

文章编号: 1674-8190(2022)05-171-08

# 典型布局民用飞机的地面系留特性研究

白峰, 王奇志

(上海飞机设计研究院 飞行物理部, 上海 201210)

**摘要:** 飞机在地面停机时会受到恶劣天气影响, 对飞机停机情况的气动力研究是评估停机安全的关键。为了分析典型布局民用飞机的地面侧风气动力差异, 确定典型系留载荷, 针对两种典型布局民用飞机, 在风洞中采用缩比模型和固定地板模拟飞机停机, 测量飞机在  $0^{\circ}\sim 180^{\circ}$  地面侧风情况下的气动力, 进一步通过部件组拆测量方法分析尾翼部件气动力耦合效应; 确认垂尾平尾布局耦合效应是在侧风情况下低平尾布局飞机抬头力矩较大、以及高平尾布局飞机抬头力矩较小的原因, 采用工程估算方法得到后倾翻情况的前起落架系留载荷。结果表明: 俯仰气动力差异导致低平尾布局飞机的前起落架系留载荷明显增加, 而对高平尾布局飞机影响较小。

**关键词:** 系留; 附面层; 低平尾; 高平尾; 后倾翻

**中图分类号:** V211.4

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.05.19

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Research on Ground Tie-down Characteristics of Typical-layout Civil Aircraft

BAI Feng, WANG Qizhi

(Flight Physics Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

**Abstract:** The aircraft is impacted by severe weather on parking apron, and the aerodynamic research of parking is important for parking safety. In order to analyze the aerodynamic difference of typical-layout civil aircraft induced by ground cross-wind, and determine the typical tie-down loads, the scale mode and fixed ground plate in wind tunnel are used to simulate the aircraft park aiming at two typical-layout civil aircraft, the aerodynamic forces of aircraft which induced by cross-wind with the angles from  $0^{\circ}$  to  $180^{\circ}$  are measured. The disassemble test method is adopted to analyze the empennage aerodynamic coupling. The reasons of large pitching moment of high horizontal tail layout and small pitching moment of low horizontal tail layout at cross-wind research are confirmed in the condition of the empennage aerodynamic coupling. The engineering estimation method is used to obtain the nose landing gear tie-down loads at rear tipping condition. The results show that the deference of aerodynamic characteristics can increase the nose landing gear tie-down loads of low horizontal tail aircraft, and is of less influence on high horizontal tail aircraft.

**Key words:** tie-down; boundary layer; low horizontal tail; high horizontal tail; rear tipping

收稿日期: 2021-09-08; 修回日期: 2022-01-20

通信作者: 白峰, baifeng@comac.cc

引用格式: 白峰, 王奇志. 典型布局民用飞机的地面系留特性研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(5): 171-178.

BAI Feng, WANG Qizhi. Research on ground tie-down characteristics of typical-layout civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(5): 171-178. (in Chinese)

## 0 引言

2020年7月25日台风“烟花”在舟山登陆,最大地面风速达到25 m/s,导致上海、杭州两地机场全天停航,上海虹桥和浦东两大机场进行了约200架飞机的地面系留。飞机系留是指为防止飞机在恶劣天气下发生偏航、侧滑甚至倾斜等危险,采用地面系留绳索限制飞机位移,是对雷暴<sup>[1]</sup>、大风<sup>[2-3]</sup>等极端气象停机安全的保障。适航规章CCAR25第25.519条“顶升和系留装置”的C条要求“提供系留点时,主系留点及局部结构必须能承受任何方向的120 km/h(65节)水平风引起的限制”。典型民用飞机一般采用起落架系留方案,系留设备一般包含卸扣、拴紧带、拴紧器、警告旗等,通过两端卸扣来连接起落架系留环和停机坪地锚,典型民用飞机的起落架系留方案详见文献[4]。

系留方案评估需要针对地面停机时飞机可能发生的倾翻、滑动、打地转等情况。因此综合飞机自身重力、起落架支反力、轮胎摩擦力、气动载荷以及系留载荷作用下的平衡状态分析是系留方案设计的关键。而对于停机情况下的气动力研究有助于提高飞机系留方案设计(包括地坪锚点结构设计<sup>[5]</sup>、机体系留点设计、系留索产品设计等)对飞机停机的适应性<sup>[6]</sup>。国内外对于舰载机的舰艇系留有相关研究,主要针对海浪、旋翼等气动影响<sup>[7-9]</sup>,对于民用飞机系留相关的研究较少<sup>[10-12]</sup>。现有研究未全面分析各种布局民用飞机的系留特点,同时也未从6个典型气动分量来对系留载荷进行完整分析。

本文针对两种典型布局的民用飞机开展系留气动力测量风洞试验,分析离地高度和风速差异对近地的气动力影响;对比高、低平尾两种典型民用飞机布局的气动力差异,并通过部件组拆试验分析形成该现象的原因;估算高、低平尾布局飞机由于俯仰特性明显差异导致的前起落架系留气动载荷差异,以期对各种民用飞机的系留方案设计提供参考。

## 1 试验方案

气动力测量试验选择在FL12回流式低速风洞中开展,试验段宽4 m、高3 m、长8 m,截面积10.72 m<sup>2</sup>。在试验段的中心位置安装地板模拟飞机停机状态,采用单支杆腹部支撑形式,通过支杆旋转模拟0°~180°侧风,风洞试验方案如图1所示。



图1 系留气动力测量风洞试验

Fig. 1 Tie-down aerodynamic wind tunnel test

典型民用飞机布局主要分为翼吊低平尾形式和尾吊高平尾形式,本文采用模型A和模型B分别针对两种布局的气动力开展研究。试验模型A采用低平尾布局巡航构型,针对停机状态采用35 m/s试验风速,基于平均气动弦长的 $Re=0.73 \times 10^6$ ;同时开展70 m/s风速的空中状态气动力测量来进行气动特性对比,相应的 $Re=1.46 \times 10^6$ 。另外针对高平尾布局模型B,采用主轮离地10 mm、风速35 m/s开展气动力对比试验。由于真实机场风速测量针对地面以上10 m的高度位置,且对于停机状态的地面附面层情况鲜有研究。而在风洞中一般会采用滚动地板<sup>[13]</sup>,或附面层抽吸功能来减小附面层厚度,且根据研究在小迎角情况下附面层抽吸对气动力影响不明显<sup>[14]</sup>。因此在FL12风洞中采用固定地板,通过调节模型垂直高度来研究附面层高度变化影响。根据固定地板附面层测量结果,采用主轮离地50 mm来模拟不受附面层干扰的情况,以及采用主轮离地10 mm来模拟全附面层情况,这是为防止模型振动接触地板影响天平测力而预留了10 mm间隙。两种典型民用飞机的布局如图2~图3所示,在风洞中的尺寸关系如表1所示。

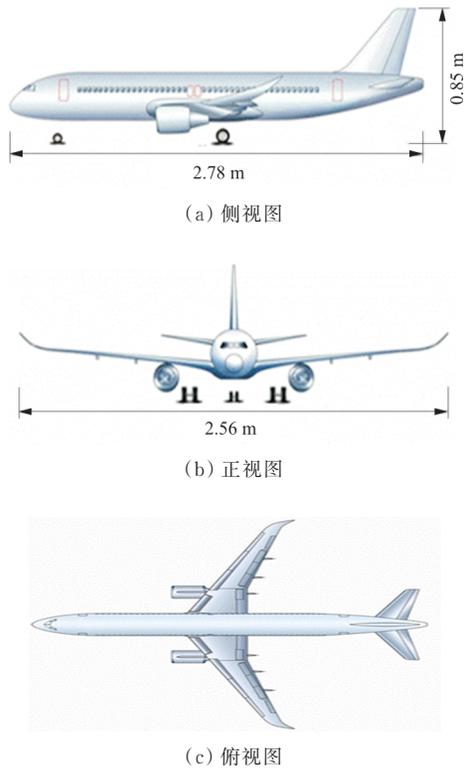


图 2 模型 A 三面图

Fig. 2 Three views drawing of model A

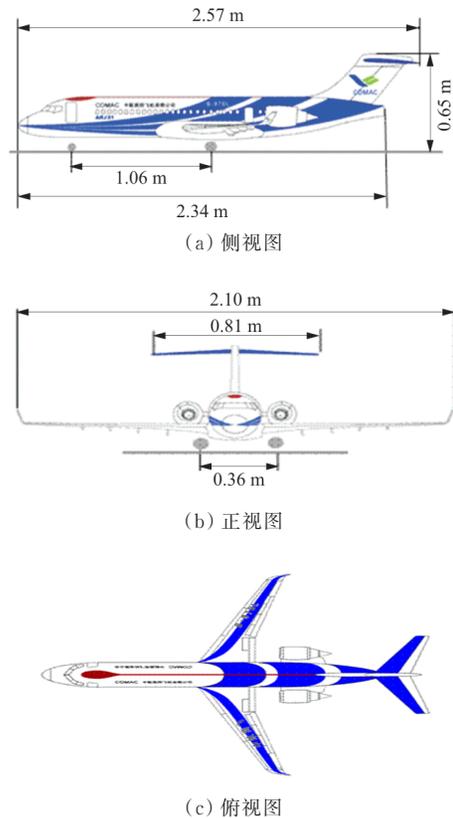


图 3 模型 B 三面图

Fig. 3 Three views drawing of model B

表 1 试验件与风洞匹配性  
Table 1 Model matching of the test section

模型	$\alpha/(^\circ)$	$\beta/(^\circ)$	投影面积/ $m^2$	宽度/mm	堵塞度/%	展宽比/%
A	0	0	0.20	2 555.30	1.9	63.9
	0	90	0.90	2 778.57	8.4	69.5
B	0	0	0.09	2 100.00	0.8	52.5
	0	90	0.67	2 574.10	6.3	64.4

试验采用内置杆式天平测量全机体轴系下的 6 分量气动力,力矩参考点位于机翼 25% 气动中心在飞机对称面上的投影,轴系定义为  $x$  轴沿水平向前,  $y$  轴沿水平向右,  $z$  轴垂直向下,气动力参数定义如表 2 所示。

表 2 气动力参数定义  
Table 1 Aerodynamic parameters

气动力参数	说明	轴系方向
$C_N$	法向力系数	沿 $z$ 轴负方向的分量
$C_A$	轴向力系数	沿 $x$ 轴负方向的分量
$C_Y$	侧向力系数	沿 $y$ 轴方向的分量
$C_m$	俯仰力矩系数	绕 $y$ 轴的分量
$C_n$	偏航力矩系数	绕 $z$ 轴的分量
$C_l$	滚转力矩系数	绕 $x$ 轴的分量

## 2 试验结果

### 2.1 离地高度和风速影响

针对模型 A,在 35 m/s 风速的情况下进行  $\beta$  为  $0^\circ \sim 180^\circ$  气动力测量,侧滑角间隔  $10^\circ$ ,离地距离分别为 50 和 10 mm,离地距离减小后升力略有增加。在 70 m/s 风速情况,试验从  $\beta$  为  $0^\circ \sim 180^\circ$ ,间隔  $2^\circ$ ,从空中状态(拆除地板)至主轮离地 80 mm,升力和阻力明显增加,如图 4 所示(情况一:主轮离地 10 mm,  $V=35$  m/s;情况二:主轮离地 50 mm,  $V=35$  m/s;情况三:主轮离地 80 mm,  $V=70$  m/s),符合近地影响的气动规律<sup>[15]</sup>。

对比主轮离地 50 mm、 $V=35$  m/s 和主轮离地 80 mm、 $V=70$  m/s 两个状态,在离地距离相似情况下,风速差异下的气动特性基本一致。针对以上各种试验参数差异,  $C_m$ 、 $C_n$ 、 $C_l$  特性的差异性不明显,如图 5 所示(情况一~情况三同图 4)。

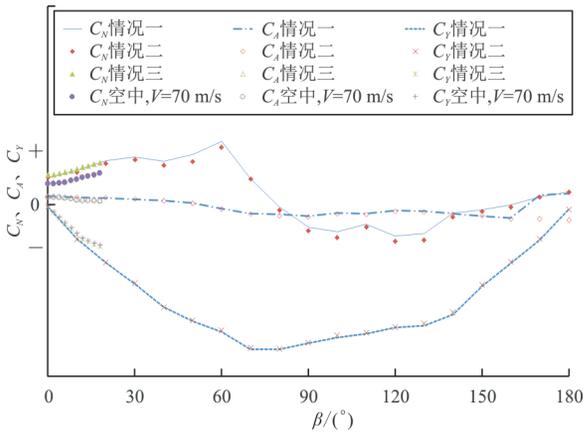


图4 风速、离地高度对模型A的 $C_N$ 、 $C_A$ 、 $C_Y$ 的影响  
Fig. 4 The influence of air speed and height to  $C_N$ 、 $C_A$ 、 $C_Y$

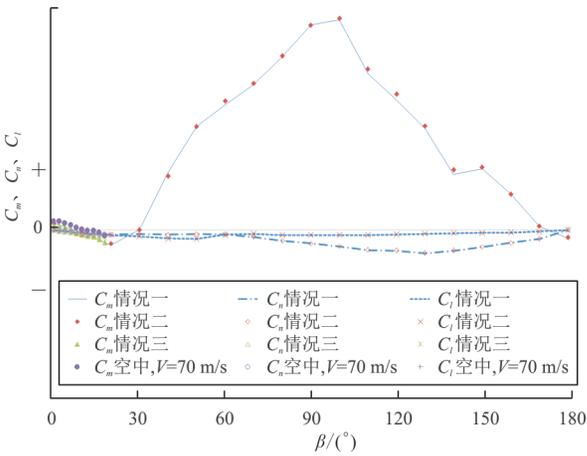


图5 风速、离地高度对模型A的 $C_m$ 、 $C_n$ 、 $C_l$ 的影响  
Fig. 5 The influence of air speed and height on  $C_m$ 、 $C_n$ 、 $C_l$

### 2.2 布局差异对比

针对典型停机状态：主轮离地 10 mm，风速 35 m/s，开展模型 B（高平尾）停机状态气动力测量，与模型 A（低平尾）的对比如图 6~图 11 所示。

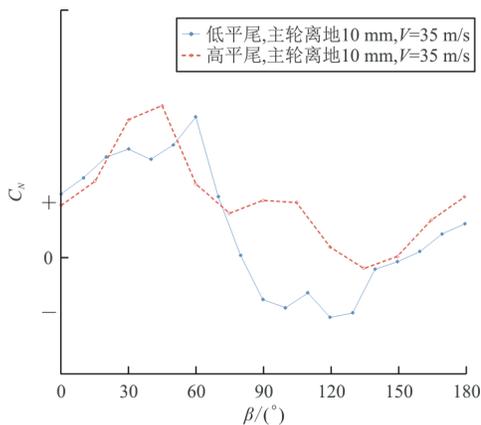


图6 法向力系数 $C_N$ 对比  
Fig. 6 The comparison of  $C_N$

从图 6 可以看出：模型 A 法向力系数  $C_N$  随着侧滑而增加直至  $\beta=60^\circ$ ，之后由于机翼分离发展而  $C_N$  减小，直至  $\beta=100^\circ$  时达到负法向力系数最小值，之后缓慢回升至 0 附近。模型 B 的法向力系数  $C_N$  随侧滑变化形态一致，只是在  $\beta=50^\circ$  达到法向力系数峰值，这是由于后掠角较小（模型 A 为  $28^\circ$ ，模型 B 为  $25^\circ$ ）的原因；同时未达到很低的负法向力系数值，主要是因为机翼的上反角和扭转角不同。

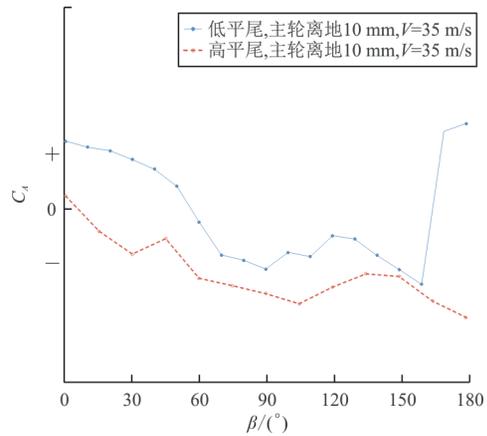


图7 轴向力系数 $C_A$ 对比  
Fig. 7 The comparison of  $C_A$

从图 7 可以看出：阻力特性  $C_A$  随侧滑增加而减小，由于参考面积不同，模型 A 在  $\beta=0^\circ$  情况的轴向力系数  $C_A$  较大。

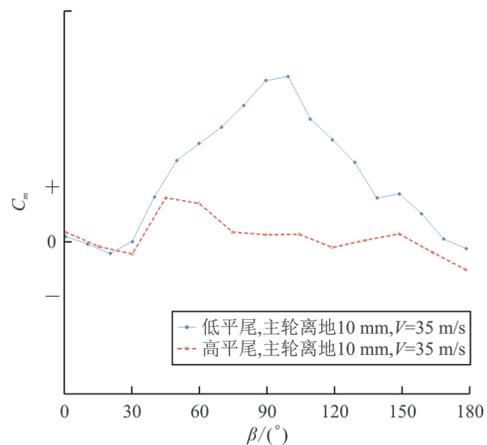


图8 俯仰力矩系数 $C_m$ 对比  
Fig. 8 The comparison of  $C_m$

从图 8 可以看出：俯仰力矩系数  $C_m$  在  $\beta=40^\circ$  前均为先低头后抬头，但模型 A 的力矩系数抬头发展至  $\beta=90^\circ$  左右，而模型 B 的抬头力矩系数在  $\beta=40^\circ$  后即缓慢减小。

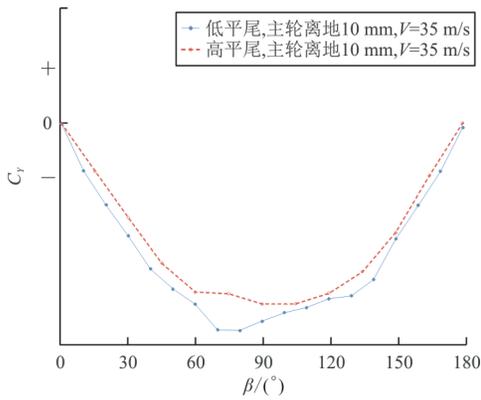


图 9 侧向力系数  $C_Y$  对比  
Fig. 9 The comparison of  $C_Y$

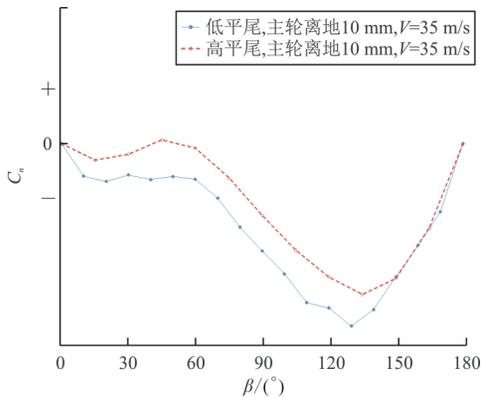


图 10 偏航力矩系数  $C_n$  对比  
Fig. 10 The comparison of  $C_n$

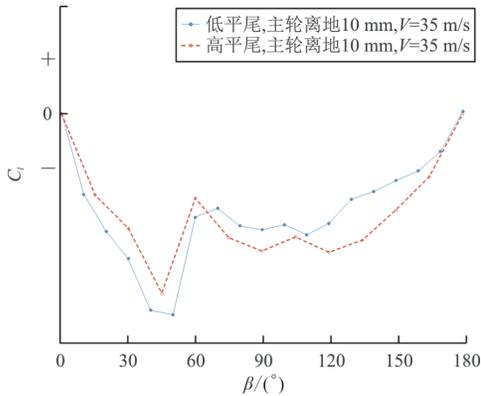


图 11 滚转力矩系数  $C_l$  对比  
Fig. 11 The comparison of  $C_l$

从图 9~图 11 可以看出:航向特性  $C_Y$ 、 $C_n$ 、 $C_l$  对于两种布局的飞机趋势和量级一致,侧向力系数  $C_Y$  在  $\beta=90^\circ$  左右达到最大,偏航力矩系数  $C_n$  在  $\beta=130^\circ$  左右达到最大,滚转力矩系数  $C_l$  在  $\beta=50^\circ$  左右达到最小。

### 2.3 部件气动力贡献

为了分析低平尾布局的俯仰力矩  $C_m$  较大现

象,针对模型 A 开展垂尾、平尾、短舱等部件组拆的气动力测量研究,分析各部件气动力贡献。试验同样在主轮离地 10 mm、风速 35 m/s 情况下进行,主要包括全机去平尾、全机去垂尾、全机去尾翼(去垂平尾)、翼身组合(全机去尾翼去短舱)4 个构型,气动力对比如图 12~图 17 所示。

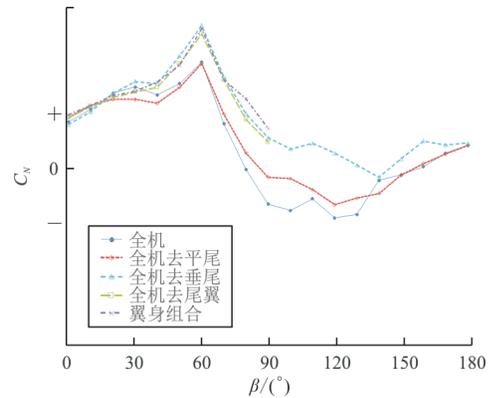


图 12 部件法向力系数  $C_N$   
Fig. 12 The component  $C_N$

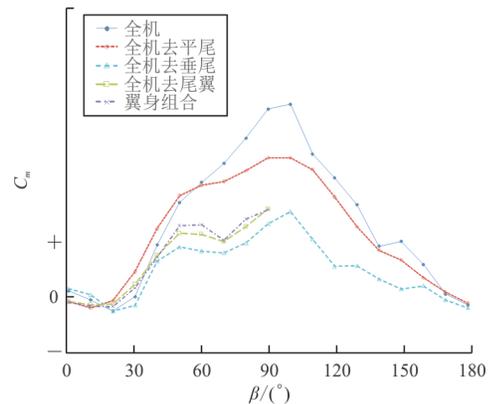


图 13 部件俯仰力矩系数  $C_m$   
Fig. 13 The component  $C_m$

从图 12~图 13 可以看出:对于法向力系数  $C_N$  和俯仰力矩系数  $C_m$ ,在  $\beta$  较小的范围内所有构型结果基本一致;而在  $\beta$  为  $40^\circ\sim 130^\circ$  范围内所有无垂尾的构型的  $C_N$  明显较大;同样在该  $\beta$  范围内也表现为所有无垂尾构型的俯仰力矩  $C_m$  抬头量级较小。因此根据构型参数差异分析,认为垂尾部件影响是模型 B 产生较大  $C_m$  的关键原因。但是对比图 8、图 13,模型 A 无垂尾构型的  $C_m$  仍明显大于模型 B。

针对尾翼构型差异进行研究,常规民用飞机尾翼布局的部件升力方向为其主要作用力,因此平尾主要为俯仰控制,垂尾为偏航控制。根据图 14,全机去平尾后  $C_m$  有所降低,符合平尾的部件力

特性;但全机去垂尾构型(此时未去平尾)的 $C_m$ 下降更明显。因此可以推测垂尾本身对平尾的俯仰特性产生了较大干扰。同时注意图 13 中,在 $\beta=60^\circ$ 时全机去平尾构型的 $C_m$ 量值超过全机构型,在 $\beta=90^\circ$ 附近两者达到最大差值。这主要是因为,在 $\beta=60^\circ$ 时背风侧平尾尚未分离,自身仍可提供升力;而迎风侧平尾受垂尾的正压力而产生负升力<sup>[11]</sup>,因此表现出有无平尾构型的法向力系数 $C_N$ 和俯仰力矩系数 $C_m$ 相同;随着 $\beta$ 继续增加至 $90^\circ$ 过程中,由于背风侧平尾分离而升力减小,迎风侧平尾受垂尾正压力持续增加<sup>[12]</sup>。

因此进一步确认模型 B 的 $C_m$ 比模型 A 无垂尾构型小的原因是:模型 B 的 T 尾布局使得垂尾对高平尾产生反向作用力<sup>[16]</sup>,而产生额外的低头力矩。

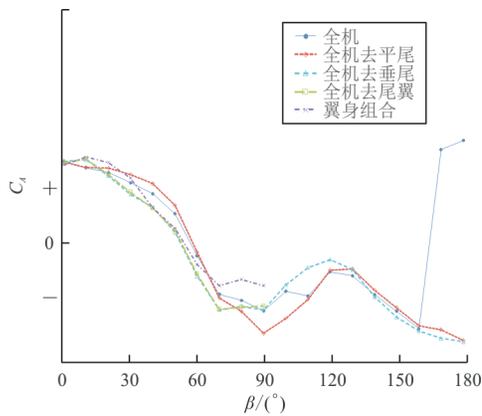


图 14 部件轴向力系数 $C_A$   
Fig. 14 The component  $C_A$

从图 14 可以看出:各种尾翼构型的轴向力系数 $C_A$ 趋势一致。由于 $C_A$ 主要由摩擦阻力和压差阻力构成,尾翼对此贡献量较小。

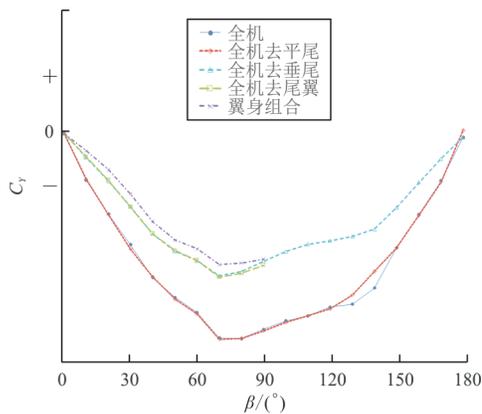


图 15 部件侧向力系数 $C_Y$   
Fig. 15 The component  $C_Y$

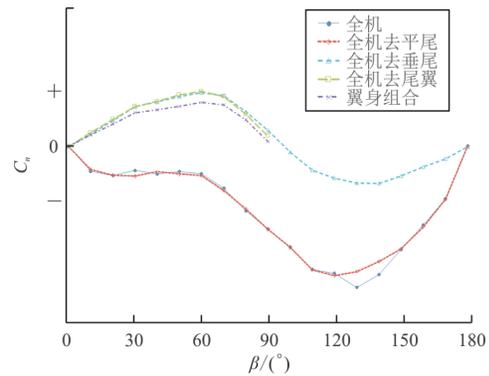


图 16 部件偏航力矩系数 $C_n$   
Fig. 16 The component  $C_n$

从图 15~图 16 可以看出:侧向力系数 $C_Y$ 和偏航力矩系数 $C_n$ 主要受机身和垂尾气动力影响<sup>[17]</sup>,而在各种侧滑角情况下平尾的主升力方向气动差异对垂尾的影响较小,因此各构型的气动特性按照有无垂尾表现为两种规律,其中偏航力矩系数 $C_n$ 在 $\beta=60^\circ$ 前由于垂尾的气动力而表现出两种稳定性,在更大的 $\beta$ 角下由于垂尾分离而对航向稳定性贡献消失。需要注意的是翼身组合体构型由于缺少了短舱提供的稳定性,而表现出航向特性稍弱的现象。

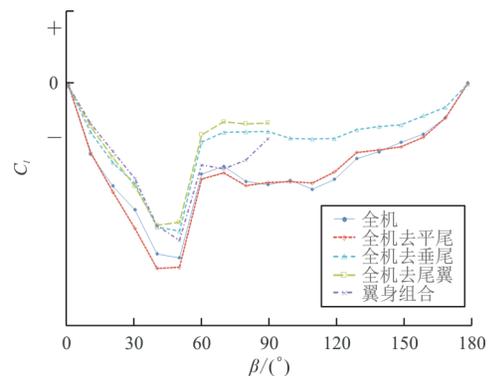


图 17 部件滚转力矩系数 $C_l$   
Fig. 17 The component  $C_l$

从图 17 可以看出:对于滚转力矩系数 $C_l$ ,也按照有无垂尾两大构型表现出两组滚转特性,这是因为垂尾气动中心与全机力矩参考点距离产生的额外滚转。同时也要注意,翼身组合体的无短舱特点,在 $\beta$ 为 $60^\circ\sim 90^\circ$ 之间表现出额外的滚转特性。

### 3 系留载荷估算

#### 3.1 估算方法

针对倾翻状态需要分析的力平衡主要包括飞

机自重、起落架支反力、气动载荷和系留载荷。未保证系留载荷计算的保守性,一般采用空机重量来进行平衡分析,但大重量的重心位置也会对临界系留载荷产生影响<sup>[18]</sup>。

针对两种飞机布局产生的俯仰力矩系数  $C_m$  特性差异较大,主要导致后倾翻的系留载荷不同,因此本文进行工程估算。假设后倾翻时前起落架支反力为 0,以主起落架为平衡参考点,平衡状态如图 18 所示。

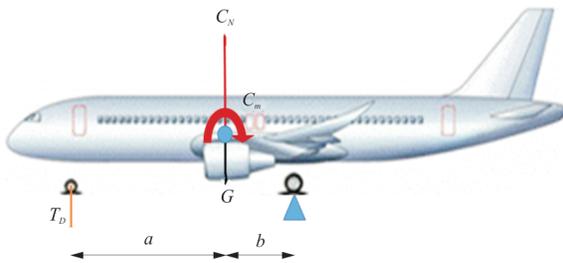


图 18 前起落架受力分析

Fig. 18 The nose landing gear force analysis

受力平衡方程如下:

$$C_N \times Q \times S \times b + C_m \times Q \times S \times L_{MAC} + Gb + T_D(a+b) = 0 \quad (1)$$

式中: $Q$ 为来流动压; $S$ 为参考面积; $L_{MAC}$ 为参考长度; $G$ 为重力; $T_D$ 为前轮系留载荷; $a$ 为前轮距重心距离; $b$ 为主轮距重心距离。

根据模型 A、B 的布局参数,空机自重、重心和起落架位置等计算参数如表 3 所示。

表 3 前轮系留计算参数  
Table 3 Nose landing gear tie-down load estimate parameters

布局	空机自重/t	重心位置/%	前轮距重心距离/m	主轮距重心距离/m
布局 A	45	25	12	14
布局 B	25	25	1.5	0.88

### 3.2 对比结果

通过平衡方程估算前轮的前起落架系留载荷,模型 A 和模型 B 的对比如图 19 所示。

从图 19 可以看出:模型 A 飞机在侧风  $60^\circ \sim 120^\circ$  时需要前起系留,系留力最大为 20 kN;而模型 B 飞机自重即可抵抗各方向侧风,无需前起系留。

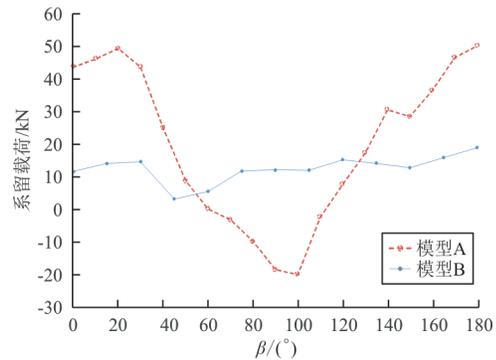


图 19 前起落架系留载荷对比

Fig. 19 The nose landing gear tie-down load

## 4 结 论

(1) 低平尾布局飞机,在  $90^\circ$  侧风时由于垂尾产生的正压力对平尾和后机身的作用,会产生较大的抬头力矩;对于高平尾布局飞机,则无此现象。

(2) 俯仰气动力差异导致低平尾布局飞机的前起落架系留载荷明显增加。

### 参 考 文 献

[1] 何志强, 卢新平, 王丙兰. 首都机场雷暴大风的初步研究[J]. 气象, 2014, 40(11): 1408-1413.  
HE Zhiqiang, LU Xinping, WANG Binglan. Preliminary study of thunderstorm gale at Beijing Capital International Airport[J]. Meteorological Monthly, 2014, 40(11): 1408-1413. (in Chinese)

[2] 陈猛. 机场地面风和大风的特征分析及其对飞行的影响[J]. 气象水文海洋仪器, 2011(4): 44-52.  
CHEN Meng. Characteristic analysis of airport surface wind and gale and its effect on the flight[J]. Meteorological, Hydrological and Marine Instruments, 2011(4): 44-52. (in Chinese)

[3] 陈龚梅, 罗厚炙, 陆晏, 等. 温州机场台风大风统计分析[J]. 民航学报, 2020, 4(3): 54-59.  
CHEN Gongmei, LUO Houzhi, LU Yan, et al. Statistical analysis of typhoon winds at Wenzhou Airport[J]. Journal of Civil Aviation, 2020, 4(3): 54-59. (in Chinese)

[4] 顾伟彬, 金秀芬, 马建. 大型固定翼民用飞机系留载荷非线性计算分析[J]. 应用力学学报, 2014, 31(4): 496-501.  
GU Weibin, JIN Xiufen, MA Jian. Non-linear analysis of mooring load for large fixed-wing civil aircraft[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2014, 31(4): 496-501. (in Chinese)

[5] JACKSON C, SAEED A. Rigid and flexible pavement aircraft tie-downs: AFRL-RX-TY-TR-2010-0093[R]. US: Applied Research Associates, 2010.

- [6] 袁媛, 翟好鑫, 吴宏元, 等. 民用机场停机位分配问题研究综述[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2019, 36(6): 46-60.  
YUAN Yuan, ZHAI Haoxin, WU Hongyuan, et al. Summary of the gate assignment problem in civil airports [J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2019, 36(6): 46-60. (in Chinese)
- [7] 刘湘一, 雷卫东, 胡国才. “鱼叉”系留对直升机动力响应的影响[J]. 海军航空工程学院学报, 2009, 24(6): 605-608.  
LIU Xiangyi, LEI Weidong, HU Guocai. Influence of harpoon deck-lock on helicopter dynamic response [J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2009, 24(6): 605-608. (in Chinese)
- [8] BLACHWELL J. Tie-down trials involving a sikorsky S-70B-2 helicopter [R]. [S. l.]: Defense Science and Technology Organization, 1995.
- [9] 孙淑苓, 田石麟, 黄蓝. 舰载直升机系留载荷及全机应力计算方法研究[J]. 航空学报, 1989, 10(10): 489-494.  
SUN Shuling, TIAN Shilin, HUANG Lan. Analysis methods of tie-down loads and airframe stress for shipboard-helicopters [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1989, 10(10): 489-494. (in Chinese)
- [10] 徐春雨, 章仕彪. 基于非线性静力学模型的飞机系留载荷计算方法研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2011(3): 14-16.  
XU Chunyu, ZHANG Shibiao. Research of the method for tie-down loads calculation based on nonlinearstatical model [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2011(3): 14-16. (in Chinese)
- [11] 刘亦鹏, 陈功, 郭传亮, 等. 基于数值风洞技术的民用飞机系留气动载荷计算研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2016(2): 10-13.  
LIU Yipeng, CHEN Gong, GUO Chuanliang, et al. Calculation research on tie-down aerodynamic load for civil aircraft based on numerical wind tunnel technique [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2016(2): 10-13. (in Chinese)
- [12] 陈功, 刘亦菲. 基于风洞试验的飞机侧风环境停放稳定性研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2015(4): 26-29.  
CHEN Gong, LIU Yifei. Analysis of aircraft parking stability in the situation of crosswind by wind tunnel test [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2015(4): 26-29. (in Chinese)
- [13] 贾青, 杨韡, 杨志刚. 地效翼空气动力风洞试验[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2015, 43(4): 605-610.  
JIA Qing, YANG Wei, YANG Zhigang. Wind tunnel test studies of wing in ground effect aerodynamics [J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2015, 43(4): 605-610. (in Chinese)
- [14] 汤伟, 陈立, 王辉, 等. 低速风洞固定地板附面层控制实验研究[J]. 实验流体力学, 2017, 31(2): 93-97.  
TANG Wei, CHEN Li, WANG Hui, et al. Experimental study on the control of fixed floor boundary layer in low speed wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017, 31(2): 93-97. (in Chinese)
- [15] ZERIHAN J, ZHANG Xin. Aerodynamics of a single element wing in ground effect [R]. US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [16] POLHAMUS E C. Some factors affecting the variation of pitching moment with sideslip of aircraft configurations: NACA-TN-4016 [R]. US: NACA, 1955.
- [17] SPAHR J R, FIELD M, POLHAMUS E C. Aerodynamic loads on tails at high angles of attack and sideslip: NACA-RM-A57E21 [R]. US: NACA, 1957.
- [18] 党举红, 郭燕. 飞机重心包线修形分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(3): 121-126.  
DANG Juhong, GUO Yan. Modification method on the aircraft CG limit lines [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(3): 121-126. (in Chinese)

#### 作者简介:

白 峰(1984—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:民用飞机气动特性包括失速、抖振、结冰等。

王奇志(1965—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:民用飞机空气动力包括失速、抖振等。

(编辑:丛艳娟)