碟形飞行器横航向飞行品质

王林林 高 歌

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室，北京 100191)

摘 要：碟形飞行器是一种新颖的，采用翼身融合布局的飞行器。应用经典飞行动力学理论的线性化小扰动方法对碟形飞行器在低速条件下的横航向稳定特性进行了仿真计算，采用时域分析的方法对横航向模态进行了分析，得到了碟形飞行器的横航向飞行品质状况. 同时将碟形飞行器同常规布局飞机和飞翼飞机的特性做了简要的对比，分析了碟形飞行器同二者的异同之处和产生的原因. 研究结果表明，碟型飞行器具有良好的横航向飞行品质和综合性能.

关 键 词：飞行动力学；稳定性；飞行品质；碟形飞行器

中图分类号：V 212.1

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2009)07-0856-04

Lateral and directional flight qualities of the saucer-shaped aircraft

Wang Linlin Gao Ge

(National Key Laboratory on Aero-Engines, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The saucer-shaped aircraft is a novel aircraft adopting blend-wing-body configuration. The linear perturbation theory based on the classic flight dynamics was used to analyze the lateral and directional flight qualities of the saucer-shaped aircraft under low speed conditions, and the time-domain method was applied on the lateral and directional mode. The lateral and directional flight qualities were given by simulation. The aerodynamic characteristics of the saucer-shaped aircraft, the conventional aircraft and the flying wing aircraft were also contrasted to discuss their similarities and differences. The results show that the saucer-shaped aircraft exhibits superior flight qualities and excellent comprehensive performances.

Key words: flight dynamics; stability; flight qualities; saucer-shaped aircraft

碟形飞行器采用翼身融合的气动布局，与Blend-Wing-Body(或飞翼)一样，具有高度的集成性，浸湿面积远小于同量级的常规飞机[1]. 翼身融合的设计避免了机身与机翼干扰所造成的附加阻力.

碟形飞行器与飞翼不完全相同，碟形飞行器的外翼仅占整机面积的 12.2%，中心碟体是全机主要的升力面，整机展弦比为 2.3，远小于飞翼(10 左右). 与飞翼相比，碟形飞行器外形更加紧凑，碟体部分厚度较大，能够提高结构强度和刚度，并能提供充足的载物空间. 美国的 X-30[2]，X-33[3] 等都采用了这种气动布局形式.

历史上曾经出现过的很多翼身融合布局飞机，由于种种原因并未获得成功，如著名的 Horten 系列飞翼飞机，YB-49，A-12 攻击机等[4]，一个很重要的原因就是飞机的横航向稳定性和纵向操纵性问题很难解决. 而得益于技术本身的发展和充足的研制经费，美国的 B-2[5] 则取得了巨大的成功. 为了使碟形飞行器能够稳定飞行，本文对其进行了优化设计，结合实验数据、计算仿真，分析了其横航向气动性能和操稳特性等.

1 横航向静稳定性

现代先进的操纵系统并不要求翼身融合飞机

收稿日期：2008-06-02

作者简介：王林林(1982—)，男，河南登封人，博士生，dfwlin@163.com.

具有静稳定性,但静不稳定的飞机需要增加复杂的控制增稳系统,例如 B-2 飞机[5]. 而正的静稳定裕度却能够显著减少控制面带宽,降低对控制系统的要求[6],因此碟形飞行器采用静稳定的设计. 碟形飞行器的布局如图 1 所示.

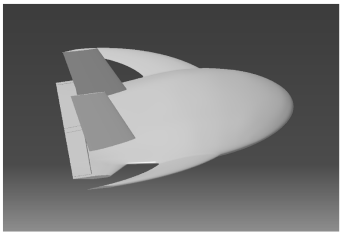

图 1　碟形飞行器外形

1.1　横向静稳定性

碟形飞行器的滚转力矩系数曲线如图 2 所示,图中 C_l 为滚转力矩系数,β 为侧滑角. 从图中可以看出:$C_{l\beta}<0$,碟形飞行器横向静稳定.

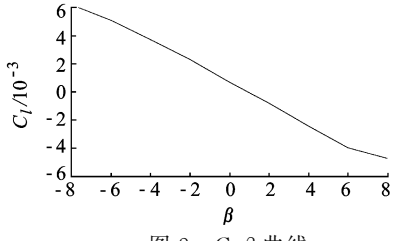

图 2　C_l-β 曲线

由绵阳 8 m×6 m 风洞试验中获得碟形飞行器各部件对横向静稳定性导数 $C_{l\beta}$($\alpha=0°$时)分别为:−0.041 3(全机),−0.011 6(垂尾),−0.021 5(小翼),−0.008 2(碟体). 从数据可以看出,小翼对 $C_{l\beta}$ 的贡献最大,占全机的 52%,这是由于小翼采用了后掠设计,并具有一定的上反角. 垂尾对 $C_{l\beta}$ 的贡献占全机的 28%,单独碟体的横向静稳定性较小.

1.2　航向静稳定性

碟形飞行器偏航力矩系数曲线如图 3 所示,C_n 为偏航力矩系数. 从图中可以看出:航向静稳定性导数 $C_{n\beta}>0$,碟形飞行器航向静稳定.

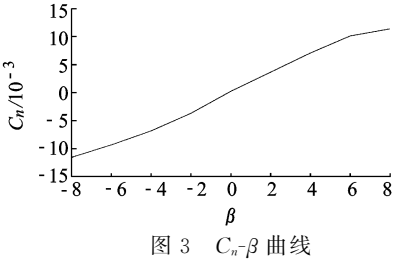

图 3　C_n-β 曲线

碟形飞行器各部件对航向静稳定性导数 $C_{n\beta}$($\alpha=0°$时)分别为:0.088 3(全机),0.079 6(垂尾),0.005 8(小翼),0.002 9(碟体). 数据表明:碟形飞行器的航向静稳定性主要由垂尾提供,占全机的 90%,而小翼的贡献较小. 由于碟形飞行器是翼身融合的设计,碟体厚度与常规飞机旋成体机身相比,厚度小,侧面积小,其侧力也很小,所以仅有碟体时航向接近中性稳定.

2　横航向动态特性

2.1　主要横航向气动导数

表 1 给出了碟形飞行器与常规布局飞机 B747,NAVION,某 FWX1 飞翼[7] 横航向气动导数的对比.

表 1　纵向气动导数比较

气动导数	B747	NAVION	FWX1	碟形飞行器
$C_{l\beta}$	−0.100	−0.074	−0.03	−0.08
$C_{n\beta}$	0.200	0.071	0.001	0.100 8
$C_{Y\beta}$	−0.850	−0.564	−0.010	−0.306
C_{lp}	−0.30	−0.41	−0.50	−0.14
C_{lr}	0.200	0.107	0.100	0.079
C_{np}	0.200 0	−0.057 5	−0.040 0	−0.049 1
C_{nr}	−0.325	−0.125	−0.002	−0.093
$\lvert C_{l\beta}/C_{n\beta}\rvert$	0.50	1.04	30.00	0.79

从表 1 可以看出,碟形飞行器的横航向气动导数具有以下特点:

1) 碟形飞行器的横向静稳定导数 $C_{l\beta}$ 和航向静稳定导数 $C_{n\beta}$ 跟常规飞机在同一个数量级;

2) 碟形飞行器机体侧向投影面积很小,因此侧滑时产生的侧力较小,$C_{Y\beta}$ 小于常规飞机,但大于没有垂尾的 FWX1 飞翼;

3) 碟形飞行器由于展弦比很小(仅 2.3),其滚转阻尼导数 C_{lp} 较常规布局飞机小,而大展弦比的 FWX1 飞翼 C_{lp} 值最大;

4) 由于展弦比小,碟形飞行器滚转交叉动导数 C_{lr} 值最小;

5) 碟形飞行器的航向交叉力矩导数 C_{np} 与 NAVION 飞机和 FWX1 飞翼相当;

6) 采用双垂尾的碟形飞行器的航向阻尼导数 C_{nr} 与常规飞机相当,而 FWX1 飞翼因无垂尾其航向阻尼导数近似为 0.

2.2　动稳定性分析

碟形飞行器与常规飞机相同,是仅有纵向对称平面的面对称飞行器,因此其稳定性分析仍采用常规飞机的理论和分析方法[8]. 碟形飞行器横航向线性化小扰动状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\Delta\beta} \\ \dot{\Delta\phi} \\ \dot{\Delta p_\omega} \\ \dot{\Delta r_\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dfrac{Y_\beta}{V} & \dfrac{g\cos\mu_e}{V} & \dfrac{Y_{\mathrm{p}}}{V} & \dfrac{Y_{\mathrm{r}}-V}{V} \\ 0 & 0 & \dfrac{\cos\mu_e}{\cos\theta_e} & \dfrac{\sin\mu_e}{\cos\theta_e} \\ L_\beta^* & 0 & L_{\mathrm{p}}^* & L_{\mathrm{r}}^* \\ N_\beta^* & 0 & N_{\mathrm{p}}^* & N_{\mathrm{r}}^* \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix}\Delta\beta\\ \Delta\phi\\ \Delta p\\ \Delta r\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\frac{Y_{\delta a}}{V} & \frac{Y_{\delta r}}{V}\\ 0 & 0\\ L^{*}_{\delta a} & L^{*}_{\delta r}\\ N^{*}_{\delta a} & N^{*}_{\delta r}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta_a\\ \delta_r\end{bmatrix} \tag{1}$$

式中各参数定义和表达式可参看文献[8].

利用式(1)进行计算,得出碟形飞行器在设计迎角平飞时的横向全面运动的特征方程:

$$s^4+4.29s^3+42.62s^2+109.62s-0.28=0 \tag{2}$$

由式(2)求出碟形飞行器在设计迎角时的横航向运动特征根,在表2中列出,并与B747,FWX1的纵向特征根进行对比.

FWX1飞翼由于没有垂尾,其在荷兰滚运动中起恢复作用的$C_{n\beta}$太小,而起阻尼作用的C_{nr}和$C_{Y\beta}$也很小,并且不是很大的$C_{l\beta}$都会造成$|C_{l\beta}/C_{n\beta}|$太大,使航向阻尼进一步减小,从而造成荷兰滚模态的不稳定.而采用上反小翼和双垂尾的碟形飞行器各气动导数与常规飞机相当,因此也应具有与常规飞机相似的横航向运动特征根.由表2可见:碟形飞行器具有快速收敛的滚转模态,缓慢发散的螺旋模态和稳定的荷兰滚模态.

表2 横航向运动特征根对比

B747	FWX1	碟形飞行器
−0.1507+0.9431i	0.025+0.35i	−0.7206+6.1653i
−0.1507−0.9431i	0.025−0.35i	−0.7206−6.1653i
−0.3725	−2.0000	−2.8477
0.0058	0.0006	0.0025

2.3 横航向模态特性分析

碟形飞行器设计迎角时的横航向模态特性如表3所示,表4为GJB185-86横航向飞行品质标准[9].飞行器副翼脉冲偏转时,侧滑角增量$\Delta\beta$,滚转角增量$\Delta\phi$,滚转角速度增量Δp和偏航角速度增量Δr的时间响应曲线如图4~图7所示.

表3 横航向运动的模态特性

参数	滚转时间常数 T_R/s	螺旋倍幅时间 T_2/s	荷兰滚自然频率 ω_d/(rad·s^{-1})	荷兰滚阻尼比 ξ_d	$\omega_d\cdot\xi_d$
数值	0.3512	277.2589	6.2073	0.1161	0.7206

表4 GJB185-86滚转、螺旋和荷兰滚模态特性标准

参数	飞行品质标准	飞行阶段种类	飞机类型	最大 T_R/s	最小 T_2/s	最小 ω_d/(rad·s^{-1})	最小 ξ_d	最小 $\omega_d\cdot\xi_d$
数值	标准1	B	全部	1.4	20	0.4	0.08	0.15

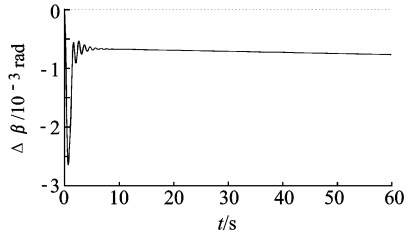

图4 侧滑角增量时间响应

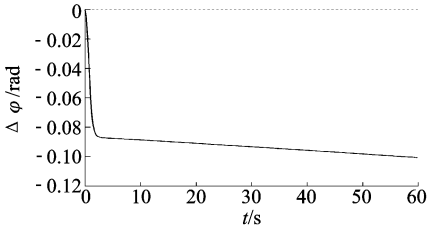

图5 滚转角增量时间响应

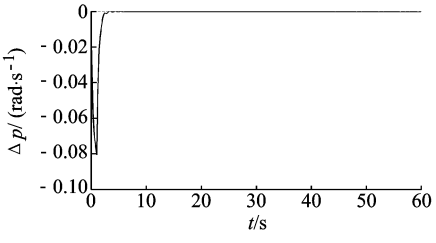

图6 滚转角速度增量时间响应

1) 滚转模态分析

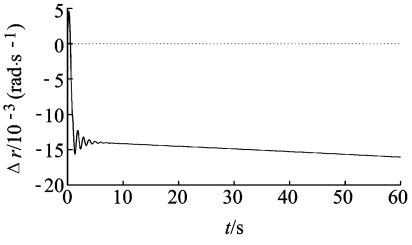

图7 偏航角速度增量时间响应

碟形飞行器具有衰减很快的单调收敛滚转模态,其主要表现为滚转角速度的快速衰减变化,半衰期$T_{1/2}=0.24$ s,图8为副翼脉冲偏转时滚转角速度增量在3 s内的时间响应.从图中可以看出,$t=1$ s时刻副翼脉冲偏转结束后,滚转角速度迅速收敛,符合滚转运动特征,在图4~图7中扰动的初段也能看出该趋势.由表3、表4可知,碟形飞行器滚转模态特性满足1级飞行品质标准.

2)荷兰滚模态分析

碟形飞行器具有稳定的荷兰滚模态.荷兰滚模态对应于图4~图7中以振荡为主的运动(图中10 s内),碟型飞行器在受到初始扰动后,振荡在10 s内即已基本消失.由表3、表4可知,碟形飞行器的荷兰滚模态特性满足1级飞行品质标准.荷兰滚运动稳定与否取决于滚转稳定性导数

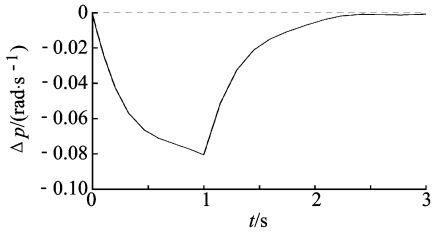

图 8　快速滚转收敛

和偏航稳定性导数的比值$|C_{l\beta}/C_{n\beta}|$,当其值过大时,荷兰滚模态会变得不稳定[10].

3)螺旋模态分析

碟形飞行器有一个正值的螺旋模态特征根,因此其螺旋模态发散,从而使整个横航向扰动运动不稳定.从图 4～图 7 中可以看到:运动参数$\Delta\beta$,$\Delta\phi$,Δp 和 Δr 随着时间的增长,渐渐地偏离其初始值.螺旋运动不稳定的原因可以通过螺旋和滚转衰减模态的近似运动方程来分析.

螺旋模态主要表现为滚转角和偏航角的缓慢变化,而滚转收敛模态几乎是绕着稳定性坐标系 x_s 轴的纯滚转运动,基于此,可以对横航向的运动方程进行合理的简化处理[8].忽略侧力导数,并认为侧向惯性力和重力侧向分量平衡,同时由于水平飞行时航迹角 $\mu_e=0$,考虑到副翼偏转所产生的侧力和偏航力矩的效应相对较小,忽略 $Y_{\delta a}/V$ 和 $N^*_{\delta a}$,又 $Y_r \ll V$,则可以由式(1)得到

$$\left.\begin{aligned} 0&=\frac{g}{V}\Delta\phi-\Delta r\\ \Delta\dot{\phi}&=\Delta p\\ \Delta\dot{p}_\omega&=L^*_\beta\Delta\beta+L^*_p\Delta p+L^*_r\Delta r\\ \Delta\dot{r}_\omega&=N^*_\beta\Delta\beta+N^*_p\Delta p+N^*_r\Delta r \end{aligned}\right\} \tag{3}$$

其特征方程为

$$\begin{vmatrix} 0 & \dfrac{-g}{V} & 0 & 1\\ 0 & s & -1 & 0\\ -L^*_\beta & 0 & s-L^*_p & -L^*_r\\ -N^*_\beta & 0 & -N^*_p & s-N^*_r \end{vmatrix} \tag{4}$$

将上述行列式展开后,可得二阶特征方程:

$$N^*_\beta s^2+\left(L^*_\beta N^*_p-L^*_p N^*_\beta-\frac{gL^*_\beta}{V}\right)s+\frac{g(L^*_\beta N^*_r-N^*_\beta L^*_r)}{V}=0 \tag{5}$$

根据假设,该二阶系统包含了滚转收敛模态和螺旋模态特性.

对于一元二次方程:

$$ax^2+bx+c=0 \tag{6}$$

由根与系数的关系可知方程的两个根满足:

$$\frac{x_1x_2}{x_1+x_2}=-\frac{c}{b} \tag{7}$$

如果$|x_1|\ll|x_2|$,则

$$\frac{x_1x_2}{x_1+x_2}=\frac{x_1x_2}{x_2}=x_1 \tag{8}$$

$$x_1=-\frac{c}{b} \tag{9}$$

由于螺旋模态特征根靠近原点,其绝对值远小于滚转模态特征根,因此根据上述方法,由式(5)求出螺旋模态的特征根:

$$s=-\frac{g(L^*_\beta N^*_r-L^*_r N^*_\beta)}{V(L^*_\beta N^*_p-L^*_p N^*_\beta)-gL^*_\beta} \tag{10}$$

按式(10)求出的螺旋模态的特征根 $s=0.0026$,与表 4 中 $s=0.0025$ 相比,二者误差足够小,因此可以用该简化方法对碟形飞行器进行分析.再对式(10)进行一些简化处理,并代入量纲一导数,则螺旋模态的特征根可表示为

$$s=-\frac{g}{V}\cdot\frac{(C_{l\beta}C_{nr}-C_{n\beta}C_{lr})}{C_{l\beta}C_{np}-C_{n\beta}C_{lp}-2gI^*_zC_{l\beta}/(QSb^2)} \tag{11}$$

对于一般具有横航向静稳定性和正常阻尼特性的飞机(可参考表 3),根据式(11),其分母一般大于零,故螺旋模态稳定的条件为

$$C_{l\beta}C_{nr}-C_{n\beta}C_{lr}>0 \tag{12}$$

或

$$|C_{l\beta}/C_{n\beta}|>|C_{lr}/C_{nr}| \tag{13}$$

因此,在其他条件不变时,螺旋模态稳定性取决于$|C_{l\beta}/C_{n\beta}|$,其值过小,则螺旋模态不稳定.

荷兰滚模态和螺旋模态对$|C_{l\beta}/C_{n\beta}|$的大小具有不同的要求,因而需要进行合理折中.对于碟形飞行器来说,为使螺旋模态稳定可以增大碟形飞行器的小翼上反角和减小垂尾面积,但由于大迎角时碟体对垂尾的遮蔽会降低垂尾的作用从而减小$|C_{n\beta}|$,同时,由后掠角产生的横向静稳定性与升力系数成正比,在大迎角时随升力系数增加$|C_{l\beta}|$将增加,从而可能导致$|C_{l\beta}/C_{n\beta}|$在大迎角时过大而使荷兰滚模态发散.因荷兰滚运动发展很快,驾驶员来不及调整,因此还是应当先保证荷兰滚模态的稳定.由于螺旋运动发展很慢,即使不稳定,驾驶员也有时间加以干预,因此只需螺旋倍幅时间 T_2 满足要求即可,从表 3 和表 4 中可以看到,碟形飞行器满足 1 级飞行品质标准.

(下转第 864 页)