

# 临近空间长航时太阳能飞行器动导数特性及机理

叶 川, 李 锋, 付义伟, 孙凯军

(中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

**摘 要:** 为解决现有计算方法无法用于动导数机理分析的问题,通过理论推导得到了一组只需要较少总体气动参数的动导数计算公式。根据此计算公式进行的机理分析表明,临近空间长航时太阳能飞行器的大展弦比气动布局、高巡航升力系数对横航向动导数有直接影响。推导的动导数计算公式可用作此类飞行器动导数计算和分析的简便工具。

**关键词:** 临近空间; 太阳能飞行器; 动导数; 计算公式

中图分类号: V211.3 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2015)11-1219-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2015.11.001

## Characteristics and Mechanisms of Dynamic Derivatives of the Near Space Long Endurance Solar Powered Aircraft

YE Chuan, LI Feng, FU Yi-wei, SUN Kai-jun

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

**Abstract:** In order to solve the problem that the existing methods can not be used to investigate mechanisms of dynamic derivatives, dynamic derivatives calculation formulas which need only a few general and aerodynamic parameters are derived. The mechanism analysis based on the dynamic derivatives calculation formulas suggests that, the aerodynamic configuration with a high aspect ratio wing and the large cruising lift coefficient of the near space long endurance solar powered aircraft have a direct influence on lateral-directional dynamic derivatives. Derived calculation formulas can be used as a convenient tool for dynamic derivatives calculation and analysis of this kind of aircrafts.

**Key words:** Near space; Solar powered aircraft; Dynamic derivatives; Calculation formulas

### 0 引 言

临近空间长航时太阳能飞行器具有飞行高度高、续航时间长的优点,在军事上可执行预警探测、侦察监视、通信中继等多种任务,在民用上可应用于高分辨率对地观测、大气研究、电信服务等多个领域,近年来已成为国内外研究的热点<sup>[1-2]</sup>。

临近空间长航时太阳能飞行器在总体气动方面具有不同于常规飞行器的特点。受到能量平衡的限制,巡航高度 20 km 的临近空间长航时太阳能飞行器的翼载为  $2.5 \text{ kg/m}^2$  至  $5.5 \text{ kg/m}^2$ ,远小于常规飞行器<sup>[2-3]</sup>。很低的翼载表明临近空间长航时太阳能

飞行器的飞行速度较低。为提高巡航因子,临近空间长航时太阳能飞行器一般巡航升力系数较大,大多在 1.0 以上,并采用大展弦比甚至超大展弦比气动布局,例如美国“Helios”高空长航时太阳能无人机的展弦比超过 30。临近空间长航时太阳能飞行器飞行速度低、翼展大,较小的横航向转动角速度就可变为较大的无量纲角速度,刚体转动运动对气动力的影响很大。动导数是临近空间长航时太阳能飞行器操稳特性分析和控制律设计必需的重要数据。

对于临近空间长航时太阳能飞行器这类在总体气动方面具有新特点的新型飞行器,需要获得较准确的动导数数据,分析动导数的特点,还需要摸清动

导数的机理,作为计算或实验结果的支撑。目前国内外在临近空间长航时太阳能飞行器机翼翼型设计、机翼平面形状优化设计以及低雷诺数气动特性等方面开展了研究<sup>[4-5]</sup>。但未见研究临近空间长航时太阳能飞行器动导数的公开文献,国内外现有文献对此类新型飞行器动导数的特点,与常规低速飞行器的差异等问题都未开展研究。在动导数计算方法方面,除了常规经验公式,涡格法和面元法之外,求解 Navier-Stokes (N-S) 方程的计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 方法计算飞行器动导数的有效性已得到验证<sup>[6-8]</sup>。但现有的这些计算方法都不容易找出决定动导数计算结果的主要总体气动参数,不适用于动导数的机理研究。常规经验公式计算动导数精度较差,需要输入大量几何及气动参数,还需要结合图表进行插值计算。面元法和求解 N-S 方程的 CFD 方法只能找出对力(矩)贡献较大的部件,很难分析影响计算结果的机理。需要通过理论分析来研究临近空间长航时太阳能飞行器动导数的机理,从理论上说明计算结果的合理性。

利用飞行器设计软件 Advanced Aircraft Analysis (AAA)、涡格法程序 Athena Vortex Lattice (AVL)、旋转参考坐标系方法和动网格方法等四种现有方法计算了临近空间长航时太阳能飞行器的动导数。比较了临近空间长航时太阳能飞行器和常规低速飞行器的动导数。通过理论推导得到了一组只需要较少总体气动参数的动导数计算公式,解决了现有动导数计算方法不适用于动导数机理分析的问题。根据推导的计算公式分析了临近空间长航时太阳能飞行器与常规低速飞行器横航向动导数存在较大差异的原因。

## 1 动导数计算结果及特性

### 1.1 临近空间长航时太阳能飞行器外形

临近空间长航时太阳能飞行器外形如图 1 所示。常规双尾撑气动布局,机翼采用高升力翼型,展弦比为 20,机翼平面形状为矩形,翼尖有负扭转。机翼刚度较大,在过载 1 的状态下翼尖挠度不超过半翼展的 5%,气弹变形对外形影响不大,动导数计算外形为刚体外形,计算坐标系为美式机体坐标系<sup>[9]</sup>。

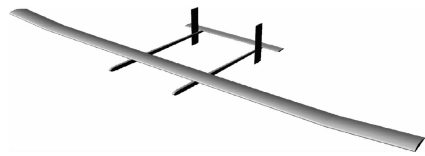


图 1 临近空间长航时太阳能飞行器外形

Fig. 1 Configuration of the near space long endurance solar powered aircraft

### 1.2 现有方法动导数计算结果

动导数计算使用了飞行器设计软件 AAA<sup>[10]</sup>、涡格法程序 AVL<sup>[11]</sup>、旋转参考坐标系方法和动网格方法<sup>[12-13]</sup>等四种现有方法。四种方法 0°迎角动导数计算结果如表 1 所示(表中动导数符号的定义见参考文献[9])。四种方法计算结果一致性较好,表明动导数计算结果可信。旋转坐标系方法和动网格方法符合得很好,AVL 计算结果与这两种方法接近,AAA 计算结果与这两种方法存在一定偏差。

表 1 0°迎角动导数计算结果

Table 1 Dynamic derivatives at AOA = 0°

动导数	AAA	AVL	旋转坐标系	动网格
$C_{m_q}$	-19.80	-23.70	-20.34	-
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-2.85	-	-	-
$C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-22.65	-	-	-23.07
$C_{l_p}$	-0.6055	-0.7520	-0.8061	-0.8180
$C_{n_p}$	-0.1407	-0.1207	-0.1049	-0.1154
$C_{n_r}$	-0.0405	-0.0257	-0.0276	-
$C_{n_r} + C_{n_{\dot{\beta}}}$	-0.0419	-	-	-0.0296
$C_{l_r}$	0.4093	0.3409	0.3235	-
$C_{l_r} + C_{l_{\dot{\beta}}}$	0.4094	-	-	0.3311

### 1.3 临近空间长航时太阳能飞行器动导数特性

临近空间长航时太阳能飞行器与某常规布局低速通用飞机巡航状态动导数<sup>[14]</sup>的比较如表 2 所示。临近空间长航时太阳能飞行器动导数数据主要使用动网格方法和旋转坐标系方法计算结果,迎角变化率导数使用 AAA 计算结果。与通用飞机相比,临近空间长航时太阳能飞行器俯仰阻尼导数较大,迎角变化率导数稍小。临近空间长航时太阳能飞行器滚转阻尼导数和偏航交感力矩导数较大,大约是通用飞机的 2 倍,偏航阻尼导数较小,大约为通用飞机的 1/5,滚转交感力矩导数较大,大约为通用飞机的 3 倍。临近空间长航时太阳能飞行器横航向动导数与常规低速飞行器存在显著差异。

表 2 临近空间长航时太阳能飞行器与  
通用飞机动导数比较

Table 2 Comparison of dynamic derivatives of the near space  
long endurance solar powered aircraft and the general aircraft

动导数	太阳能飞行器	通用飞机
$C_{m_q}$	-20.34	-9.96
$C_{m_\alpha}$	-2.85	-4.36
$C_{l_p}$	-0.8180	-0.41
$C_{n_p}$	-0.1154	-0.0575
$C_{n_r}$	-0.0276	-0.125
$C_{l_r}$	0.3235	0.107

## 2 适用于动导数机理分析的计算公式

为研究导致临近空间长航时太阳能飞行器动导数与常规低速飞行器存在显著差异的机理,通过理论推导得到了一套适用于临近空间长航时太阳能飞行器的简便的动导数计算公式。

### 2.1 俯仰动导数计算公式

与常规低速飞行器类似,临近空间长航时太阳能飞行器的俯仰动导数主要由平尾产生。

俯仰角速度在平尾处造成的迎角增量<sup>[14]</sup>为:

$$\Delta\alpha_h = \frac{ql_h \cos\alpha_0}{\sqrt{k_h} V_\infty} \quad (1)$$

式中: $q$ 为俯仰角速度, $l_h$ 为平尾力臂, $\alpha_0$ 为基准状态迎角, $k_h$ 为平尾处的速度阻滞系数, $V_\infty$ 为来流速度。

平尾产生的俯仰阻尼导数为:

$$C_{m_{q,h}} = -2\sqrt{k_h} \left( \frac{S_h}{S} \frac{l_h}{c} \right) \frac{l_h}{c} C_{L_{\alpha,h}} \cos^2\alpha_0 \quad (2)$$

式中: $S_h$ 为平尾面积, $l_h$ 为平尾力臂, $c$ 为参考弦长, $C_{L_{\alpha,h}}$ 为平尾升力系数对迎角的导数。 $\frac{S_h}{S} \frac{l_h}{c}$ 为平尾尾容量表达式。

由式(2)可见,平尾产生的俯仰阻尼由平尾尾容量、无量纲平尾力臂和平尾升力系数对迎角的导数决定。临近空间长航时太阳能飞行器平尾尾容量、无量纲平尾力臂和平尾升力系数对迎角的导数都比较大,因而平尾产生的俯仰阻尼较大。

全机的俯仰阻尼导数近似等于平尾产生的俯仰阻尼导数,有:

$$C_{m_q} \approx -2\sqrt{k_h} \left( \frac{S_h}{S} \frac{l_h}{c} \right) \frac{l_h}{c} C_{L_{\alpha,h}} \cos^2\alpha_0 \quad (3)$$

### 2.2 滚转动导数计算公式

临近空间长航时太阳能飞行器机翼的面积和展

长远大于平尾和垂尾,滚转角速度造成的滚转和偏航力矩主要由机翼产生,平尾和垂尾的贡献较小。向一侧滚转时,一侧机翼迎角增大,升力矢量向前倾斜,另一侧机翼迎角减小,升力矢量向后倾斜,两侧机翼不对称的升力、阻力产生滚转力矩和偏航力矩<sup>[14]</sup>。

推导理论公式不宜采用积分方法。沿翼展方向基准状态的流动特性,滚转角速度引起的迎角增量,以及产生滚转力矩和偏航力矩的力臂都是变化的,沿展向积分推导出来的公式十分复杂。为了简化理论推导,假设滚转角速度引起的升力和阻力增量作用在左右机翼半展长处,以左右两侧机翼半翼展处的迎角、流速增量和力臂作为左右两侧机翼的迎角、流速增量和力臂,忽略滚转角速度造成的来流速度变化。

#### 2.2.1 滚转阻尼导数计算公式

由滚转角速度导致的右侧机翼中点处的迎角增量为:

$$\Delta\alpha_{rw} = \frac{pb \cos\alpha_0}{4V_\infty} = \frac{1}{2} \bar{p} \cos\alpha_0 \quad (4)$$

式中: $b$ 为机翼展长, $p$ 为滚转角速度, $\bar{p}$ 为无因次滚转角速度。左侧机翼迎角增量与右侧机翼大小相等,符号相反。

右侧机翼升力、阻力大小分别为:

$$L_{rw} = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \left( \frac{S}{2} \right) \left( C_{L_{0,w}} + C_{L_{\alpha,w}} \frac{1}{2} \bar{p} \cos\alpha_0 \right) \quad (5)$$

$$D_{rw} = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \left( \frac{S}{2} \right) \left( C_{D_{0,w}} + C_{D_{\alpha,w}} \frac{1}{2} \bar{p} \cos\alpha_0 \right) \quad (6)$$

式中: $\rho$ 为空气密度, $S$ 为机翼面积, $C_{L_{0,w}}$ 为基准状态的机翼升力系数, $C_{D_{0,w}}$ 为基准状态的机翼阻力系数。类似地,可得到左侧机翼的升力和阻力。

气动力增量作用在两侧机翼半展长处,将气动力沿机体坐标系轴线方向投影,整个机翼气动力产生的滚转力矩增量为:

$$\Delta L_w = (Z_{L,rw} + Z_{D,rw}) \frac{b}{4} - (Z_{L,lw} + Z_{D,lw}) \frac{b}{4} \quad (7)$$

式中: $Z_{L,rw}$ 、 $Z_{D,rw}$ 分别为右侧机翼升力、阻力在机体坐标系垂向轴线上的投影; $Z_{L,lw}$ 、 $Z_{D,lw}$ 分别为左侧机翼升力、阻力在机体坐标系垂向轴线上的投影。

当 $\Delta\alpha$ 趋近于0时,有:

$$\sin\Delta\alpha \approx \Delta\alpha = \frac{1}{2} \bar{p} \cos\alpha_0 \quad (8)$$

$$\cos\Delta\alpha \approx 1 \quad (9)$$

利用式(8)~(9),整理式(7)得到:

$$\Delta L_w = \frac{1}{16}\rho V_\infty^2 S b \bar{p} (C_{L_{0,w}} \sin \alpha_0 \cos \alpha_0 - C_{L_{\alpha,w}} \cos^2 \alpha_0) - \frac{1}{16}\rho V_\infty^2 S b \bar{p} (C_{D_{0,w}} \cos^2 \alpha_0 + C_{D_{\alpha,w}} \sin \alpha_0 \cos \alpha_0) \quad (10)$$

机翼产生的滚转阻尼导数为:

$$C_{l_p} = -\frac{1}{8}(C_{L_{\alpha,w}} \cos^2 \alpha_0 - C_{L_{0,w}} \sin \alpha_0 \cos \alpha_0) - \frac{1}{8}(C_{D_{0,w}} \cos^2 \alpha_0 + C_{D_{\alpha,w}} \sin \alpha_0 \cos \alpha_0) \quad (11)$$

在迎角较小的状态,式(11)可简化为:

$$C_{l_p} = -\frac{1}{8}C_{L_{\alpha,w}} - \frac{1}{8}C_{D_{0,w}} \quad (12)$$

由式(12)可见,迎角较小时机翼滚转阻尼导数由机翼升力系数对迎角的导数和阻力系数决定。

全机滚转阻尼导数主要由机翼提供,有:

$$C_{l_p} \approx -\frac{1}{8}C_{L_{\alpha,w}} - \frac{1}{8}C_{D_{0,w}} \quad (13)$$

### 2.2.2 偏航交感力矩导数计算公式

与滚转力矩类似,机翼气动力产生的偏航力矩为:

$$\Delta N_w = -(X_{L,rw} + X_{D,rw}) \frac{b}{4} + (X_{L,lw} + X_{D,lw}) \frac{b}{4} \quad (14)$$

式中: $X_{L,rw}$ 、 $X_{D,rw}$ 分别为右侧机翼升力、阻力在机体坐标系纵向轴线上的投影; $X_{L,lw}$ 、 $X_{D,lw}$ 分别为左侧机翼升力、阻力在机体坐标系纵向轴线上的投影。

整理式(14)得到:

$$\Delta N_w = -\frac{1}{16}\rho V_\infty^2 S b \bar{p} (C_{L_{0,w}} \cos^2 \alpha_0 + C_{L_{\alpha,w}} \sin \alpha_0 \cos \alpha_0) - \frac{1}{16}\rho V_\infty^2 S b \bar{p} (C_{D_{0,w}} \sin \alpha_0 \cos \alpha_0 - C_{D_{\alpha,w}} \cos^2 \alpha_0) \quad (15)$$

机翼产生的偏航交感力矩导数为:

$$C_{n_p} = -\frac{1}{8}(C_{L_{0,w}} \cos^2 \alpha_0 + C_{L_{\alpha,w}} \sin \alpha_0 \cos \alpha_0) - \frac{1}{8}(C_{D_{0,w}} \sin \alpha_0 \cos \alpha_0 - C_{D_{\alpha,w}} \cos^2 \alpha_0) \quad (16)$$

在迎角较小的状态,式(16)可简化为:

$$C_{n_p} = -\frac{1}{8}C_{L_{0,w}} + \frac{1}{8}C_{D_{\alpha,w}} \quad (17)$$

由式(17)可见,机翼偏航交感力矩导数由机翼升力系数和机翼阻力系数对迎角的导数决定。

全机偏航交感力矩导数主要由机翼提供,有:

$$C_{n_p} \approx -\frac{1}{8}C_{L_{0,w}} + \frac{1}{8}C_{D_{\alpha,w}} \quad (18)$$

## 2.3 航向动导数计算公式

### 2.3.1 偏航阻尼导数计算公式

临近空间长航时太阳能飞行器的偏航阻尼导数由垂尾和机翼产生。有偏航角速度时垂尾处的侧滑角增量<sup>[14]</sup>为:

$$\Delta \beta_v = \frac{r l_v}{\sqrt{k_v} V_\infty} \quad (19)$$

式中: $r$ 为偏航角速度, $l_v$ 为垂尾力臂, $k_v$ 为垂尾处的速度阻滞系数。

垂尾产生的偏航阻尼导数为:

$$C_{n_{r,v}} = -2\sqrt{k_v} \left( \frac{S_v}{S} \frac{l_v}{b} \right) \frac{l_v}{b} C_{y_{\beta,v}} \quad (20)$$

式中: $S_v$ 为垂尾面积, $C_{y_{\beta,v}}$ 为垂尾侧力系数对侧滑角的导数。

由式(20)(括号内为垂尾尾容量表达式)可见,垂尾产生的偏航阻尼由垂尾尾容量、无量纲垂尾力臂和垂尾侧力系数对侧滑角的导数决定。由于结构刚度的限制,临近空间长航时太阳能飞行器尾撑长度相对机翼展长较短,垂尾力臂较短。

有偏航角速度时,来流速度大的一侧机翼的阻力较大,来流速度小的一侧机翼的阻力较小,从而产生一个偏航阻尼力矩<sup>[13]</sup>。同样以左右两侧机翼中点处的速度增量和力臂作为左右两侧机翼的速度增量和力臂,忽略偏航角速度造成的迎角变化。

由向右的偏航角速度导致的右侧机翼中点处的来流速度增量为:

$$\Delta V_{rw} = -\frac{rb}{4} \cos \alpha_0 \quad (21)$$

左侧机翼中点处的来流速度增量与右侧机翼大小相等,符号相反。

右侧机翼升力、阻力大小分别为:

$$L_{rw} = \frac{1}{2}\rho (V_\infty + \Delta V_{rw})^2 \left( \frac{S}{2} \right) C_{L_{0,w}} \quad (22)$$

$$D_{rw} = \frac{1}{2}\rho (V_\infty + \Delta V_{rw})^2 \left( \frac{S}{2} \right) C_{D_{0,w}} \quad (23)$$

与右侧机翼类似,可得到左侧机翼的升力和阻力。

气动力增量作用在两侧机翼半展长处,将气动力沿机体坐标系轴线方向投影,整个机翼气动力产生的偏航力矩增量为:

$$\Delta N_w = -(X_{L,rw} + X_{D,rw}) \frac{b}{4} + (X_{L,lw} + X_{D,lw}) \frac{b}{4} \quad (24)$$

整理得到:

$$\Delta N_w = -\frac{1}{8}\rho V_\infty^2 S b \bar{r} (C_{D_{0,w}} \cos^2 \alpha_0 - C_{L_{0,w}} \sin \alpha_0 \cos \alpha_0) \quad (25)$$

式中:  $\bar{r}$  为无因次偏航角速度。

机翼产生的偏航阻尼导数为:

$$C_{n_{r,w}} = -\frac{1}{4}C_{D_{0,w}} \cos^2 \alpha_0 + \frac{1}{4}C_{L_{0,w}} \sin \alpha_0 \cos \alpha_0 \quad (26)$$

在迎角较小的状态,式(26)可简化为:

$$C_{n_{r,w}} = -\frac{1}{4}C_{D_{0,w}} \quad (27)$$

由式(27)可见,机翼产生的偏航阻尼由机翼的阻力系数直接决定。

全机的偏航阻尼由垂尾偏航阻尼和机翼偏航阻尼相加得到:

$$C_{n_r} = C_{n_{r,v}} + C_{n_{r,w}} \quad (28)$$

### 2.3.2 滚转交感力矩导数计算公式

垂尾产生滚转力矩的力臂较短,滚转交感力矩导数可以忽略垂尾的贡献。平尾的面积和展长比机翼小很多,对滚转交感力矩导数的贡献比机翼小很多。滚转交感力矩导数主要考虑机翼的贡献。

有偏航角速度时左右两侧机翼因升力差异而产生的滚转力矩为:

$$\Delta L_w = (Z_{L,rw} + Z_{D,rw}) \frac{b}{4} - (Z_{L,lw} + Z_{D,lw}) \frac{b}{4} \quad (29)$$

式(29)整理得:

$$\Delta L_w = \frac{1}{8}\rho V_\infty^2 S b \bar{r} (C_{L_{0,w}} \cos \alpha_0 + C_{D_{0,w}} \sin \alpha_0) \quad (30)$$

机翼产生的滚转交感力矩导数为:

$$C_{l_{r,w}} = \frac{1}{4}C_{L_{0,w}} \cos \alpha_0 + \frac{1}{4}C_{D_{0,w}} \sin \alpha_0 \quad (31)$$

当迎角较小时,式(31)可简化为:

$$C_{l_{r,w}} = \frac{1}{4}C_{L_{0,w}} \quad (32)$$

由式(32)可见,机翼滚转交感力矩导数由机翼的升力系数直接决定。

全机滚转交感力矩导数主要由机翼提供,有:

$$C_{l_r} \approx \frac{1}{4}C_{L_{0,w}} \quad (33)$$

## 2.4 计算公式校验

### 2.4.1 与 CFD 方法计算结果的比较

通过风洞试验得到了临近空间长航时太阳能飞

行器迎角  $-4^\circ$  至  $4^\circ$  的升力、阻力系数,如表 3 所示。近似的用风洞试验得到的全机升力、阻力系数作为机翼的升力、阻力系数,代入到推导得到的动导数计算公式中,可得到不同迎角下的横轴向动导数。

表 3 临近空间长航时太阳能飞行器风洞试验数据

迎角/ $(^\circ)$	$C_L$	$C_D$	$C_{L_\alpha}/(\text{rad}^{-1})$	$C_{D_\alpha}/(\text{rad}^{-1})$
-4	0.7037	0.0303	6.1465	0.0813
-2	0.9088	0.0351	5.9760	0.1579
0	1.1182	0.0412	5.6967	0.2397
2	1.3054	0.0517	4.8949	0.3345
4	1.4610	0.0644	3.8020	0.4135

计算公式和 CFD 方法计算得到的  $0^\circ$  迎角状态的横轴向动导数计算结果比较如表 4 所示。表 4 中 CFD 方法计算结果部分采用旋转坐标系方法计算数据,部分采用动网格方法计算数据。由表中数据可见,计算公式与 CFD 方法计算结果符合较好。

表 4 计算公式与 CFD 方法计算结果比较

动导数	计算公式	CFD 方法
$C_{l_p}$	-0.7172	-0.8180
$C_{n_p}$	-0.1098	-0.1154
$C_{n_r}$	-0.0247	-0.0276
$C_{l_r}$	0.2796	0.3235

### 2.4.2 与 AVL 计算结果的比较

计算公式与 AVL 不同迎角下滚转阻尼导数计算结果的比较如图 2 所示。由图 2 可见,随着迎角增大,计算公式得到的滚转阻尼导数绝对值减小。根据式(13),滚转阻尼导数由升力系数对迎角的导数和阻力系数决定。由表 3 可见,在  $-4^\circ$  至  $4^\circ$  迎角范围内,升力系数对迎角的导数比阻力系数大 2 个数量级。因此滚转阻尼导数主要由升力系数对迎角的导数决定。随着迎角增大,升力系数对迎角的导数减小,因而滚转阻尼导数绝对值减小。AVL 的滚转阻尼导数计算结果基本不随迎角变化而变化。与滚转阻尼导数计算结果类似,AVL 计算得到的升力系数对迎角的导数也基本不随迎角变化而变化,与风洞试验结果差别较大。AVL 较大迎角下的滚转阻尼导数计算结果可信度不高。

计算公式与 AVL 不同迎角下偏航交感力矩导

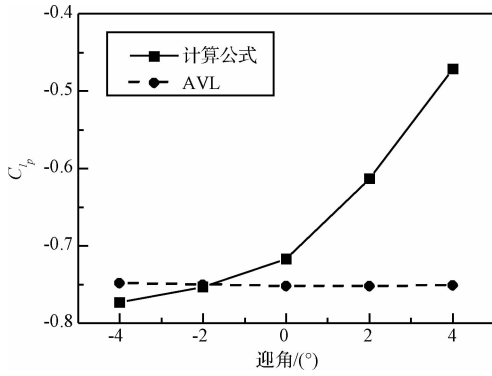


图 2 滚转阻尼导数计算结果比较

Fig. 2 Roll damping dynamic derivative results comparison

数计算结果的比较如图 3 所示。由图 3 可见,偏航交感力矩导数符号为负,并且随着迎角增大绝对值增大。根据式(18),偏航交感力矩导数主要由阻力系数对迎角的导数和升力系数决定。由表 3 可见,升力系数大于阻力系数对迎角的导数,因而偏航交感力矩导数符号为负。随着迎角增大,阻力系数对迎角的导数和升力系数都增大,但升力系数增大得更快一些,因此偏航交感力矩导数绝对值随迎角增大而增大。计算公式和 AVL 计算结果在小迎角下符合较好,在较大迎角下略有差异。AVL 计算得到的升力系数大于风洞试验数据,阻力系数对迎角的导数小于风洞试验数据,这与 AVL 计算得到的偏航交感力矩导数绝对值偏大是一致的。

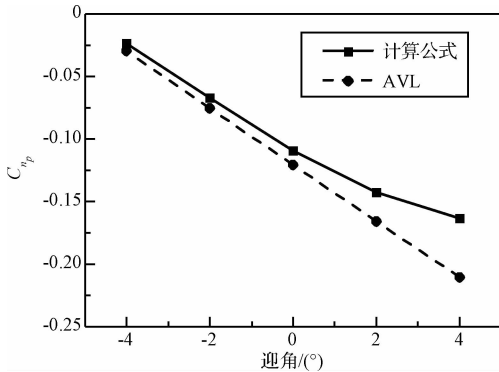


图 3 偏航交感力矩导数计算结果比较

Fig. 3 Yawing moment coefficient due to roll rate derivative results comparison

计算公式与 AVL 不同迎角下滚转交感力矩导数计算结果的比较如图 4 所示。由图 4 可见,两种工具计算得到的滚转交感力矩导数都随迎角增大而增大,AVL 计算结果更大一些。根据式(33),滚转交感力矩导数主要由升力系数决定,随着迎角增大升力系数增大,因而滚转交感力矩导数随着迎角增

大而增大。AVL 计算得到的升力系数大于风洞试验数据,这与 AVL 计算得到的滚转交感力矩导数偏大也是一致的。

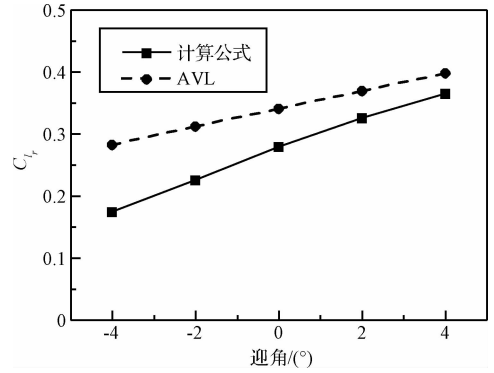


图 4 滚转交感力矩导数计算结果比较

Fig. 4 Rolling moment coefficient due to yaw rate derivative results comparison

综合以上分析,动导数计算公式计算结果与 AVL 大体一致,也存在一定差异。与 AVL 相比,动导数计算公式的计算结果随迎角变化的趋势更加准确。

### 3 临近空间长航时太阳能飞行器动导数机理分析

利用推导得到的计算公式可以方便的解释表 2 中临近空间长航时太阳能飞行器动导数与通用飞机差异较大的原因。临近空间长航时太阳能飞行器与通用飞机巡航状态气动特性的比较如表 5 所示。

根据第 2.4.2 节对式(13)的分析,滚转阻尼导数主要由机翼升力系数对迎角的导数决定。临近空间长航时太阳能飞行器展弦比为 20,机翼升力系数对迎角的导数较大。而通用飞机的展弦比为 6,机翼升力系数对迎角的导数较小。因此临近空间长航时太阳能飞行器的滚转阻尼导数较大。

表 5 临近空间长航时太阳能飞行器与通用飞机气动特性比较

Table 5 Near space long endurance solar powered aircraft and general aircraft aerodynamic characteristics comparison

气动参数	太阳能飞行器	通用飞机
$C_L$	1.1182	0.41
$C_D$	0.0412	0.05
$C_{L\alpha} / (\text{rad}^{-1})$	5.6967	4.44
$C_{D\alpha} / (\text{rad}^{-1})$	0.2397	0.33

由式(18)可见,偏航交感力矩导数主要由阻力系数对迎角的导数和升力系数决定。与通用飞机相比,临近空间长航时太阳能飞行器巡航升力系数较大,阻力系数对迎角的导数较小,因而偏航交感力矩

导数大于通用飞机。

偏航阻尼导数由垂尾和机翼提供。根据式(20),垂尾提供的偏航阻尼导数与无量纲垂尾力臂、垂尾尾容量成正比。根据式(27),机翼提供的偏航阻尼导数由阻力系数决定。临近空间长航时太阳能飞行器阻力系数为 0.0412,通用飞机阻力系数为 0.05,二者机翼产生的偏航阻尼差别不大。但通用飞机的无量纲垂尾力臂较大,垂尾尾容量较大,通用飞机垂尾产生的偏航阻尼远大于临近空间长航时太阳能飞行器。因此临近空间长航时太阳能飞行器的偏航阻尼仅为通用飞机的约 1/5。

由式(33)可见,滚转交感力矩导数主要由升力系数决定。临近空间长航时太阳能飞行器升力系数是通用飞机的 2.7 倍,其滚转交感力矩导数大约是通用飞机的 3 倍。

#### 4 结 论

与常规低速飞行器相比,临近空间长航时太阳能飞行器的横航向动导数存在明显差异。临近空间长航时太阳能飞行器的大展弦比气动布局、高巡航升力系数对横航向动导数具有直接的影响。临近空间长航时太阳能飞行器机翼展弦比大,机翼升力线斜率大,导致滚转阻尼导数较大;巡航升力系数较大,阻力系数对迎角的导数较小,因而偏航交感力矩导数较大;垂尾尾容量较小且垂尾力臂相对较短,造成偏航阻尼导数较小;巡航升力系数大,导致滚转交感力矩导数较大。推导得到的动导数计算公式能够揭示总体气动参数对动导数的影响机理,可以用于临近空间长航时太阳能飞行器动导数的计算和分析。

#### 参 考 文 献

- [ 1 ] 柴霖. 临近空间测控系统技术特征分析[J]. 宇航学报, 2010,31(7):1697-1705. [Chai Lin. Technical characteristics analysis of the TT&C communication system for near space vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(7): 1697-1705.]
- [ 2 ] 朱雄峰,郭正,侯中喜,等. 太阳能飞行器设计域分析和总体设计方法[J]. 宇航学报, 2014, 35(7): 735-742. [Zhu Xiong-feng, Guo Zheng, Hou Zhong-xi, et al. Design domain analysis and conceptual design method of solar-powered vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(7): 735-742.]
- [ 3 ] 昌敏,周洲,郑志成. 太阳能飞机原理及总体参数敏感度分析[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(5): 792-796. [Chang Min, Zhou Zhou, Zheng Zhi-cheng. Flight principles of solar

powered airplane and sensitivity analysis of its conceptual parameters[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(5): 792-796.]

- [ 4 ] Giulio R, Giacomo F, Enrico C, et al. HELIPLAT: design, aerodynamic, structural analysis of long-endurance solar-powered stratospheric platform [J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(6): 1505-1520.
- [ 5 ] Weisheng C, Luis P B. Design and performance of low Reynolds number airfoils for solar-powered flight [C]. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, January 7-10, 2008.
- [ 6 ] Mialon B, Khrabrov A, Ronch A D, et al. Benchmarking the prediction of dynamic derivatives: wind tunnel tests, validation, acceleration methods [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Toronto, Ontario, Canada, August 2-5, 2010.
- [ 7 ] Scott M M. Reduced-frequency approach for calculating dynamic derivatives [J]. AIAA Journal, 2007, 45(6): 1161-1168.
- [ 8 ] Jean F L R, Stephane M. SACCON CFD static and dynamic derivatives using ELSA [C]. 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Chicago, USA, June 28-July 1, 2010.
- [ 9 ] 埃特肯 B. 大气飞行动力学[M]. 何植岱, 译. 北京: 科学出版社, 1979: 108-109.
- [ 10 ] Jan R. Airplane design part VI: preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics [M]. Ottawa, Kansas, USA: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1987.
- [ 11 ] 钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004: 153-169.
- [ 12 ] 叶川, 马东立. 利用 CFD 技术计算飞行器动导数[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(2): 196-200. [Ye Chuan, Ma Dong-li, Aircraft dynamic derivatives calculation using CFD techniques [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(2): 196-200.]
- [ 13 ] 张来平, 邓小刚, 张涵信. 动网格生成技术及非定常计算方法进展[J]. 力学进展, 2010, 40(4): 424-447. [Zhang Lai-ping, Deng Xiao-gang, Zhang Han-xin. Reviews of moving grid generation techniques and numerical methods for unsteady flow [J]. Advances in Mechanics, 2010, 40(4): 424-447.]
- [ 14 ] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 324-325.

作者简介:

叶 川(1985-), 男, 博士, 工程师, 主要从事飞行器总体设计、气动设计和飞行力学等方面的研究。

通信地址:北京市丰台区云岗西路 17 号 7201 信箱 49 分箱 (100074)

电话:(010)68190081

E-mail:15901480592@163.com