

文章编号:1000-6893(2007)05-1062-07

# W 型无尾飞机的操纵机理与稳定特性研究

肖华, 王立新

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

## Research on Control Principles and Stability Characteristics of W-shaped Tailless Aircraft

Xiao Hua, Wang Lixin

(School of Aeronautics Science and Engineering, Beijing University of  
Aeronautics and Astronautics Beijing 100083, China)

**摘 要:** W 型无尾飞机基于前掠翼及翼身融合的一体化设计, 取消了平尾和垂尾, 可大幅降低雷达反射截面积, 减轻结构重量; 同时具有亚声速气动效率高、横航向操纵面效率高的优势。根据该构型的特点, 配置设计了新型的多操纵面, 并研究了其新的操纵机理。在此基础上, 计算分析了这一新布局飞机特殊的三轴稳定特性, 研究表明, W 型无尾飞机的纵向阻尼不足, 纵向短周期和长周期模态分别仅满足 III 级和 II 级飞行品质; 横航向都是静不稳定的, 动稳定性表征为滚转模态的发散和荷兰滚模态稳定, 并分析了其可能的物理成因。最后研究了横航向静稳定性导数对 W 型无尾飞机横航向稳定边界的影响。研究方法和结果对于新布局飞机初步设计具有重要参考价值。

**关键词:** 前掠翼; 无尾飞机; 新型操纵面; 操纵机理; 稳定特性

**中图分类号:** V21      **文献标识码:** A

**Abstract:** The W-shaped tailless aircraft has not stabilizer and vertical tail, and it is based on the design of forward-swept wing and the integrated design of blended wing-fuselage. Because of the change of configuration, the radar cross section of this aircraft decreases greatly, and the structural weight lightens. This aircraft also has advantages of high aerodynamic efficiency in subsonic velocity, and high control efficiency of lateral-directional control surfaces. According to the characteristics of this configuration, firstly, the innovative control-surfaces are designed which fit this special configuration, and the control principles are also researched. Then, the special longitudinal and lateral-directional stability characteristics of this aircraft are computed and analyzed. This aircraft's longitudinal damping is unsatisfactory, and its long period and short period mode's flying quality just satisfies second and third class respectively. It has lateral-directional static instability, and also dynamic instability. But this aircraft's dutch roll mode is stable, and the possible physical reason is analyzed. Finally, the influences on the lateral-directional stability boundary caused by the lateral-directional static stability derivations which are different from the conventional aircraft's are researched in detail. The research methods and results have important reference meaning in the new configuration aircraft's preliminary design.

**Key words:** forward-swept wing; tailless aircraft; innovative control-surface; control principle; stability characteristics

前掠翼布局在亚声速范围内具有优越的气动性能和操纵性能, 在大迎角下具有良好的失速特性<sup>[1]</sup>。本文研究的 W 型无尾飞机基于前掠翼及翼身融合的一体化设计<sup>[2-3]</sup>, 取消了平尾和垂尾, 并配置了多组操纵面。在雷达散射截面(RCS)大幅降低、全机重量减轻和气动特性得到提高的同时, 由于构型的改变也带来了操稳特性方面的诸多新问题。

本文通过对 W 型无尾飞机特殊布局的研究, 揭示了该布局的操纵机理和特殊的纵向和横航向

稳定特性, 最后通过分析横航向静稳定导数对横航向稳定边界的影响, 得出了飞机构型与稳定性之间的关系。

## 1 构型特点和优势

### 1.1 亚声速气动效率高

以前掠翼和后掠翼布局为基础的飞机气动效率比较如图 1 所示。从图中可以看出, 亚声速时前掠翼飞机的气动效率与后掠翼飞机相比具有明显的优势, 在跨声速段两者的气动效率几乎无差异, 超声速时前掠翼飞机的气动效率相对较低。

收稿日期:2006-10-08; 修订日期:2007-06-14  
基金项目:总装备部重点基金项目(6140519)  
通讯作者:王立新 E-mail:bhu\_wlx@tom.com

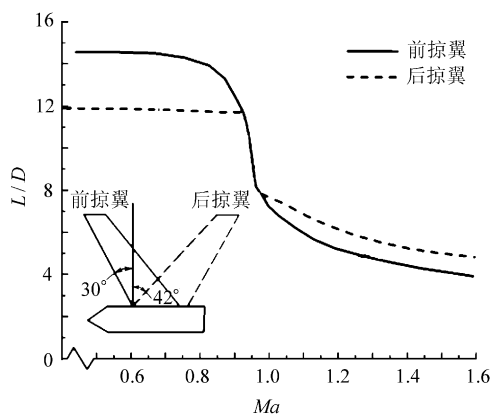


图 1 气动效率比较

Fig. 1 Comparison of aerodynamic efficiencies

### 1.2 总体性能优势大

(1) 相对后掠翼布局,具有较小面积及结构重量。由图 1 可见,30°掠角前掠翼与 42°掠角后掠机翼的气动效率相当,故 W 型布局机翼面积小、结构重量轻。

(2) 机翼后置,总体布置灵活。

(3) 翼身融合设计,机体内部具有较大可用空间。

### 1.3 气动性能优越

由图 2 可见,W 型无尾飞机具有突出的升阻特性,最大升阻比  $(L/D)_{max} = 25$ ;良好的失速特

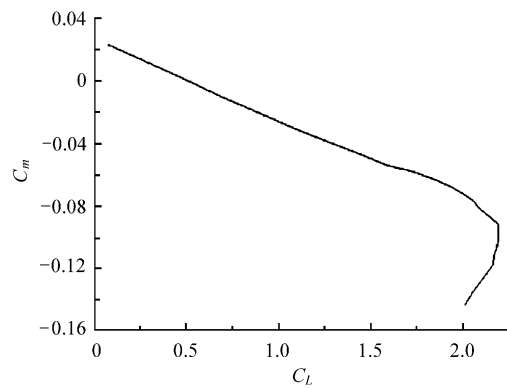
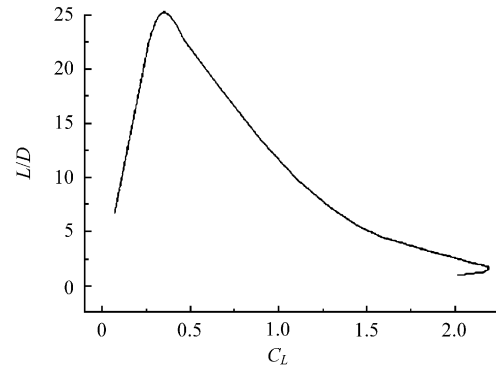


图 2 W 型无尾飞机气动特性( $Ma=0.8, H=12 \text{ km}$ )

Fig. 2 Aerodynamic characteristics of W-shaped tailless aircraft( $Ma=0.8, H=12 \text{ km}$ )

性,最大升力系数  $C_{Lmax} = 2.19$ ,失速迎角  $\alpha_{cr} = 32^\circ$ ,且失速特性平缓;俯仰力矩线性良好,可用升力大。

### 1.4 横航向操纵面效率高

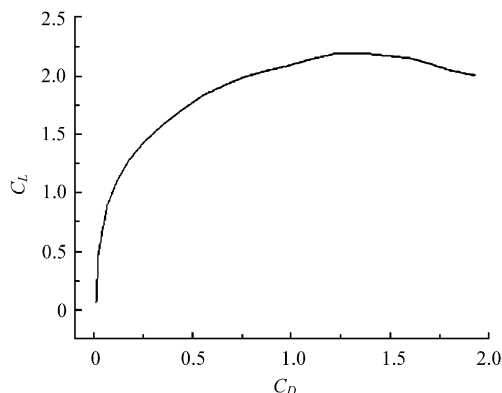
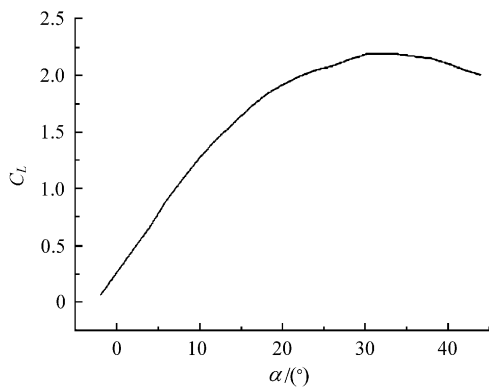
无尾布局飞机设计的关键技术之一是如何提供其足够的横航向操纵能力。为此,该布局横航向操纵面一般均布置在机翼的外翼。由于前掠机翼翼根分离的特点,其外翼的失速特性好,翼梢流动品质高,故布置于外翼的横航向操纵面的操纵效率也高。

## 2 操纵机理

### 2.1 新型操纵面配置

为保证在飞行包线内的可控性,本文按照其特殊的构型配置了其不同于常规布局飞机的新型操纵面。

W 型无尾飞机有 5 组操纵面,分别是开裂式方向舵(split drag rudder, SDR)、外侧升降副翼(outboard elevon, OE)、内侧升降副翼(inboard elevon, IE)、嵌入面(spoiler-slot deflector, SSD)



和前缘襟翼(leading edge flap, LEF)。其配置示意图如图3所示。其中,纵向控制以前缘襟翼和内、外侧升降副翼控制为主,前缘襟翼、升降副翼同向偏转,产生俯仰力矩。由于飞机具有多组纵向可操纵舵面,这不仅可以增加操纵余度,保证飞行安全,也可以大大增加飞机的操纵能力。

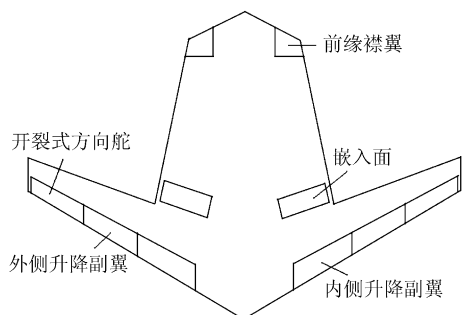


图3 W型无尾飞机操纵面配置示意图

Fig.3 Control surfaces of W-shaped tailless aircraft

横向控制以内、外侧升降副翼控制为主,两侧升降副翼差动反向偏转产生滚转力矩。

航向控制以开裂式方向舵和嵌入面控制为主,开裂式方向舵打开或配合嵌入面单侧偏转,产生偏航力矩。

## 2.2 偏航操纵面操纵机理

对于无尾飞机,最大的挑战是寻求新型的操纵系统,以保证飞机在取消垂直尾翼后有足够的偏航力矩<sup>[4]</sup>。故本文重点对航向操纵机理进行具体的分析。

### (1) 开裂式方向舵

开裂式方向舵属于阻力方向舵<sup>[5]</sup>,机身一侧舵面的上下两片向外偏转张开,在外翼产生附加阻力,两翼上的非对称阻力产生偏航控制力矩。开裂式方向舵偏角 $\delta_{\text{SDR}}$ 以上片的上偏角度来定义,规定 $\delta_{\text{SDR}}$ 以左侧开裂式方向舵偏转为正(下文所指舵面均为机身左侧舵面),如图4所示。

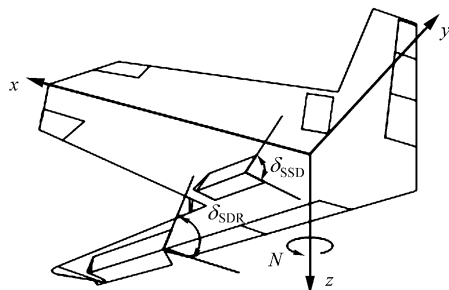


图4 偏角定义

Fig.4 Definition of deflection

开裂式方向舵产生的偏航控制力矩基本不随迎角变化而变化,且对升力、俯仰力矩和滚转力矩影响较小;高速飞行时因铰链力矩太大,开裂式方向舵操纵效能降低,这一操纵面较适用于大展弦比构型和前掠翼布局,如B-2飞翼隐身轰炸机等<sup>[5]</sup>;除了进行偏航操纵之外,在着陆进场时两侧同时偏转也可作减速板使用。

### (2) 嵌入面

嵌入面也属于阻力方向舵<sup>[6]</sup>,其产生偏航力矩的机理和偏角定义与开裂式方向舵相同,如图4所示。

嵌入面在低速、中小迎角下具有很好的操纵效率,但当迎角较大时,其操纵效率会明显下降<sup>[5,7]</sup>;嵌入面对其后的升降副翼会产生较大的影响,甚至会引起副翼反效,因此,升降副翼和嵌入面的相对位置需慎重安排。另外,嵌入面在机身上的开缝安装可能会破坏机身的承载结构。

## 2.3 偏航控制力矩

常规方向舵属于侧力操纵。方向舵偏转使垂尾两侧的压力分布发生变化,相当于改变了垂尾处的侧滑角,产生侧力进而产生偏航控制力矩。

开裂式方向舵和嵌入面同属于阻力操纵,作用在舵面上的气动力可分解为侧力和阻力两部分。其产生偏航力矩原理如图5所示。

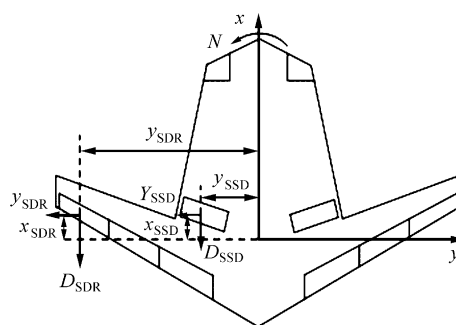


图5 偏航力矩产生原理示意图

Fig.5 Principle of yawing moment initiation

由图5可知开裂式方向舵产生的力矩为

$$N_{\text{SDR}} = D_{\text{SDR}} y_{\text{SDR}} + Y_{\text{SDR}} x_{\text{SDR}}$$

嵌入面产生的力矩为

$$N_{\text{SSD}} = D_{\text{SSD}} y_{\text{SSD}} + Y_{\text{SSD}} x_{\text{SSD}}$$

当两者同时偏转时产生的力矩为

$$N = N_{\text{SDR}} + N_{\text{SSD}}$$

由上可知,为了提高舵面航向操纵效率,在配置舵面时,应根据其产生的侧力作用点在飞机重

心之前或之后,使其具有一定的前掠角或后掠角,保证侧力和阻力产生同向的偏航力矩。

## 2.4 三轴耦合

常规方向舵偏转产生的侧力对纵向运动基本无影响,而阻力方向舵三轴耦合效应较强。

以飞机左偏航为例,当开裂式方向舵或嵌入面偏转时,它们对绕流的阻滞都会导致局部分离,引起偏转一侧的局部升力减小,升力的变化进一步引起俯仰力矩、滚转力矩的变化。由于开裂式方向舵和嵌入面位于重心之前,它们偏转时飞机都将有下俯和左滚的趋势,表现出较明显的三轴耦合效应。

两者同时偏转时这种耦合变得更加剧烈,并随舵面偏角的增大而增强,因此需要协调操纵其他操纵面,以抑制飞机的三轴耦合效应。

## 3 纵向稳定性

### 3.1 纵向静稳定性

W型无尾飞机俯仰力矩系数随 $\alpha$ 的变化曲线如图6所示。

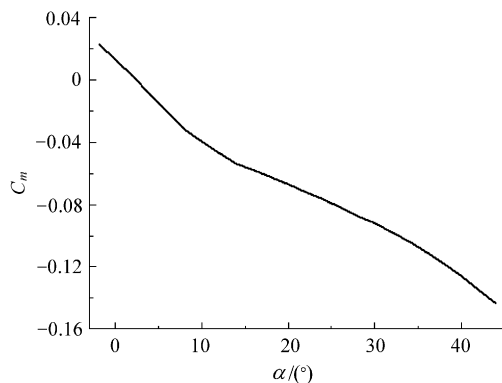


图6 W型无尾飞机静稳定性曲线

Fig. 6 Static stability curve of W-shaped tailless aircraft

飞机静稳定性判据<sup>[8]</sup>为

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha}(h - h_n)$$

在线性变化范围内, $C_{L\alpha}$ 恒大于0,由图6可知, $C_m$ 对 $\alpha$ 的曲线斜率始终为负 $C_{m\alpha} < 0$ ,飞机纵向为静稳定的,即飞机的重心位于中性点之前。

### 3.2 纵向动稳定性

在前述的静稳定性问题中,讨论的是飞机受到扰动后的初始恢复特性与构型参数的关系,而

飞机受扰动后整个恢复过程的特性,则是飞机的动稳定特性问题。

以典型的定直平飞巡航状态( $Ma=0.8, H=12\ 000\text{ m}, \alpha_0=0.76^\circ$ )为基准状态,来研究W型无尾飞机的纵向动稳定特性。

由飞机的纵向小扰动线性运动特征方程得到其特征根为

$$\lambda_{1,2} = -0.353\ 9 \pm 1.995\ 5i$$

$$\lambda_{3,4} = -0.001\ 4 \pm 0.072\ 3i$$

飞机的纵向模态特性如表1所示。

表1 W型无尾飞机纵向模态特性

Table 1 Longitudinal modal characteristics of W-shaped tailless aircraft

模态	阻尼比	频率/(rad·s <sup>-1</sup> )	周期/s
短周期	0.174 6	2.026 6	3.148 7
长周期	0.019 4	0.072 3	86.904 4

#### (1) 短周期模态特性

由表1知,飞机在基准飞行状态的阻尼比 $\zeta=0.174\ 6$ ,仅满足III级飞行品质要求<sup>[9]</sup>。飞机在单位迎角脉冲扰动下的迎角和俯仰角速度的时间响应曲线如图7所示。

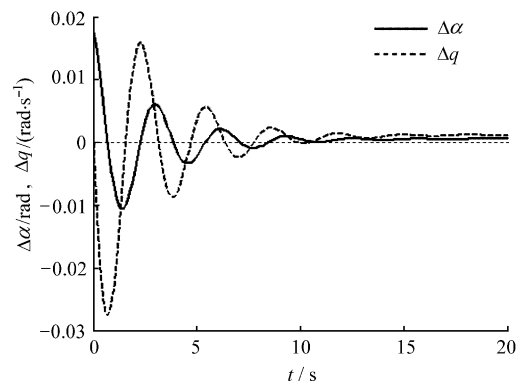


图7 迎角和俯仰角速度响应曲线

Fig. 7 Response curves of angle of attack and pitch rate

操纵期望参数

$$CAP = \frac{\omega_n^2}{(n/\alpha)} = 0.054\ 5$$

飞机在巡航状态的操纵期望参数满足II级品质等级<sup>[9]</sup>。故飞机短周期的飞行品质等级为III级。

#### (2) 长周期模态特性

单位迎角脉冲扰动下速度和俯仰角的时间响应曲线如图8所示。

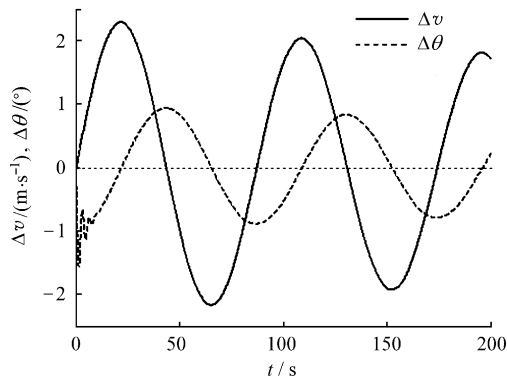


图 8 速度和俯仰角响应曲线

Fig. 8 Response curves of velocity and pitching angle

由图可见,飞机的长周期特性明显,其阻尼比  $\zeta=0.0194$ ,按照文献[9],飞机的长周期运动满足 II 级飞行品质的要求。

(3) 与常规飞机比较

W 型无尾飞机与 AD 攻击机<sup>[10]</sup>的计算结果比较如表 2 所示。

表 2 W 型无尾飞机与 AD 攻击机纵向模态特性比较  
Table 2 Comparison of W-shaped tailless aircraft with AD attack aircraft

比较参数	W 型无尾飞机	AD 攻击机
巡航马赫数 ( $Ma$ )	0.8	0.6
高度/m	12 000	4 572
短周期模态阻尼比	0.174 6	0.305 0
短周期模态周期/s	3.149	1.790
操纵期望参数 CAP	0.054 5	0.806 4
短周期模态飞行品质/级	III	I
长周期模态周期/s	86.90	63.72
长周期模态阻尼比	0.019 4	0.024 3
长周期模态飞行品质/级	II	II

可见,由于 W 型无尾飞机的特殊气动布局形式,影响到其纵向稳定性的品质指标,为保证其在飞行包线内均具有优良的飞行品质,需要设计相应的自动控制系统。

## 4 横航向稳定性

### 4.1 横航向静稳定性

由于 W 型无尾飞机是采用前掠无尾布局的特殊外形,其横向静稳定性导数  $C_{l\beta} > 0$ ,航向静稳定性导数  $C_{nr} < 0$ ,故可知其横航向均为静不稳定。

### 4.2 横航向动稳定性

由飞机的横航向小扰动线性运动方程得到其特征方程为

$$\lambda^4 + B\lambda^3 + C\lambda^2 + D\lambda + E = 0$$

式中:

$$B = -(\bar{L}_p + \bar{Y}_\beta + \bar{N}_r)$$

$$C = -\bar{N}_\beta \bar{Y}_r - \bar{L}_r \bar{N}_p + \bar{L}_p \bar{N}_r - \bar{L}_\beta \bar{Y}_p + \bar{Y}_\beta \bar{N}_r + \bar{Y}_\beta \bar{L}_p - \bar{L}_\beta \alpha_0 + \bar{N}_\beta$$

$$D = -\bar{N}_\beta \bar{L}_p - \bar{Y}_\beta \bar{L}_p \bar{N}_r + \bar{L}_\beta \bar{N}_r \alpha_0 + \bar{L}_\beta \bar{Y}_p \bar{N}_r - \bar{L}_\beta \bar{N}_p \bar{Y}_r + \bar{Y}_\beta \bar{L}_r \bar{N}_p - \bar{N}_\beta \bar{L}_r \alpha_0 + \bar{L}_\beta \bar{N}_p - g \bar{L}_\beta \cos \theta_0 / V_0 + \bar{N}_\beta \bar{L}_p Y_r - \bar{N}_\beta \bar{L}_r \bar{Y}_p - g \bar{N}_\beta \sin \theta_0 / V_0$$

$$E = g(\bar{L}_\beta \bar{N}_r \cos \theta_0 + \bar{N}_\beta \bar{L}_p \sin \theta_0 - \bar{N}_\beta \bar{L}_r \cos \theta_0 - \bar{L}_\beta \bar{N}_p \sin \theta_0) / V_0$$

Routh 稳定判据<sup>[8]</sup>为

$$B, C, D, E > 0$$

$$R = BCD - D^2 - B^2 E > 0$$

其中  $E=0$  为螺旋稳定边界;  $R=0$  为荷兰滚稳定边界。

代入数据计算各个特征系数,得

$$B = 0.268 6, \quad C = -1.289 1,$$

$$D = -0.701 9, \quad E = 0.013 4$$

又因为  $E = \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3 \lambda_4 > 0$ ,故飞机横航向最多存在 2 个负实部的特征根。计算得 4 个特征根:

$$\lambda_1 = 1.232 4$$

$$\lambda_{2,3} = -0.759 7 \pm 0.107 5i$$

$$\lambda_4 = 0.018 4$$

可以看出,在飞机的横航向特征根中,出现了 2 个正实根和一对负实部共轭复根,飞机横航向动不稳定。另外,由于 W 型无尾飞机横航向都为静不稳定的,而静稳定是动稳定的必要条件,同样可以得出其横航向动不稳定的结论。

### 4.3 荷兰滚模态分析

通过上文分析可知,在典型飞行状态下,虽然飞机横航向均为静不稳定,但仍可能出现稳定的荷兰滚模态,下面分析该模态可能稳定的物理成因。

假设飞机受到侧滑角扰动,其横航向将产生 2 个静不稳定力矩,横向静不稳定力矩较小,航向几乎为中立稳定,航向静不稳定力矩接近零;对于大展弦比的无尾飞机而言,其滚转阻尼力矩较大;由交叉力矩系数和角速度的符号可知,滚转交叉力矩对其运动也起阻滞作用,滚转交叉力矩系数导数  $C_{lr} = \eta \cdot C_L$ <sup>[11]</sup> ( $\eta$  是由飞机构型决定的参数),由 1.3 节的分析可知,翼身融合的 W 型无尾飞机具有优越的升力特性,因此其具有较大的稳定滚转交叉力矩。综上所述,在横航向阻尼力矩和较大稳定的滚转交叉力矩的共同作用下, W 型



无尾飞机的荷兰滚模态可能是稳定的。

#### 4.4 稳定边界分析

由于 W 型无尾飞机横航向静稳定性与常规飞机不同,且其数值大小对飞机横航向动稳定性具有重要的影响<sup>[12]</sup>,因此这里主要分析横航向静稳定性导数  $C_{l\beta}$  和  $C_{n\beta}$  对螺旋模态和荷兰滚模态的影响。

假定飞机的其他参数不变,把特征方程各项转化为系数形式并保留  $C_{l\beta}$  和  $C_{n\beta}$  2 个参数作为变量,并以其为轴建立坐标系,得出  $E=0$  和  $R=0$  的稳定边界如下图 9 所示。图中 2 条粗实曲线为荷兰滚稳定边界,满足  $R>0$  的区域为两曲线之间的部分;粗虚直线为螺旋稳定边界,满足  $E>0$  的区域为直线的上面部分; $C=0$  和  $D=0$  分别如图中细虚直线和细实直线,满足  $C>0$  和  $D>0$  区域为两直线下部分。由图可知满足 Routh 稳定判据的稳定区域为图中阴影部分。本文基准状态如图中圆形标志所示,可见它不位于稳定区域,故这一状态是不稳定的。

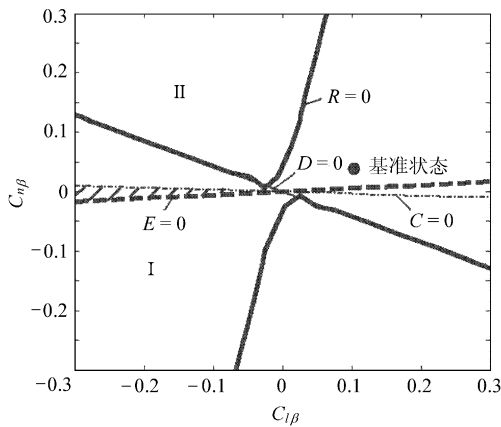


图 9 W 型无尾飞机横航向稳定边界

Fig. 9 Stability boundary of W-shaped tailless aircraft

同理,对于 AD 攻击机而言,其横航向稳定边界如图 10 所示。图中各线的含义与图 9 相同。其满足  $R>0$  的区域为曲线的右边部分;满足  $E>0$  的区域为直线的左边部分;可见满足 Routh 稳定判据的稳定区域为图中阴影部分。飞机基准状态如图中圆形标志所示,在稳定区域,故该状态是稳定的。

比较图 9 和图 10 可以看出,为了保证飞机螺旋模态的稳定性,必须使  $|C_{l\beta}|$  和  $|C_{n\beta}|$  的比值大于某一数值  $k$ 。对于 W 型无尾飞机来说,通过计算可知该数值  $k_w = 17.90$ ;对于 AD 攻击机,  $k_{AD} =$

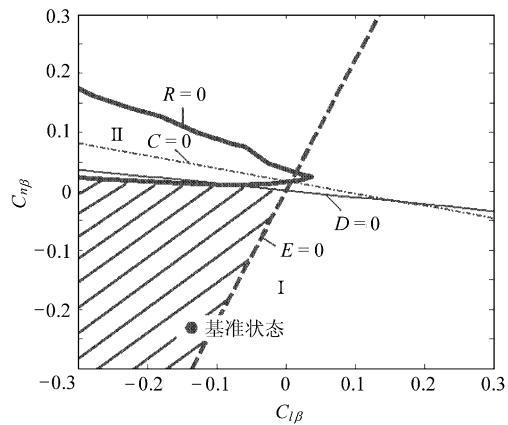


图 10 AD 攻击机横航向稳定边界

Fig. 10 Stability boundary of AD attack aircraft

0.45。可见,  $k_w \gg k_{AD}$ , W 型无尾飞机的  $k$  值太大使得  $E=0$  直线斜率太小,从而减小了使该模态稳定的可能。横向静稳定性过小,或者航向静稳定性过大,将使飞机螺旋不稳定,如两图中  $E<0$  的区域 I。而当横向静稳定性过大,航向静稳定过小,又将使飞机荷兰滚不稳定,如两图中  $R<0$  的区域 II。因此,要保证飞机同时具有螺旋和荷兰滚模态稳定的特性,须使  $|C_{l\beta}|$  和  $|C_{n\beta}|$  保持恰当的比值,使之处于稳定区域。

通过计算分析横航向静稳定性导数对两种布局横航向稳定边界影响的变化规律可知,对于 W 型无尾飞机而言,其横航向满足 Routh 判据的稳定区域很小,很难仅通过机体设计来保证飞机在飞行包线内具有良好的稳定特性,因此必须开展改善其飞行品质的自动飞行控制系统的设计。

#### 5 结 论

(1) 基于前掠翼并采用翼身融合设计的 W 型无尾飞机在亚声速范围具有优良的气动特性,翼根分离的特性使得在翼梢布置的新型操纵面具有较高的操纵效率;

(2) 阻力方向舵和嵌入面等新型操纵面较适用于该构型飞机进行操纵控制;

(3) 通过对该布局飞机稳定特性的分析,得出了其构型与稳定特性间的关系,为改善其飞行品质的自动飞行控制系统设计奠定了理论基础。

#### 参 考 文 献

[1] Putnam T W. The X-29 flight-research program [J]. AIAA, Student Journal, 1984, 39: 2-12.  
 [2] Sun J, Zhang B Q, Yang G J. Concept investigation of 'W' tailless configuration [R], AIAA 2005-4602, 2005.  
 [3] 孙静, 张彬乾, 周洲, 等. W-型无尾气动布局研究 [J]. 西北

- 工业大学学报, 2006, 22(3): 265-268.
- Sun Jing, Zhang Binqian, Zhou Zhou, et al. An innovative W-shaped tailless aerodynamic configuration[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 22(3): 265-268. (in Chinese)
- [4] 朱自强, 王晓璐, 陈泽民, 等. 无人驾驶飞行器的气动特点和设计[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 161-174  
Zhu Ziqiang, Wang Xiaolu, Chen Zemin, et al. Aerodynamic characteristics of unmanned aerial vehicles and its shape design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 161-174. (in Chinese)
- [5] William J G, Kenneth M D. Directional control for tailless aircraft using all moving tips[R]. AIAA-97-3487, 1997.
- [6] Nickel K, Wohlfahrt M. Tailless aircraft—in theory and practice[M]. AIAA, 1994.
- [7] Addington G A, Myatt J H. Control-surface deflection effects on the innovative control effectors(ICE101) design [R]. AFRL-VA-WP-TR-2000-3027, 2000.
- [8] Benard E. Dynamics of flight-stability and control[M]. New York: John Wiley & Sons, 1978.
- [9] 高金源, 李陆豫, 冯亚昌, 等. 飞机飞行品质[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.  
Gao Jinyuan, Li Luyu, Feng Yachang. Aircraft handling qualities[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [10] Louis V S. Introduction to aircraft flight dynamics[M]. AIAA, 1998.
- [11] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册 6: 气动设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.  
Aircraft Design Manual General Editorial Board. Aircraft design manual 6: aerodynamic design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [12] 熊海泉, 刘昶, 郑本武. 飞机飞行动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1990: 202-203.  
Xiong Haiquan, Liu Chang, Zheng Benwu. Aircraft flight dynamics[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1990: 202-203. (in Chinese)

#### 作者简介:



肖华(1981—) 男, 硕士。主要研究方向: 飞机设计、飞行动力学与鲁棒控制。  
E-mail: xh@ase. buaa. edu. cn

王立新(1965—) 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞机设计、飞行动力学与飞行控制等。

Tel: 010-82338821

E-mail: bhu\_wlx@tom. com

(责任编辑: 刘振国)