由滚转运动,进一步研究吸气式高超声速飞行器的气动/运动耦合作用机理,考察在飞行器俯仰运动的过程中滚转通道的稳定性。

4.1 转动惯量影响

为了研究飞行器的转动惯量对强迫俯仰/自由滚转运动带来的影响,参照相似尺寸飞行器的转动惯量分布,针对本文的模型设计了如表 1 所示的转动惯量工况。对表中工况进行了存在初始滚转角时的强迫俯仰/自由滚转运动数值模拟。模型初始滚转角为 5°,强迫俯仰运动为正弦振荡,平均迎角为 5°,振幅为 5°,频率为 0.025 Hz。

首先保持 I_x 不变,研究 I_y 、 I_z 变化带来的影响。由于高超声速飞行器通常采用细长体构型,其滚转方向转动惯量 I_x 通常远小于偏航和俯仰方向转动惯量 I_y 、 I_z 。在飞行器初始滚转角不为

表 1 模型转动惯量

Table 1 Rotational inertia of model

Case No.	$I_x / (10^6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2)$	$I_y / (10^6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2)$	$I_z / (10^6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2)$
1	0.1	1.3	1.4
2	0.1	1.3	1.3
3	0.1	1.4	1.3
4	0.2	1.3	1.3
5	0.05	1.3	1.3

0°时,俯仰方向的运动引起的惯性力矩在滚转方向上的分量,也就是惯性耦合力矩可能会对滚转方向产生扰动。由飞行器运动学方程和动力学方程得到惯性耦合力矩 M'_x 的表达式为

$$M'_x = \frac{I_y - I_z}{2} \sin 2\gamma \cdot \dot{\theta}^2 \quad (1)$$

针对 Case1、Case3,分析不同工况下飞行器滚转角随时间的变化,如图 13 所示。图中黑色虚线为俯仰角,彩色曲线为不同工况下的滚转角变化曲线。图中 3 种工况的曲线全部重叠在一起。这是由于俯仰角速度较小,惯性耦合力矩很小,惯性耦合作用对滚转运动的影响可以忽略不计。以 Case1 工况为例,惯性耦合力矩 M'_x (黑色曲线) 和气动滚转力矩 M_x (红色曲线) 随时间的变化曲线如图 14 所示,可以看到 M_x 比 M'_x 大了 3 个数量级。这说明滚转方向的运动是由气动力主导的。

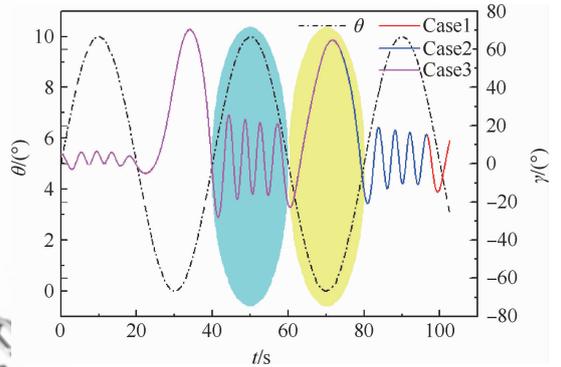


图 13 滚转角和俯仰角时间历程曲线(Cases1,2,3)

Fig. 13 Time history curves of rolling angles and pitching angle(Cases1,2,3)

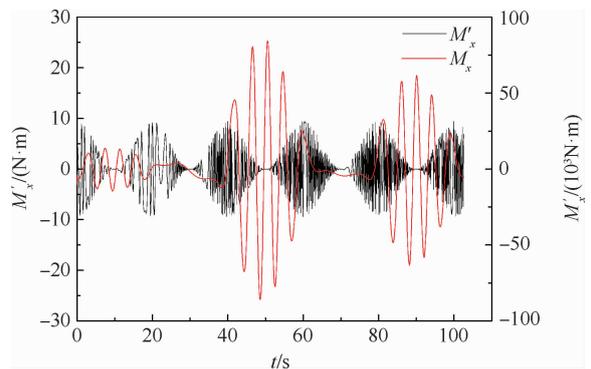


图 14 惯性耦合力矩与气动滚转力矩时间历程曲线

Fig. 14 Time history curves of inertia coupling moment and aerodynamic rolling moment

在图 13 中可以看到,随着俯仰角运动区间的不同,滚转角的振动模态呈现拟周期性的变化。如果把俯仰角大于平均振幅的周期称为上半周期,如 $t=40\sim 60$ s(图中蓝背景区域),小于平均振幅的称为下半周期,如 $t=60\sim 80$ s(图中黄背景区域),可以发现,除去前 20 s,在俯仰角上半周期存在滚转角约为 15° 的中等振幅振荡,频率较高,而在下半周期,滚转角以超过 60° 振幅进行大振幅振荡,且振动频率与俯仰角振荡基本频率一致。

尽管上文对滚转稳定性的研究表明模型在滚转方向具有静稳定性和动稳定性,但在强迫俯仰/自由滚转耦合运动的过程中,模型在滚转方向出现了中等振幅的振荡,并在 $\theta=0^\circ$ 的位置附近出现了滚转角约 70° 的振荡。这说明单自由度运动的动导数不能对两自由度耦合运动进行准确预测。

叶友达、田浩等^[10-11]在研究类 HTV-2 高超声速飞行器两自由度耦合运动时提出了两自由度稳定性判据:

$$P = [(I_y - I_z)\dot{\theta}^2 + M_x^2]/I_x \quad (2)$$

当 $P < 0$ 时,运动是稳定的。下面使用判据 P 对 Case1 工况进行分析。判据 P 随时间的变化曲线如图 15 所示。其中 P 的时间历程曲线存在许多处阶跃,以图中绿箭头所指处为例,这些阶跃与滚转角曲线的波峰或波谷的时间坐标相对应。这是由于在波峰波谷处滚转角对时间的导数 $\dot{\gamma}$ 趋近于 0,使得 P 表达式中的 M_x^2 项趋向于无穷大。可以注意到 P 在阶跃处会出现大于零的值,但是由于持续时间过短,并不会引起运动失稳。而在图中两个蓝圈处, P 值接近 0 且变化平缓,说明此时系统的稳定性较差,而滚转角在波峰处超过了 70° 。

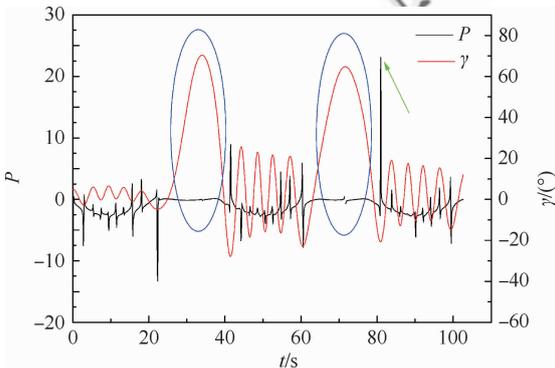


图 15 判据 P 和滚转角时间历程曲线

Fig. 15 Time history curves of criterion P and rolling angle

接下来保持 I_y 、 I_z 不变,研究 I_x 变化带来的影响。针对 Case2、4、5,分析不同工况下飞行器滚转角随时间的变化如图 16 所示。可以看出 I_x 变化对滚转角的运动规律影响较为明显。在俯仰角上半周期,滚转角振动频率随 I_x 的增大而减小,滚转角的振幅随着 I_x 的增大而明显增大,Case5 ($I_x = 0.05 \times 10^6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$) 最大振幅只有 13° ,Case4 ($I_x = 0.2 \times 10^6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$) 最大振幅达到 40° 。而在俯仰角下半周期,滚转角的振幅也随着 I_x 的增大而增大,但变化相对较小。

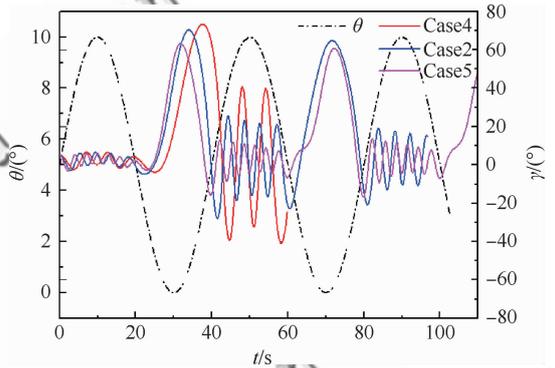


图 16 滚转角和俯仰角时间历程曲线(Cases2,4,5)

Fig. 16 Time history curves of rolling angles and pitching angle(Cases2,4,5)

4.2 俯仰运动频率影响

下面针对俯仰运动频率的影响展开进一步的研究。保持模型初始滚转角 5° ,强迫俯仰运动为正弦振荡,平均迎角 5° ,振幅 5° ,模型惯量分布与 Case2 保持一致,分别对 $f=0.0125 \text{ Hz}$ 和 $f=0.0375 \text{ Hz}$ 的工况进行数值模拟,并与 $f=0.025 \text{ Hz}$ 的工况结果进行对比。

$f=0.0125 \text{ Hz}$ 和 $f=0.0375 \text{ Hz}$ 工况下滚转角随时间的变化如图 17 和图 18 所示。 $f=0.0125 \text{ Hz}$ 工况下,在俯仰角的上半周期滚转振荡的振幅小于 10° ,在下半周期超过 50° 。 $f=0.0375 \text{ Hz}$ 工况下,在俯仰角的上半周期滚转振荡的振幅约为 20° ,在下半周期超过 60° 。结合前文 Case2 工况俯仰角振荡频率为 $f=0.025 \text{ Hz}$ 的滚转角变化曲线可以看出,在俯仰运动的上半周期,滚转角振荡频率随俯仰角振荡频率的变化较小,而在下半周期的大幅振荡频率则与俯仰角振荡频率基本一致。

$f=0.0125, 0.025, 0.0375$ Hz 3 种工况的滚转相图如图 19 所示,纵轴为滚转角速度。可以看到在 3 种工况下,相图均为类似极限环的形态,一个半径较小的圆形极限环与一个扁平的椭圆形极

限环交替出现,两个极限环分别对应上半周期的中小幅度振荡以及下半周期的大振幅振荡。在图中可以看出圆环半径随俯仰运动频率的增加而增大,表明上半周期振幅受俯仰运动频率影响较大,而椭圆形右端位置变化较小,表明下半周期振幅受俯仰运动频率影响较小。

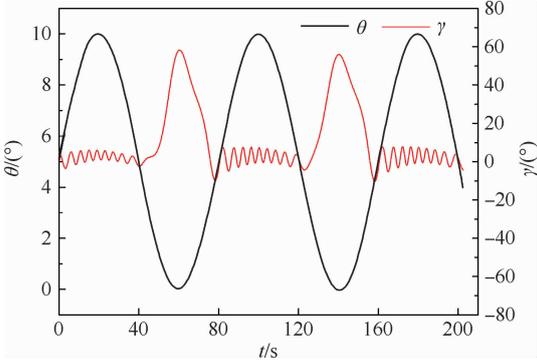


图 17 $f=0.0125$ Hz 工况滚转角和俯仰角时间历程曲线

Fig. 17 Time history curves of rolling angle and pitching angle at $f=0.0125$ Hz

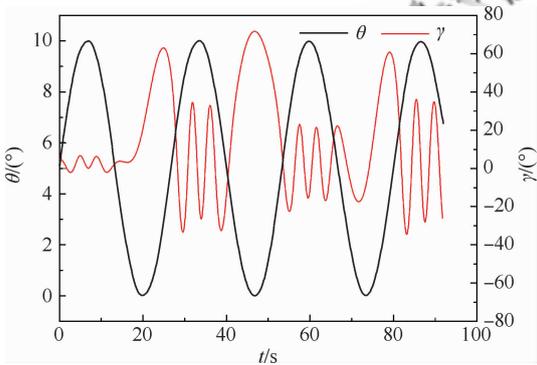


图 18 $f=0.0375$ Hz 工况滚转角和俯仰角时间历程曲线

Fig. 18 Time history curves of rolling angle and pitching angle at $f=0.0375$ Hz

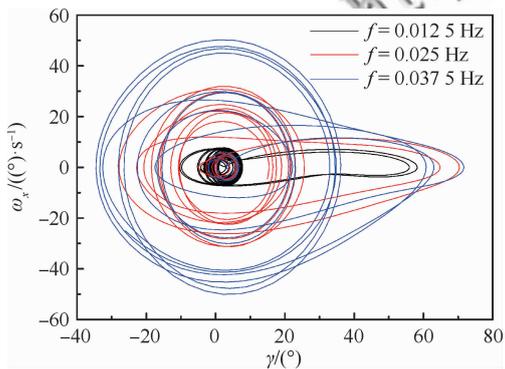


图 19 滚转角速度-滚转角相图

Fig. 19 Phase diagram of rolling angular velocity to rolling angle

4.3 耦合运动机理分析

上文研究了飞行器转动惯量以及俯仰频率对飞行器耦合运动的影响,可以发现在各个工况下滚转方向的运动都呈现为高频中小幅振荡与低频大幅振荡交替出现的趋势。下面对耦合运动进行稳定性分析^[24-25]。

飞行器的气动滚转力矩 M_x 在平衡态附近可以展开为

$$M_x = M_x^{\gamma} \cdot \gamma + M_x^{\omega_x} \cdot \omega_x \quad (3)$$

由于飞行器的惯性耦合作用可以忽略,滚转方向的运动学方程和动力学方程可表示为

$$\begin{cases} \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x \\ \frac{d\omega_x}{dt} = \frac{1}{I_x} (M_x^{\gamma} \cdot \gamma + M_x^{\omega_x} \cdot \omega_x) \end{cases} \quad (4)$$

式(4)可进一步写为

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \gamma \\ \omega_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ \frac{M_x^{\gamma}}{I_x} & \frac{M_x^{\omega_x}}{I_x} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma \\ \omega_x \end{bmatrix} \quad (5)$$

该动力系统能够稳定收敛的条件是 $M_x^{\gamma} < 0$, $M_x^{\omega_x} < 0$ 。根据上文的研究表明,在俯仰角大于 0° 时,飞行器具有滚转静稳定性和滚转动稳定性, $M_x^{\gamma} < 0$ 和 $M_x^{\omega_x} < 0$ 同时成立。但是在俯仰角达到 0° 的时刻,飞行器处于带阻尼的中立静稳定状态,即 $M_x^{\gamma} = 0$ 和 $M_x^{\omega_x} < 0$,如果此时滚转角速度不为零,飞行器会逐渐偏离平衡位置。当飞行器在 0° 俯仰角与正俯仰角之间进行强迫俯仰振荡时,滚转通道将在稳定收敛状态以及中立静稳定状态之间反复转换,从而导致中小幅振荡与大振幅振荡交替出现。

选取 Case1 作为典型工况进行具体分析,该工况下滚转力矩系数以及俯仰角、侧滑角、滚转角随时间的变化曲线如图 20 所示。可以看到,在滚转角高频振荡的区间,例如 $40 \sim 60$ s 范围内,飞行器的俯仰角超过 5° ,此时飞行器的侧滑角随着

飞行器的滚转角而剧烈振荡,使得飞行器在滚转的过程中获得了较大的滚转回复力矩,维持飞行器的高频滚转振荡。而在 60~80 s 范围内,飞行器的俯仰角逐渐减小至 0°后回到 5°,在此期间,虽然飞行器出现了大幅滚转,但侧滑角始终小于 2°,滚转力矩系数非常小且变化缓慢,静稳定性差,无法在短时间内改变飞行器的滚转方向。飞行器在俯仰角接近 0°的位置出现滚转角大幅震荡,这种现象与 Adamczak 和 Bolender^[21]对同样采用翼身组合体构型的 HIFiRE-6 一体化飞行器的动态特性研究时指出的飞行器受到的气动阻尼较小,在小迎角下横侧向通道动不稳定的结论有一定相似性。说明本文的研究结论对采用类似构型的飞行器有一定的参考价值。

飞行器在 60~80 s 这个滚转角大幅振荡的区间内滚转力矩系数随滚转角的变化曲线如图 21 所示。曲线为双“8”字型,曲线左右两端呈逆时针旋转,表明飞行器的滚转运动受到气流的阻尼作用,向气流释放能量,而曲线的中间部分呈顺时针旋转,表明气流向飞行器的滚转运动输入能量。这种能量输入输出与俯仰方向的运动有关。图 20 中红色虚线位置为俯仰角为 0°的时刻,可以看到由于滚转角达到峰值的时刻滞后于俯仰角达到 0°的时刻,在滚转角增大的过程中对应的俯仰角小于滚转角减小的过程中对应的俯仰角,这种差异导致了滚转过程中能量的输入和耗散。

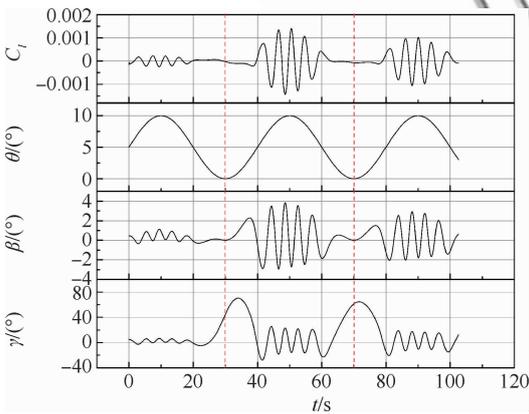


图 20 滚转力矩系数、俯仰角、侧滑角和滚转角时间历程曲线

Fig. 20 Time history curves of rolling moment coefficients, pitch angle, sideslip angle, and rolling angle

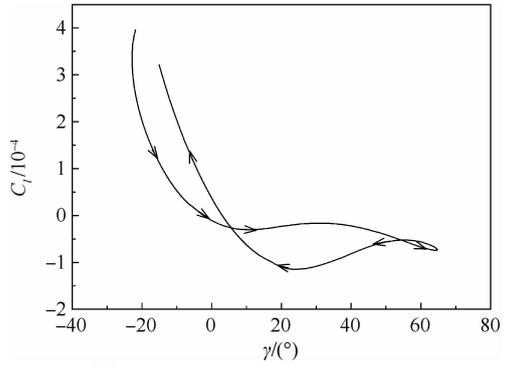


图 21 滚转力矩系数随滚转角的变化

Fig. 21 Variation of rolling moment coefficient with rolling angle

5 结 论

1) 虽然模型具有滚转静稳定性和动稳定性,但是在强迫俯仰/自由滚转运动过程中,滚转通道却出现了中小幅度振荡与大振幅振荡交替出现的情况。中小幅度振荡出现在俯仰运动的上半周期,大振幅振荡出现在俯仰运动的下半周期,俯仰角接近 0°的位置,最大滚转角超过 70°,这说明单自由度运动的动导数不能对两自由度耦合运动进行准确预测。

2) 由于俯仰角速度较小,惯性耦合力矩很小,因而 I_y 、 I_x 变化对耦合运动带来的影响可以忽略。而 I_x 对俯仰运动上半周期出现的滚转角中小幅度振荡影响较为明显,滚转角振动频率随 I_x 的增大而减小,振幅随着 I_x 的增大而明显增大。

3) 俯仰运动频率对上半周期出现的滚转振荡振幅影响较为明显,对滚转振荡频率影响较小。振幅随俯仰运动频率的增大而增大。

4) 滚转角增大的过程中对应的俯仰角小于滚转角减小的过程中对应的俯仰角,这种差异导致了大振幅滚转振荡过程中能量的输入和耗散。

参 考 文 献

- [1] 占云. 超燃冲压发动机的第一个 40 年[J]. 飞航导弹, 2002 (9): 32-40, 54.
ZHAN Y. Scramjet's first 40 years[J]. Winged Missiles Journal, 2002 (9): 32-40, 54 (in Chinese).
- [2] 王巍巍, 郭琦. 美国典型的高超声速技术研究计划(上)[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013 (3): 53-58.
WANG W W, GUO Q. Typical hypersonic technology re-

- search programs in America (Part I) [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013 (3): 53-58(in Chinese).
- [3] PEEBLES C. Road to Mach 10; lessons learn from the X-43A flight research program[M]. Reston, VA: Library of Flight Series, AIAA, 2008: 36-78.
- [4] SHELLY F, CHARLES M, KENNETH R, et al. Hyper-X Mach 7 scramjet design, ground test and flight result; AIAA-2005-3322[R]. Reston, VA: AIAA, 2005.
- [5] 姚源, 陈萱. 美国发布 SR-72 高超声速飞机概念[J]. 中国航天, 2013(12): 39-41.
TAO Y, CHEN X. US has released the SR-72 hypersonic aircraft concept[J]. Aerospace China, 2013(12): 39-41 (in Chinese).
- [6] 田浩. 三维可压缩流动的非定常分离及飞行器运动/流动耦合的非线性动态稳定性[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2015: 7-9.
TIAN H. Research on three-dimensional compressible unsteady flow separation and nonlinear dynamic stability for the coupling between the aircraft's motion and fluid flow [D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2015: 7-9 (in Chinese).
- [7] 李乾. 近空间飞行器气动运动耦合特性研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2017: 1-3.
LI Q. Investigation of the aerodynamics and flight dynamics coupling for near space vehicle[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2017: 1-3 (in Chinese).
- [8] 叶友达, 张涵信, 张现峰. 高空高速飞行器强迫俯仰运动的滚转特性数值模拟研究[C]//第十五届全国计算流体力学会议. 北京: 中国力学学会, 2012: 1068-1073.
YE Y D, ZHANG H X, ZHANG X F. Numerical investigation of the characteristics of double degree-of-freedom motion of the hypersonic vehicle[C]//Proceedings of the Fifth National Conference for Computational Fluid Dynamics. Beijing: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2012: 1068-1073 (in Chinese).
- [9] 甄华萍, 蒋崇文. 高超声速技术验证飞行器 HTV-2 综述[J]. 飞航导弹, 2013(6): 7-13.
ZHEN H P, JIANG C W. Overview of hypersonic technology verification vehicle HTV-2[J]. Winged Missiles Journal, 2013(6): 7-13 (in Chinese).
- [10] YE Y D, ZHAO Z L, TIAN H, et al. The stability analysis of rolling motion of hypersonic vehicles and its validations[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2014, 57: 2194-2204.
- [11] YE Y D, TIAN H, ZHANG X F. The stability of rolling motion of hypersonic vehicles with slender configuration under pitching maneuvering[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2015, 58: 064701.
- [12] PHILLIPS W H. Effect of rolling on longitudinal and directional stability; NASA TN-1627[R]. Washington, D. C.: NASA, 1948.
- [13] MEHRA R K, CARROLL J V. Bifurcation analysis of aircraft high angle-of-attack flight dynamics; AIAA-1980-1599[R]. Reston, VA: AIAA, 1980.
- [14] KANDIL O A, MENZIES M A. Effective control of simulated wing rock in subsonic flow; AIAA-1997-0831[R]. Reston, VA: AIAA, 1997.
- [15] LIU W, ZHANG H X, ZHAO H Y. Numerical simulation and physical characteristics analysis for slender wing rock[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(3): 858-861.
- [16] 杨小亮, 刘伟, 赵云飞, 等. 80°后掠三角翼强迫俯仰、自由滚转双自由度耦合运动特性数值研究[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(4): 421-426.
YANG X L, LIU W, ZHAO Y F, et al. Numerical investigation of the characteristics of double degree-of-freedom motion of an 80° delta wing in force-pitch and free-roll [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(4): 421-426(in Chinese).
- [17] 张涵信, 袁先旭, 叶友达, 等. 飞船返回舱俯仰振荡的动态稳定性研究[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(3): 247-259.
ZHANG H X, YUAN X X, YE Y D, et al. Research on the dynamic stability of an orbital reentry vehicle in pitching[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2002, 20(3): 247-259 (in Chinese).
- [18] 袁先旭, 张涵信, 谢昱飞. 飞船返回舱再入俯仰动态吸引子数值仿真[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(4): 431-436.
YUAN X X, ZHANG H X, XIE Y F. Numerical simulation for dynamic stability in pitching of unfinned reentry capsule and bifurcation with Mach number prediction[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(4): 431-436 (in Chinese).
- [19] 李乾, 赵忠良, 叶友达, 等. 一种临近空间飞行器静/动态气动特性研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(4): 504-509.
LI Q, ZHAO Z L, YE Y D, et al. Numerical and experimental investigation on aerodynamic characteristics for one typical near space vehicle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(4): 504-509 (in Chinese).
- [20] 李乾, 赵忠良, 王晓冰, 等. 一种近空间高超声速飞行器滚转稳定性研究[J]. 航空学报, 2018, 39(3): 121553.
LI Q, ZHAO Z L, WANG X B, et al. The investigation on rolling stability for one near space hypersonic vehicle [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(3): 121553 (in Chinese).
- [21] ADAMCZAK D W, BOLENDER M A. The flight dynamics of the HIFiRE Flight 6 research vehicle [C] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2015;

- 1-21.
- [22] 刘绪. 高超声速内外流一体化飞行器动态特性研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011: 71-78.
LIU X. Investigation of dynamic characteristics of hypersonic airframe/ propulsion integrative vehicle[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011: 71-78(in Chinese).
- [23] 刘绪, 刘伟, 周云龙, 等. 吸气式内外流一体化飞行器动导数数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(2): 147-155.
LIU X, LIU W, ZHOU Y L, et al. Numerical simulation of dynamic derivatives for air-breathing hypersonic vehicle [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 33(2): 147-155(in Chinese).
- [24] 赵忠良, 杨晓娟, 蒋卫民, 等. 高超声速飞行器通流模拟方法与风洞验证技术[J]. 航空学报, 2014, 35(11): 2932-2938.
ZHAO Z L, YANG X J, JIANG W M, et al. Through-flow simulation method and wind tunnel validation technique for hypersonic vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(11): 2932-2938 (in Chinese).
- [25] CHEN J Z, ZHAO Z L, WANG X B, et al. Research on dynamic derivatives test technique for integrative hypersonic vehicle with internal and external flow in wind tunnel [C]// 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference. Reston, VA: AIAA, 2017: 1-7.
- [26] 达兴亚, 陶洋, 赵忠良. 基于预估校正和嵌套网格的虚拟飞行数值模拟[J]. 航空学报, 2012, 33(6): 977-983.
DA X Y, TAO Y, ZHAO Z L. Numerical simulation of virtual flight based on prediction-correction coupling method and chimera grid[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(6): 977-983 (in Chinese).
- [27] Meet the SR-72 [EB/OL]. (2016-12-13) [2019-11-18]. <http://www.lockheedmartin.com/us/news/features/2015/sr-72.html>.
- [28] WANG J F, CAI J S, LIU C Z, et al. Aerodynamic configuration integration design of hypersonic cruise aircraft with inward-turning inlets[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(4): 1349-1362.
- [29] REGAN F J. Roll damping moment measurements for the basic finner at subsonic and supersonic speeds; NAVORD Report 6652[R]. White Oak, MD: U. S. Naval Ordnance Laboratory, 1964.

(责任编辑: 李明敏)

Characteristics of air-breathing hypersonic vehicle in force-pitch and free-roll coupling motion

CONG Rongfei¹, YE Youda^{2,3,*}, ZHAO Zhongliang¹

1. High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

2. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

3. National Laboratory for Computational Fluid Dynamics, Beijing 100083, China

Abstract: In this paper, the pitch/roll coupling motion of an air-breathing hypersonic aircraft similar to the SR-72 configuration is studied. Through the numerical simulation, the static stability, dynamic stability and the two-degree-of-freedom coupling dynamic stability under the forced pitching/free rolling motion are obtained. The influence of rotary inertia and pitch frequency on the coupling motion is studied, and the mechanism of coupling motion is analyzed. It is found that although the model has both static and dynamic rolling stability, in the process of forced pitch/free rolling motion, small amplitude oscillations and large amplitude oscillations occur alternately in the rolling channel, the maximum roll angle exceeds 70° . The small amplitude oscillation occurs in the upper half period of the pitch oscillation, the oscillation frequency decreases with the increase of axial inertia, the amplitude increases with the pitching oscillation frequency. The large amplitude oscillation occurred in the lower half period of the pitch oscillation, the amplitude is basically unchanged, while the oscillation frequency is consistent with the pitch oscillation. This phenomenon is basically unaffected by inertial coupling, and can be considered to be dominated by aerodynamic forces.

Keywords: air-breathing hypersonic vehicle; pitch and roll coupling motion; static stability; dynamic stability; double degree-of-freedom

Received: 2019-10-17; **Revised:** 2019-11-14; **Accepted:** 2019-11-25; **Published online:** 2019-12-04 10:58

URL: <http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/html/20200408.html>

* **Corresponding author.** E-mail: youdaye@sina.com