

## 环境适应性设计与分析

## 使用环境对舰载飞机重量的影响研究

马界祥, 段琼, 王丑丑

(中航工业第一飞机设计研究院, 西安 710089)

**摘要:** **目的** 寻求舰载飞机与陆基飞机的重量关系, 评估在舰面使用环境条件下舰载飞机的增重代价。**方法** 根据重量设计分析方法, 确定研究对象, 建立舰载机、陆基飞机的主要特征重量分析函数, 求解函数中的相关参量, 进而计算舰载机相对陆基飞机的重量增量。**结果** 相同空机重量时, 舰载机比陆基飞机的最大起飞重量要减小 11.3%~12%; 相同最大起飞重量时, 舰载机比陆基飞机的空机重量要增大 12.1%~12.9%。**结论** 基于重量函数的综合分析方法, 可以全面考虑使用环境条件对舰载机重量影响的诸要素, 其分析结果能够满足舰载机重量设计分析的需要。

**关键词:** 舰载飞机; 陆基飞机; 使用环境; 重量函数

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2017.07.011

**中图分类号:** TJ85

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2017)07-0056-05

## Influences of Service Environment on Weight of Carrier-based Aircraft

MA Jie-xiang, DUAN Qiong, WANG Chou-chou  
(AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

**ABSTRACT: Objective** To find out the weight relation between carrier-based aircraft and land-based aircraft and evaluate its weight penalty of using carrier-based aircraft in shipboard environment. **Methods** According to weight analysis method, the object of study was determined, the main characteristic weight functions of carrier-based aircraft and land-based aircraft were constructed respectively, relevant parameters in the functions were solved, and then characteristic weight increment between carrier-based aircraft and land-based aircraft was calculated. **Results** The maximum take-off weight of carrier-based aircraft was 11.3 to 12 percent less than that of land-based aircraft at the same empty weight. The empty weight of carrier-based aircraft was 12.1 to 12.9 percent more than that of land-based aircraft at the same maximum take-off weight. **Conclusion** All service environment influence elements on carrier-based aircraft weight was considered by the integrated analysis method based on weight function, the result can satisfy the need of the carrier-based aircraft weight design and analysis.

**KEY WORDS:** carrier-based aircraft; land-based aircraft; service environment; weight function

舰载飞机是以航空母舰为基地进行起降、使用、维护、存放的飞机。由于使用环境条件的限制, 舰载飞机除要满足陆基飞机的要求外, 还应满足舰面使用条件的特殊要求: 其一是在舰面起降、存放、保障等的适配性要求, 其二是海上环境条件下的使用要求。由此也构成了舰载机有别于陆基飞机的独特研制标准。

舰载机使用环境的特殊性, 使其与陆基飞机在总体设计、发动机、结构、系统等方面存在较明显的设计差异, 如总体方案与翼载荷、发动机推力与抗进气畸变能力、结构承受舰面起降冲击载荷及几何尺寸适配性与抗腐蚀能力、系统的附加功能及电磁兼容性等。因而舰载机的设计使用要求更为严酷, 其翼载荷、推重比发生变化, 飞机重量也将随之变化, 致使重量

收稿日期: 2017-03-15; 修订日期: 2017-04-15

作者简介: 马界祥(1969—), 男, 西安人, 研究员, 主要研究方向为飞机总体与重量设计。

设计成为其成功研制的关键。

当前舰载机与陆基飞机的重量关系研究引起了高度关注，常采用的一种研究方法是：以付出的重量代价为基础，分析陆基飞机演化为舰载机时其更改变化部分的总体重量增长因子，进而求出舰载机相对陆基飞机的净增重<sup>[1]</sup>。另一种方法是对舰载机的主要增重要素逐一分析，通过进一步分析修正获得其重量增加量，但一般仅限于对具体机型的详实分析<sup>[2]</sup>。也有进行舰载机总体参数与使用条件的优化分析，以探讨舰载机设计的最小重量代价<sup>[3]</sup>。

文中通过建立舰载机、陆基飞机各自主要特征重量间数学关系的分析方法，引入设计分析条件，确立舰载机、陆基飞机间的重量变化量。该分析综合考虑了使用环境条件对舰载机重量影响的各相关要素，剥离了某些现有机型改为舰载机时附加的与舰面使用无关的设计更改，其方法和结果对舰载机重量设计、改型设计和重量技术研究具有重要使用价值。

## 1 使用环境条件

舰载机在航母上的起飞和降落不但受航母自身条件的限制，而且也受很多其他条件的制约。如海上环境、天气、海况、电磁环境等，从而导致了舰载机与陆上起降飞机的显著差异。

舰载机的起降平台——航空母舰，是海上六自由度运动的舰体，舰体虽然庞大，但是可供舰载机起飞、着舰的跑道长度极其有限。目前世界上大型的航母甲板总长度也不过三百多米，而能够供舰载机起飞、着舰使用的只有其中的 100 m 左右，起降条件严酷、精度要求高。同时，舰载机弹射起飞/着舰拦阻引起的纵向/法向过载是陆基飞机的 3~4 倍。

在舰载飞机弹射起飞时，发动机进气道靠近弹射滑轨，发动机会吸入弹射器泄露的过热蒸汽，导致发动机喘振裕度大大降低或进入喘振状态。其次，航母航行时各部分带出紊流，造成进气压力畸变，对发动机工作特性及飞机气动特性造成不利影响。舰载机还要在航母上完成各种舰面操作，航母空间尺寸对其造成限制。航母机库的面积、甲板舱门和升降机的尺寸，都成为限制舰载机外形设计的因素，否则飞机将无法在舰上使用。其维护、装弹等操作也不像陆基飞机那样方便。

舰载机长期受海上高温、高湿、高盐雾、霉菌等严重腐蚀环境，以及大风、舰上烟囱和飞机排出的废气中所含的硫、氮、氧化物、氯化物、硫酸盐等对机体的危害。废气与海洋烟雾组合成 pH 值达到 2.4~4.0 范围的高酸性潮湿液膜。在这样的外界环境下，对机体、系统、设备均会造成严重的腐蚀，如点蚀、丝状腐蚀、晶间腐蚀、应力腐蚀和氢脆<sup>[4]</sup>等。海浪会

引起航母横摇、纵摇、艏摇、横荡、纵荡、垂荡运动，以及舰首的上洗气流、舰尾的尾流等，会对飞机飞行姿态、操稳特性、起飞着舰的精准度等产生影响<sup>[5]</sup>。飞行甲板附近存在的甲板风、空气涡流、海雾等造成的低能见度，以及雷暴天气、海鸟等因素的影响，会威胁飞行安全<sup>[6]</sup>。

航母上工作空间小、功能复杂、电子设备密集，舰上设置有大量的指挥、控制、导航、探测、通信等设备，其电磁环境非常复杂。舰载机位于舰面上时，离这些大功率的电磁辐射源很近，机上的电子系统极易受到外界的干扰。同时飞机自身因舰面起降、使用而增配了相应的电子设备，以及舰上密集存放、工作的不同机型之间的电磁干扰，将不可避免地处于强电磁环境下。

总而言之，舰面环境、海上环境、电磁环境构成了舰载机特殊的设计、使用条件与要求。

## 2 对飞机的影响因素分析

针对舰载机的使用环境条件，根据有关规定，舰载机的安全弹射起飞标准为：舰载机由离舰转入爬升过程中最大下沉量不得大于 10 ft (3 m)；下沉量最低点应保持不小于 0.04g~0.065g 的纵向加速能力。复飞要求为：当飞机拦阻钩挂拦阻索失败后，要立即复飞，在预定的复飞操纵下，飞机通过航母舰尾时的高度应达到安全余量的要求。即飞机在着舰重量状态下开始加速，在 5~8 s 内，具有从着舰状态进入比原来下滑轨迹高 15 m 的新下滑道上的能力<sup>[7]</sup>。

舰载机要在航母甲板上起降，必须具备优良的飞行品质。其在小速度飞行时的安定性和操纵性必须满足在舰上起降的要求。在舰上起降过程中，飞机的速度较小，而飞机的舵面操纵效率又与飞行速度直接相关，舵面效率随速度的减小而降低。当受到使用环境条件影响时，如果飞机的安定性以及各活动翼面的操纵能力不足，将难以确保精确、稳定的飞行。因此舰载机对起飞、降落和小速度机动的飞行品质要求尤为苛刻。

为满足环境条件、安全起飞的标准、复飞及飞行品质要求，在舰载机总体设计时就要考虑所有相关的约束条件，必须在各设计要求之间进行权衡。经综合分析，上述因素对舰载机的具体设计影响体现在如下方面。

1) 总体设计：为满足起降距离短、复飞要求高之规定，并进一步降低着舰速度，协调好高速飞行与短距起降之间的矛盾，在布局设计上常采用增大机翼面积、设置高效增升装置（如襟翼/缝翼）等措施，以提高飞机升阻比。同时，增大操纵面面积以满足飞机的操稳特性要求，并在飞机布局设计上充分考虑与

航母的适配要求<sup>[8]</sup>。

2) 发动机: 与陆基飞机相比, 舰载机发动机应具有比陆基飞机更大的推力、加速性能, 即采用更大推力的发动机并具备更强的抗过载和抗冲击能力。飞机离舰时的末速度、下沉量、起飞重量受发动机推力的影响, 发动机推力降低会减小末速度、起飞重量, 并使下沉量增加, 一般舰载飞机的发动机推力要增大10%~20%。发动机也要有较强的抗进气畸变能力。为防止大气、烟雾、潮湿和霉菌的腐蚀, 必须使用先进的耐腐蚀、耐高温材料与保护层。

3) 起落装置: 舰载机弹射起飞时, 在不足百米的距离内飞机一般要被加速到220~300 km/h, 飞机结构所承受的过载可达5g。前起落架上要设有供弹射用的牵引杆和牵制杆。弹射加速时所受的巨大冲击力基本都由前起落架承受, 飞机在弹射后建立起飞所需的迎角也是前起落架设计需考虑的问题(采用突伸机构)。降落时, 决定起落架结构强度的主要参数是飞机使用下沉速度, 舰载机的下沉速度是陆基飞机的2倍左右, 而在拦阻索的作用下, 飞机要在约2 s内将速度降到0, 起落架和尾钩受到很大的冲击力。

4) 机体结构加强: 起飞、着舰过程中纵向、垂向过载大, 按结构传力路线分析, 即使在外形基本不变的情况下, 舰载机许多结构部位都需要加强。如拦阻钩和起落架加强后, 与之相连的机体也必须加强, 这会对全机重量产生影响。拦阻索产生多大的拉力, 拦阻钩也要承受多大的载荷并将其传给机身, 则尾钩与后机身的结合部位需要加强。

5) 机翼折叠(折转): 为减小舰载机在舰面和机库内的停放空间, 便于在甲板上牵引和用升降机挪移, 大部分固定翼舰载机的机翼外翼段、尾翼都需要折叠(或折转), 机翼是飞机承力的主要部件之一, 结构复杂, 且内部有许多导管、导线, 不但要满足折转处的结构强度要求, 还需确保机翼内各系统在复位后仍能可靠地工作, 而且机翼折叠和展开的时间要尽量短。

6) 系统设备及电磁兼容性: 舰载机的机械环境条件、抗腐蚀及三防要求、电磁兼容性要求等更为严苛。为满足这些要求, 系统设备需进行防护、加固设计。同时, 与陆基飞机相比, 舰载机配备的航电设备更多, 如需增加着舰引导设备等, 以满足与航母上助降装置间的信息传递。

7) 飞机的装载特性: 不同的装载状态, 飞机重量、重心不同, 这会对弹射特性造成很大影响。在同样弹射力时, 飞机重量越重, 弹射末速度越小, 下沉量越大。飞机重心位置也会对弹射性能造成影响, 在其他条件相同的情况下, 通常飞机重心越靠前, 弹射后的下沉量也就越大<sup>[9]</sup>。

8) 防腐蚀设计: 为了适应海上使用环境, 增强飞机的抗腐蚀能力, 需要选用抗腐蚀性好的金属/非

金属材料, 如铝锂合金、钛合金、不锈钢、陶瓷基复合材料、碳纤维复合材料、聚芳酰胺纤维复合材料、硼复合材料等。部分常用的航空材料、工艺和结构则不得不放弃或限制使用, 例如, 镁合金是一种比重很轻的金属材料, 但抗腐蚀性能较差, 基本上不能用于舰载机。防腐蚀措施还有加强关键部位、重要元件的密封和防潮, 涂敷防腐剂和防锈涂料等。

9) 其他影响: 还应满足驾驶舱视界、系留设计、应急放油、维修性等特定要求<sup>[10]</sup>。

## 3 舰载机重量增长研究

### 3.1 现有舰载机的增重状况

相对陆基飞机而言, 舰载机受舰面环境、海上环境、电磁环境等使用条件的限制, 对其总体布局、发动机、起落装置、机体结构、系统设备及电磁兼容性、装载特性、防腐蚀设计等提出了特殊的设计要求, 从而对飞机重量产生了直接影响<sup>[11]</sup>。再加上其航程及留空时间一般比陆基飞机要求高, 带来飞机总重增加, 飞机性能变化较大。国外曾有舰载飞机因重量超重而被迫停产的例子。20世纪60年代中期, 美国通用动力公司研制的舰载型F-111B飞机首飞后因结构超重, 无法满足使用要求, 于1968年被迫停产, 此后导致了F-14飞机的诞生。法国将英、法两国合作研制的超音速攻击-教练机改为单座舰载攻击机“美洲虎”M, 只制造了一架原型机, 1969年11月开始试飞, 发现重量较大, 与“军旗”IV相比性能改善有限。1973年, 法国政府选中了“军旗”IV的后继机“超军旗”, 同年, 法国海军决定将“美洲虎”M停产<sup>[12]</sup>。

F-18A是美国海军的多用途战斗/攻击机, F-18L是其对应的陆基型。二者相比, F-18L装有更轻的起落架(无弹射杆)、不可折叠机翼、更轻的拦阻机构和简化的电子设备, 一些部位减小了纵梁和隔框的厚度, 取消了机翼和平尾上的锯齿。F-18A为双轮式前起落架, F-18L为单轮前起落架; F-18A采用机翼内部整体油箱, F-18L为机身油箱; 其外挂点位置也有所不同<sup>[13]</sup>。两种飞机有71%的部件是相同的, 还有90%的重要系统相同。这些差别导致F-18A重量比F-18L空机增加约1360 kg, 其中起落架重量增加约475 kg, 机翼折叠增加液压收放装置和加强机翼折转处的结构重量增加90 kg, 其他为机体加强、电子设备、电磁兼容、防腐蚀设计的重量增量<sup>[14]</sup>。

苏-33舰载战斗机是在苏-27的基础上改进发展而来, 加装了鸭翼, 构成三翼面布局。苏-33换装的AL-31K发动机比苏-27的AL-31F发动机推力增加约11%, 并提高了海上高腐蚀环境的使用性能。为增加升力, 机翼面积从原来的62 m<sup>2</sup>改为67.84 m<sup>2</sup>, 在外

翼内侧安装有翼折叠机构，机翼后缘半翼展的整体襟副翼改为机翼内侧的 2 块双开缝增升襟翼，在靠近翼尖处设置有副翼。为满足着舰时冲击过载要求，苏-33 机体主要承力部件进行了加强。前起落架由苏-27 的单轮式改为双轮式，加强了起落架结构和液压减震系统，加装了拦阻钩，使其可承受着舰时高达 7 m/s 的下沉率。同时苏-33 取消减速伞并采取了机体防腐蚀措施，电子设备进行了适应性更改等。这些更改导致苏-33 空机重量比苏-27 增加约 2200 kg，最大起飞重量也由 30 000 kg 增加到 33 000 kg<sup>[15-16]</sup>。

F-35 是美国洛克希德·马丁公司设计生产的多用途战斗攻击机，有 F-35A，F-35B，F-35C 三种型别，分别为常规起降型、短距起飞垂直着陆型和舰载型。F-35A 采用 F135-PW-100 涡扇发动机，F-35C 采用 F135-PW-400 发动机。舰载型与常规起降型相比，机翼和平尾面积增大，翼展由 10.7 m 增加到 13.1 m（折叠后为 9.13 m），机翼面积由 42.7 m<sup>2</sup> 增加到 62.1 m<sup>2</sup>，平尾展长由 7.01 m 增加到 7.92 m，起落架进行了加强，增加了机翼折叠，增大了副翼，加装了受油装置。这些差异使舰载型相对常规起降型重量增加约 2500 kg，机内燃油重量增加约 800 kg<sup>[17-18]</sup>。

### 3.2 舰载机增重分析研究

从一些现有舰载机相对其陆基飞机的重量变化可以看出，舰载飞机为满足舰面及海上使用环境要求而付出的重量代价是极其显著的。重量到底会增加多少，因不同的飞机研制需求的差异，或一些型号由陆基飞机演变为舰载机的过程中附加了其他功能/性能要求。若直接采用某些具体型号案例来研究，不同机型得出的结果会产生较大的差异或出现较大的波动，从而难以直接为其他型号所借鉴。

为研究仅使用环境条件对舰载飞机的重量影响，须首先确定研究对象。在飞机一系列特征重量中，将其中最关键的空机重量和最大起飞重量作为研究对象；然后开展陆基飞机、舰载飞机的重量特性分析，寻求二者的重量规律；建立其重量关系方程并确定影响因子；进而开展以影响因子为参量的重量差异分析。

根据重量分析理论，最大起飞重量与空重的关系采用乘幂函数来表征。

陆基飞机的最大起飞重量与空重的关系式表示为：

$$W_{E_i} = AW_{TO_i}^B \quad (1)$$

式中： $W_{E_i}$  为陆基飞机空机重量； $W_{TO_i}$  为陆基飞机最大起飞重量； $A$  为系数； $B$  为指数。

舰载机的最大起飞重量与空重的关系式可表示为：

$$W_{E_c} = CW_{TO_c}^D \quad (2)$$

式中： $W_{E_c}$  为舰载机空机重量； $W_{TO_c}$  为舰载机最大起飞重量； $C$  为系数； $D$  为指数。

分成两种情况来分析，第一种情况，当陆基飞机与舰载机空机重量相同时，求解二者最大起飞重量的函数关系；第二种情况是，当陆基飞机与舰载机最大起飞重量相同时，求解二者空机重量的函数关系。

当陆基飞机与舰载机空机重量相同时，由上式推导可得，

$$\frac{W_{TO_c}}{W_{TO_i}} = \left(\frac{A}{C}\right)^{\frac{1}{D}} \cdot W_{TO_i}^{\frac{B}{D}-1} \quad (3)$$

当陆基飞机与舰载机最大起飞重量相同时，由式 (3) 推导可得，

$$\frac{W_{E_c}}{W_{E_i}} = \frac{C}{A^{\frac{D}{B}}} \cdot W_{E_i}^{\frac{D}{B}-1} \quad (4)$$

为确定式 (4) 中的相关参量，对一系列舰载机、陆基飞机的重量特性数据进行分析，求解乘幂函数形式下其最大起飞重量与空机重量的关系式（见图 1），从而得到上式中对应的系数、指数参量。图 1 中  $R_c^2$ 、 $R_i^2$  分别为陆基飞机、舰载机最大起飞重量与空重的相关系数，其表明了参数间相关性的强弱。

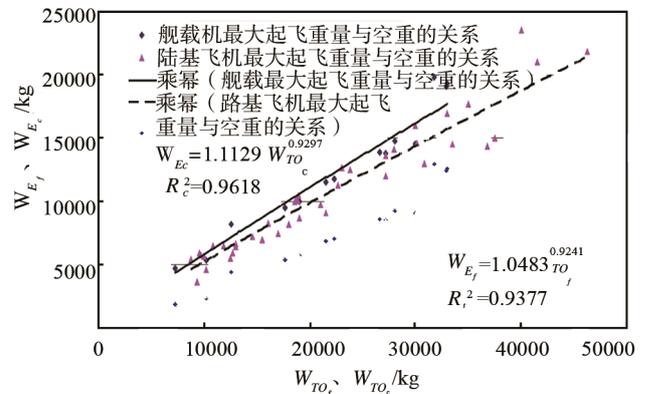


图 1 舰载机、陆基飞机的最大起飞重量与空重的关系

由图 1 中分析得到的  $A$ ， $B$ ， $C$ ， $D$  参量，代入式 (3)、(4)，可分别求得：当陆基飞机与舰载机空机重量相同时，其最大起飞重量的增加量；当陆基飞机与舰载机最大起飞重量相同时，其空机重量的增加量。图 2、图 3 分别绘制了舰载机相对陆基飞机的最大起飞重量、空机重量的变化曲线。

从图 2 可见，在空机重量相同时，以陆基飞机最大起飞重量（即影响因子）为基础，舰载机与陆基飞机的最大起飞重量差量随着其增大而有所增大，在常用的最大起飞重量区间内，舰载机比陆基飞机的最大起飞重量减小约 11.3%~12%。

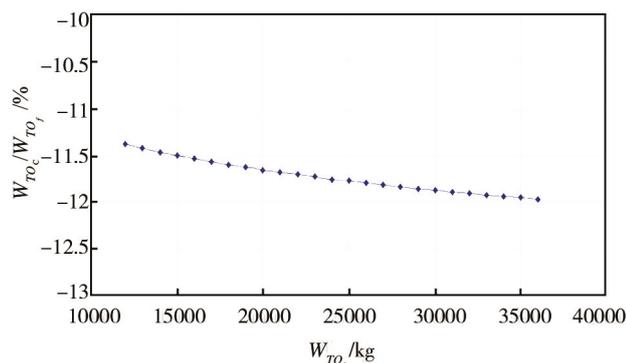


图2 舰载机相对陆基飞机的最大起飞重量变化量(相同空机重量)

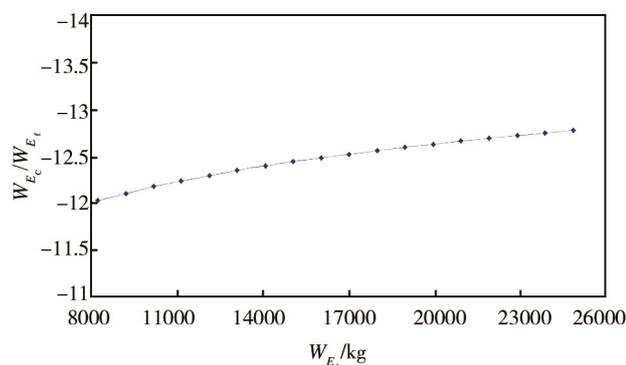


图3 舰载机相对陆基飞机的空机重量变化量(相同最大起飞重量)

从图3可见,在最大起飞重量相同时,以陆基飞机的空机重量(即影响因子)为基础,舰载机与陆基飞机的空机重量差量随着其增大而有所增大,在常用的空机重量区间内,舰载机比陆基飞机的空机重量要增大大约12.1%~12.9%。

## 4 结语

文中根据使用环境条件对舰载机设计的影响因素,依据重量综合评定理论,提出了舰载机相对陆基飞机重量增长的分析方法,并对最大起飞重量、空机重量的变化量进行了分析评估。该研究将舰载机特定设计要求与其具体重量特性相衔接,有助于提升舰载机重量设计分析能力,也可为一机多型的方案重量研究提供支持。

### 参考文献:

[1] YACKLE A R. STOVL Aircraft for Shipboard Operation[C]// AIAA Aircraft Design Systems Meeting(AIAA 92-4215). 1992.

- [2] PAUL A E. An Analytical Method for Concept Aircraft Structural Weight and Balance Prediction[C]// AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. 39th (AIAA-98-1816), 1998.
- [3] GREGORY I, WILLIAM S. Using Simulation to Optimize Ski Jump Ramp Profiles for STOVL Aircraft[C]// AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference(AIAA-2000-4285). 2000.
- [4] 陶春虎, 刘昌奎. 舰载机的腐蚀失效及其预防[J]. 中国材料进展, 2014, 33(9/10): 623—628.
- [5] 方书甲. 海洋环境对海军装备性能的影响分析[J]. 舰船科学技术, 2004, 26(2): 5—10.
- [6] 李星, 王晓慧. 舰载机三防设计技术研究综述[J]. 装备环境工程, 2006, 3(4): 12—15.
- [7] 曲志刚, 袁涛. 舰载机复飞准则与复飞决策系统研究[J]. 科技视界, 2012(24): 136—137.
- [8] 王钱生. 舰载机总体设计主要关键技术概述[J]. 飞机设计, 2005(6): 6—10.
- [9] 钱国红, 周益. 从 F/A-18 舰载战斗机的演进看飞机平台的生命力[J]. 国际航空, 2012(9): 33—35.
- [10] OBRIMSKI F. Aircraft Design for Carrier Operations[C]// Society of Allied Weight Engineers 55th Annual International Conference(SAWE-2330). 1996.
- [11] HAHN A S, NASA A. Study of the Impact of Technology on Future Sea-Based Attack Aircraft[C]// AIAA Aircraft Design Systems Meeting(AIAA-92-4213). 1992.
- [12] 海军装备部飞机办公室, 中国航空工业发展研究中心. 国外舰载机技术发展[M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
- [13] DAVID S. U S Warplanes the F/A-18 Hornet[M]. U S A: The Rosen Publishing Group, 2003.
- [14] 马世强. 起飞方式对舰载机结构重量的影响[J]. 舰载武器, 2007(5): 73—78.
- [15] 王野, 李浩, 王忠明. 苏-33 舰载机解析报告[J]. 航空档案, 2007(5): 66—79.
- [16] 何世朝, 朱春刚. 苏-33 舰载机解析报告(续) [J]. 航空档案, 2007(6): 66—79.
- [17] TOM L. Milestones and Developments in US Naval Carrier Aviation[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit(AIAA 2003-5543). 2003.
- [18] NORWOOD D S, CHICHESTER R H. Full Scale Aircraft Drop Test Program for the F-35C Carrier Variant[C]// 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference(AIAA 2015-0459). 2015.