碟形飞行器纵向飞行品质

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纵向稳定特性进行了仿真计算，采用时域分析的方法对其纵向模态进行了分析，得到了碟形飞行器的纵向飞行品质状况，并进行了试飞验证.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，碟形飞行器纵向模态稳定，具有良好的纵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(2008)12-1388-04

Longitudinal 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 longitudinal flight qualities of the saucer-shaped aircraft under low speed conditions, and the time-domain method was applied on the longitudinal mode. The longitudinal flight qualities were given by simulation. Meanwhile, flight tests were conducted to validate the analysis results. 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 he saucer-shaped aircraft has a stable longitudinal mode and 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，整机都能够提供升力.与 Blend-Wing-Body(或飞翼)一样，碟型飞行器具有高度的集成性，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.

碟形飞行器与飞翼并不完全相同.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，翼载更小.碟体部分具有较大的厚度，能够提高结构强度和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.本课题组解决了因展弦比小所带来的诱导阻力大的问题[4]，使碟形飞行器获得了良好的气动性能.

碟形飞行器布局形式的特别使得它的操稳特性与常规飞机不同.为了能在稳定性和气动效率之间获得较好地平衡，本课题组对碟形飞行器进行了优化设计.现在先进的操纵系统并不要求翼身融合飞机具有正的静稳定裕度(B2飞机就是静不稳定的)，但正的静稳定裕度却能够减少控制面带宽[5]，因此碟形飞行器仍采用静稳定的设计.为保障航向稳定性和简化控制系统，碟形飞行器采

收稿日期：2008-12-18

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

用了双垂尾,这样的设计在翼身融合类的飞机中经常使用,例如空客的 VELA[6],NASA 的 X43-A-LS[7].本文结合实验数据,计算仿真以及试飞验证对碟形飞行器的纵向飞行品质进行研究,给出了其纵向气动性能,操稳特性等.

1　气动特性分析

碟形飞行器的布局如图 1 所示,图 2～图 4 是其升力、阻力和失速特性曲线.C_L,C_D分别为升力和阻力系数,α 为迎角.

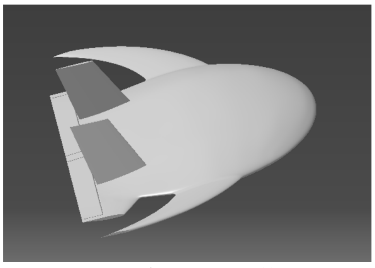


图 1　碟形飞行器外形

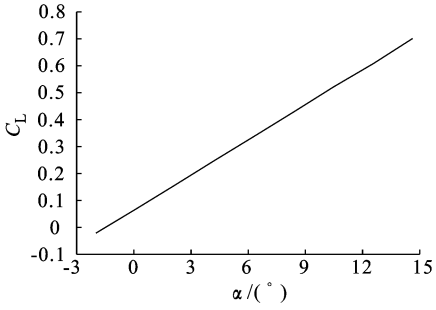


图 2　C_L-α 曲线

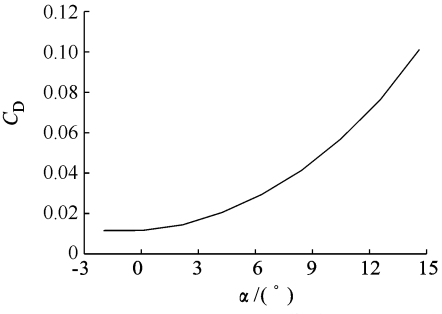


图 3　C_D-α 曲线

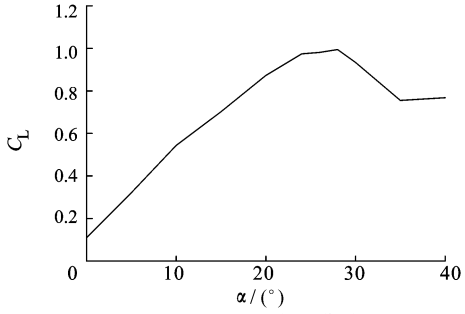


图 4　失速特性曲线

通过曲线可以看出:

1) C_L-α 曲线斜率较低,这主要是由于采用了 S 翼型.使用 S 翼型是为了调整全机的焦点位置和平衡纵向力矩,以使其满足静稳定性,但空气动力作用在 S 翼型上翘的后缘上的气动力具有向下的分量,使得机翼整体升力减小.另外,后掠的气动布局,也使升力系数曲线斜率降低.

2) C_D在小迎角时很小,零升阻力系数仅为 0.011 2,这主要得益于其翼身融合的一体化设计,小的展长和后掠布局.

3)失速迎角 28°,具有良好的大迎角升力性能.这是由于大厚度的碟体使气流产生很强的三维绕流从而产生了非线性涡升力.从图 4 可以看到,在整机失速之前,升力曲线有一转折点.这是由于碟体两侧小翼为薄翼,较早出现了失速,使整机的升力曲线发生了弯折.

2　纵向飞行品质

2.1　纵向静稳定性

碟形飞行器的纵向静稳定性取决于重心的配置和翼型选择.由于重心的配置受制于结构重量,解决静稳定性问题大多通过翼型的选择来实现.常用的方法是采用 S 翼型或者进行机翼扭转[8].

扭转机翼使碟体的加工变得复杂,多种不同的扭转状态也使实验任务量增大,增长研究周期和增加成本,因此碟形飞行器采用 S 翼型来使飞行器实现静稳定,其静稳定性曲线如图 5 所示.

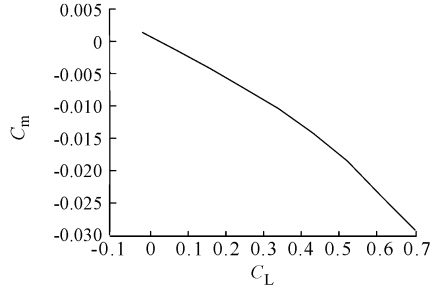


图 5　静稳定性曲线(α=－2°～15°)

从图上可以看出,曲线斜率小于 0,碟形飞行器具有正的静稳定裕度.俯仰力矩系数在正常迎角范围内随升力系数基本呈线性变化.

2.2　主要纵向气动导数

表 1 给出了碟形飞行器与常规布局飞机 B747,某 FWX1 飞翼[9]纵向气动导数的对比.

碟形飞行器的纵向气动导数与常规布局飞机相比,具有以下特点:

1)升力系数曲线斜率 $C_{L\alpha}$低于常规飞机.但

与同翼载的常规飞机相比，碟形飞行器具有更大的升力面积，因而能提供更大的升力；

表1 纵向气动导数比较

气动导数	B747	FWX1	碟形飞行器
$C_{L\alpha}$	5.5	5.0	2.51
$C_{D\alpha}$	0.47	0.10	0.18
$C_{m\alpha}$	−1.60	0.20	−0.09
C_{mq}	−25	−2.0	−0.32
$C_{m\dot{\alpha}}$	−9.0	0.0	0.0
C_L/C_D	12	27	14

2)升阻比与常规布局飞机相当；

3)由于没有平尾，阻力系数曲线斜率 $C_{D\alpha}$ 较常规布局飞机小；

4)焦点较常规飞机焦点靠前，反映在俯仰力矩导数上就是 $C_{m\alpha}$ 较常规飞机大；

5)零升俯仰力矩系数 $C_{m0}\approx 0$，常规飞机 C_{m0} 通常大于0. 碟形飞行器需要调整升降舵进行配平；

6)常规布局飞机的机翼、机身、平尾都会产生俯仰阻尼力矩，其中平尾的贡献最大. 碟形飞行器因没有平尾，$|C_{mq}|$ 比常规布局飞机小得多；

7)由于没有平尾，气流下洗对碟形飞行器的影响很小，反映在气动导数上就是 $C_{m\dot{\alpha}}$ 近似为0.

从表1还可以看到，碟形飞行器与飞翼相比，由于都是翼身融合和无平尾布局，两者的气动导数有很多一致的地方. 但由于两者的展弦比差别较大，在升力线斜率，阻力线斜率和升阻比方面飞翼占有优势. 另外，碟形飞行器是静稳定设计，$C_{m\alpha}<0$，而对于FWX1飞翼 $C_{m\alpha}>0$，是静不稳定的.

2.3 动稳定性分析

1) 无控运动的纵向模态特征

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[10]. 碟形飞行器纵向线性化小扰动状态方程为

$$\dot{\boldsymbol{X}}=\boldsymbol{A}X+\boldsymbol{B}\boldsymbol{U} \tag{1}$$

其中

$$\boldsymbol{X}=[\Delta V \quad \Delta\alpha \quad \Delta\theta \quad \Delta q]^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

$$\boldsymbol{U}=[\Delta\delta_T \quad \Delta\delta_e]^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

$$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix} X_V+X_{TV}\cos\alpha_e & X_\alpha & -g\cos\mu_e & 0 \\ \dfrac{Z_V-XM\,TV\sin\alpha_e}{V-Z_{\dot\alpha}} & \dfrac{Z_\alpha}{V-Z_{\dot\alpha}} & \dfrac{-g\sin\mu_e}{V-Z_{\dot\alpha}} & \dfrac{V+Z_q}{V-Z_{\dot\alpha}} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ M_V+M_{TV}+\dfrac{M_{\dot\alpha}(Z_V-X_{TV}\sin\alpha_e)}{V-Z\dot\alpha} & M_\alpha+\dfrac{M_{\dot\alpha}Z_\alpha}{V-Z_{\dot\alpha}} & -\dfrac{M_{\dot\alpha}g\sin\mu_e}{V-Z_{\dot\alpha}} & M_q+\dfrac{M_{\dot\alpha}(V+Z_q)}{V-Z_{\dot\alpha}} \end{bmatrix} \tag{4}$$

$$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix} X_{\delta T}\cos\alpha_e & X_\delta \\ -\dfrac{X_{\delta T}\sin\alpha_e}{V-Z_{\dot\alpha}} & \dfrac{Z_{\delta e}}{V-Z_{\dot\alpha}} \\ M_{\delta T}-\dfrac{M_{\dot\alpha}X_{\delta T}\sin\alpha_e}{V-Z_{\dot\alpha}} & M_{\delta e}+\dfrac{M_{\dot\alpha}Z_{\delta e}}{V-\dot\alpha} \end{bmatrix} \tag{5}$$

式(1)～式(5)中各气动导数定义可参见文献[10].

利用式(1)进行计算，得出碟形飞行器纵向全面运动的特征方程为

$$s^4+2.40s^3+7.30s^2+0.21s+0.33=0 \tag{6}$$

求出碟形飞行器的纵向运动特征根，在表2中列出，并与B747，FWX1的纵向特征根进行对比.

表2 纵向运动特征根对比

B747	FWX1	碟形飞行器
−0.465 0+1.245 6i	−1.6	−1.194 7+2.406 6i
−0.465 0−1.245 6i	0.7	−1.194 7−2.406 6i
−0.009 7+0.044 5i	−0.01+0.12i	−0.007 0+0.214 6i
−0.009 7−0.044 5i	−0.01+0.12i	−0.007 0+0.214 6i

常规飞机特征根一般情况下由一大一小的两对共轭复根组成，大的共轭复根对应短周期模态，小的共轭复根对应长周期模态. 从表2可以看出，碟形飞行器与常规飞机相同，长周期和短周期特征根均为具有负实部的共轭复根，因此长周期和短周期均为稳定模态. 而FWX1有一正实数的短周期特征根，因此其短周期模态发散.

碟形飞行器和飞翼短周期模态稳定特性不同的原因，可以从短周期的近似特征方程来分析[10]：

$$(V-Z_{\dot\alpha})s^2-[Z_\alpha+(V-Z_{\dot\alpha})M_q+(V+Z_q)M_{\dot\alpha}]s+M_qZ_\alpha-(V+Z_q)M_\alpha=0 \tag{7}$$

上式是典型的一元二次方程，所以方程的根：

$$s_{1,2}=\frac{Z_\alpha+VM_q+VM_{\dot\alpha}\pm\sqrt{\Delta}}{2V} \tag{8}$$

其中

$$\Delta=(Z_\alpha+V_\alpha M_q+VM_{\dot\alpha})^2-4V(M_qZ_\alpha-VM_\alpha) \tag{9}$$

对于第1个根：

$$s_1=\frac{Z_\alpha+VM_q+VM_{\dot\alpha}-\sqrt{\Delta}}{2V} \tag{10}$$

因为导数 Z_α，M_q 和 $M_{\dot\alpha}$ 均为负值，故此根实部小于0，位于左半 S 平面内，是稳定的.

对于第2个根：

$$s_2=\frac{Z_\alpha+VM_q+VM_{\dot\alpha}+\sqrt{\Delta}}{2V} \tag{11}$$

如果要位于左半 S 平面,则需要满足:

$$|Z_\alpha+VM_q+VM_{\dot\alpha}|>\sqrt{\Delta} \tag{12}$$

那么,根 s_2 位于左半 S 平面的条件应为

$$M_qZ_\alpha>VM_\alpha \tag{13}$$

通常情况下导数 M_q 和 Z_α 均为负值,飞行速度为正值,只要 $M_\alpha<0$,那么纵向短周期模态就是稳定的.而其符号取决于 $C_{m\alpha}$,所以 $C_{m\alpha}$ 决定着短周期运动稳定与否.

碟形飞行器纵向静稳定,$C_{m\alpha}<0$,所以其短周期模态稳定.而 FWX1 的 $C_{m\alpha}>0$,是静不稳定的,其短周期运动发散.

碟形飞行器的纵向模态特性如表 3 所示.

表 3　纵向运动的模态特性

模态	周期/s	半衰期/s	无阻尼角频率/(rad·s^{-1})	阻尼比
长周期	29.25	99	0.2147	0.0327
短周期	2.34	0.58	2.6868	0.4446

2) 短周期模态分析

从表 3 可以看到,碟形飞行器在参考飞行状态下的短周期阻尼比 ξ_{sp} 为 0.4446,短周期响应表现为有阻尼的振荡,满足飞行安全标准的 1 级飞行品质[11]要求.飞行器在升降舵脉冲偏转时的迎角变量 $\Delta\alpha$ 和俯仰角速度变量 Δq 的时间响应曲线如图 6,图 7 所示,其短周期特征明显.

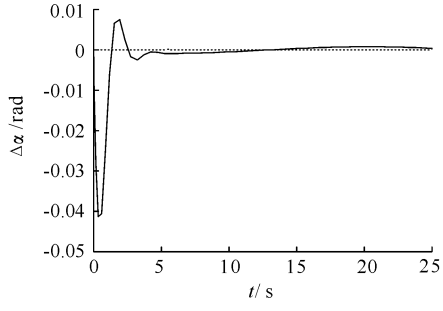


图 6　迎角变量时间响应

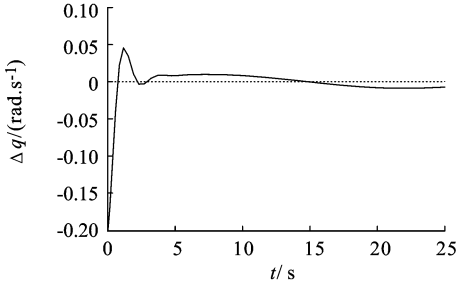


图 7　俯仰角速度变量时间响应

碟形飞行器的操纵期望参数为

$$\frac{\omega_{sp}^2}{n_z/\alpha}=0.5051 \tag{14}$$

根据文献[11]对航行阶段短周期的频率要求,碟形飞行器巡航状态的操纵期望参数达到 1 级品质标准.

3) 长周期模态分析

图 8 和图 9 为升降舵脉冲偏转时平飞速度变量 ΔV 和俯仰角变量 $\Delta\theta$ 的时间响应曲线,都呈现出长周期特性.长周期阻尼比 $\zeta_p=0.0327$,能够满足 2 级飞行品质要求[11].

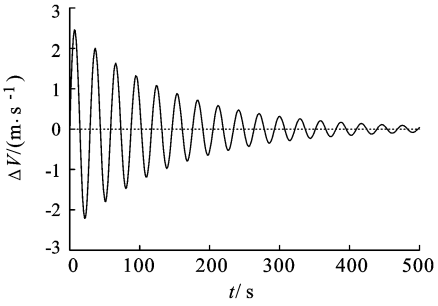


图 8　平飞速度变量时间响应

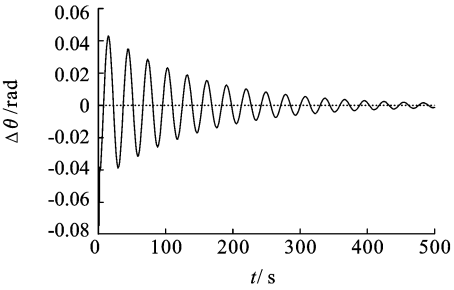


图 9　俯仰角变量时间响应

对长周期模态进行简化分析,可以得到[10]:

$$\omega_{np}\approx\frac{\sqrt{2}g}{V} \tag{15}$$

长周期固有角频率 ω_{np} 与空速成反比,本文主要研究的是碟形飞行器在低速情况下的飞行品质,因此空速小,ω_{np} 较大,在图 8,图 9 中,速度和俯仰角变量的振荡看上去较为频繁.

2.4　模型试飞

为了验证碟形飞行器的飞行品质和气动性能,对碟形飞行器进行了试飞实验(见图 10).



图 10　翼展 3.6 m 验证机试飞照片

(下转第 1397 页)