

## 基于盒式翼的地效飞行器气动布局概念设计

路容斐<sup>1</sup> 蒋崇文<sup>2</sup> 高振勋<sup>2</sup> 李椿萱<sup>2</sup> 张江<sup>1</sup> 欧平<sup>1</sup>

(1. 中国航天空气动力技术研究院, 北京, 100074; 2. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京, 100191)

**摘要:**根据地面效应的特点及相似准则,给出了基于展弦比、梢根比和机翼离水相对高度等参数的盒式翼外形简化设计原则。针对地效飞行器高度焦点配置,结合盒式翼外形简化设计原则,给出了盒式翼纵向位置的简化设计方案。针对盒式翼地效飞行器在起飞过程中的升阻特性,给出了发动机类型选择及动力配置的优选方案。针对地效飞行器的飞行特点,研究了盒式翼地效飞行器机身和垂尾设计要点。通过以上分析为基于盒式翼的地效飞行器气动布局概念设计提供了设计依据和参考。

**关键词:**气动布局;概念设计;盒式翼;地效飞行器;地面效应

**中图分类号:** V221<sup>+</sup>.3      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2017)S-0006-06

## Aerodynamic Configuration Conceptual Design of Wing-in-Ground Effect Vehicles Based on Box Wing

LU Rongfei<sup>1</sup>, JIANG Chongwen<sup>2</sup>, GAO Zhenxun<sup>2</sup>, LI Chunxuan<sup>2</sup>, ZHANG Jiang<sup>1</sup>, OU Ping<sup>1</sup>

(1. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing, 100074, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing, 100191, China)

**Abstract:** Firstly, the simplified principles of box wing configuration design are presented based on aspect ratio, taper ratio and relative flying height of wing above the water surface, as well as characteristics and similarity criterions of ground effect. Secondly, the simplified design method of longitudinal stations of box wing is proposed considering the focus of flying height of wing-in-ground effect vehicle (WIG) and principles above. Thirdly, the optimization scheme on engine propulsion type and power deploying is given according to the lift-drag characteristics during the taking-off mission of WIG. Finally, fuselage and vertical tail design of WIG are briefly described, taking its flight characteristics into consideration. Therefore, the analysis above can be taken as the basis during the aerodynamic configuration conceptual design of WIG based on box wing.

**Key words:** aerodynamic configuration; conceptual design; box wing; wing-in-ground effect vehicles (WIG); ground effect

当飞行器贴近地面或水面飞行时,飞行器升阻比增加,诱导阻力减小的现象,被称为地面效应<sup>[1]</sup>。产生地面效应的飞行高度有一定的范围,该高度范围称为地效区。地效飞行器(Wing-in-ground effect vehicle, WIG)正是一种利用地面效应原理,在贴近地面或水面的地效区内巡航,性能介于船舶

和常规飞行器之间的新型交通工具。以其高速、高效、经济、安全、舒适和高适航性等特点,地效飞行器在军用和民用方面都具有广阔的发展前景<sup>[2-4]</sup>。

盒式翼布局和联翼布局均属闭合式非典型机翼布局,见图 1。联翼布局可定义为对串联翼飞机

收稿日期:2017-05-15;修订日期:2017-06-20

通信作者:路容斐,男,助理工程师,E-mail: lurf89@foxmail.com。

引用格式:路容斐,蒋崇文,高振勋,等:基于盒式翼的地效飞行器气动布局概念设计[J].南京航空航天大学学报,2017,49(S):6-11. LU Rongfei, JIANG Chongwen, GAO Zhenxun, et al. Aerodynamic configuration conceptual design of wing-in-ground effect vehicles based on box-wing configuration[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(S): 6-11.

的两翼进行连接,使其在前视图和俯视图上都呈现菱形结构的机翼布局形式<sup>[5]</sup>。盒式翼布局与联翼布局大体相似,区别在于盒式翼布局在前视图上不呈菱形,且机翼内部结构不同<sup>[5-6]</sup>。上述闭合式机翼布局由 PRANDTL<sup>[7]</sup> 和 MUNK<sup>[8]</sup> 在对双翼飞机的理论研究中提出,该类布局与常规布局相比,可有效提高飞行器的气动效率。其后,KROO<sup>[9]</sup> 等人的研究表明,闭合的机翼构型在保持等效升力情况下,诱导阻力大大降低,故而升阻比高,气动效率高。与传统布局相比,盒式翼布局与联翼布局等闭合式机翼布局有机翼尺寸小、结构重量轻、刚度大、浸润面积小、诱导阻力低、升阻比高、升力线斜率和最大升力系数高、稳定性和操纵性好等方面的优点,尤其在降低诱导阻力等气动特性上较传统布局有较明显优势<sup>[5-6]</sup>。

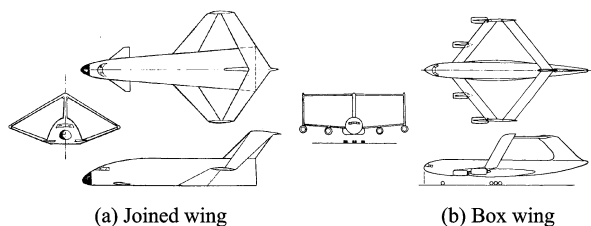


图1 联翼布局与盒式翼布局

Fig. 1 Joined wing and box wing configurations

因地效飞行器巡航于地效区内,飞行高度往往与机翼弦长相当,或比其更小<sup>[1,4]</sup>,若采用常规单主翼-尾翼布局,则会因其过大的主翼展长及同展长下相对较低的升力线斜率,使飞行空间受限,严重影响纵横向机动性。相较于常规布局,采用盒式翼/联翼布局的地效飞行器在同翼展下升力线斜率更高,具有更好的纵横向机动性和操稳特性,飞行环境更佳,优势明显。因此,基于盒式翼/联翼布局的地效飞行器有研究的必要性。

目前,国内外对地效飞行器方面和盒式翼/联翼布局方面各自有较多研究成果。地效飞行器方面,YUN 等<sup>[2]</sup>、李先达<sup>[10]</sup>、崔尔杰等<sup>[11]</sup>对地效飞行器通用设计思路和实用关键技术进行了阐述,并参照常规飞机和水上飞机的设计经验,给出一种地效飞行器工程设计方案。文献<sup>[12~15]</sup>中通过数值模拟和试验等手段,针对二/三维翼、机身、端板、展弦比等参数和因素对于地效飞行器气动性能的影响开展了研究,并介绍了有关试验技术。盒式翼/联翼布局方面,文献<sup>[7,9,16~18]</sup>中分别通过理论、试验和数值模拟等手段对各种非平面翼布局的气动性能和流场结构开展研究,其中 PRANDTL<sup>[7]</sup> 通过理论分析指出,盒式翼是在同等展长和高度条件下诱导阻力最小的翼面系统。

KROO<sup>[9]</sup> 指出翼面系统翼尖位置的高度差是影响诱导阻力的主要因素。文献<sup>[5,19]</sup>中还开展了盒式翼/联翼飞机的概念设计研究,探讨了此类布局的气动及结构特点。虽然国内外对地效飞行器和盒式翼/联翼布局的研究均较为热烈,但对基于盒式翼/联翼布局的地效飞行器这种交叉方向的研究目前较少,对基于盒式翼/联翼地效飞行器气动布局概念设计的研究更是鲜有报道。

由于地效飞行器飞行速度普遍较低,且机身长度较长,若采用联翼布局,会使前后翼带有较大后掠/前掠角,反而不利于其低速特性;若采用盒式翼布局,前后翼的后掠/前掠角可控制在较小范围,故而在气动性能上有较大优势。综上所述,本文拟对基于盒式翼的地效飞行器气动布局概念设计开展研究,对盒式翼外形参数、盒式翼纵向位置、发动机类型选择、动力配置、机身和尾翼气动布局设计等方面进行探讨和分析。

## 1 前后翼的外形参数

### 1.1 展弦比

机翼的展弦比  $A$  可定义为

$$A = \frac{b^2}{S} \quad (1)$$

式中: $b$  为机翼展长, $S$  为机翼参考面积。根据飞机设计手册<sup>[20]</sup>的阐述,随着机翼展弦比的增大,机翼的最大升力系数增加,诱导阻力减小,升阻比增大。

对于一个给定的机翼面积,展弦比增大会使对翼根的弯矩增加,同时使翼根弦长减小。在相同的翼型相对厚度下,翼根绝对厚度变小。为使机翼有足够的抗弯能力,必然要加强翼根部位,这会导致机翼重量增加。因此现实情况中机翼的展弦比不能太大。为便于简化与近似,本文中盒式翼的前、后翼展弦比设为相同值。表1给出了典型军用运输机的展弦比数据,以供参考。表中, $W_{TO}$  为起飞重量。

表1 典型军用运输机的展弦比数据

Tab. 1 Aspect ratio of typical military transport aircrafts

运输机	$W_{TO}/t$	$b/m$	$S/m^2$	$A$
A400M	141	42.4	221.5	8.12
C-17	263	52	438.3	6.17
IL-76	170	50.5	300	8.5

### 1.2 梢根比

机翼的梢根比  $\lambda$  定义为

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (2)$$

式中: $c_t$  为机翼翼梢弦长, $c_r$  为机翼翼根弦长。

梢根比的突出作用是影响机翼的展向升力分布。根据升力线理论<sup>[21]</sup>,当机翼的升力沿展向为椭圆形分布时,其诱导阻力达到最小,升阻特性最好,此时对应的机翼形状是椭圆形机翼或梢根比为0.45的梯形翼(近似对应)。考虑制造难度和成本,并参照多数低速机翼的梢根比范围0.4~0.5<sup>[20]</sup>,为方便简化和研究,本文选取梢根比 $\lambda$ 为0.5的梯形机翼。

### 1.3 平均气动弦与平均几何弦

梯形翼的平均气动弦长 $c_A$ 计算公式为<sup>[20]</sup>

$$c_A = \frac{4}{3} \sqrt{\frac{S}{A}} \left[ 1 - \frac{\lambda}{(1+\lambda)^2} \right] \quad (3)$$

在机翼参数初步设计中,式(3)的使用不便,无法直接用于盒式翼布局机翼的简化设计方法,需对式(3)进行简化与近似。结合梯形翼的面积公式

$$S = \frac{b}{2} (c_r + c_t) \quad (4)$$

以及梢根比的定义式(2),式(3)可变换为

$$c_A = \frac{2}{3} c_r \left[ 1 - \frac{\lambda}{(1+\lambda)^2} \right] = \frac{2}{3} c_r \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \quad (5)$$

由此可建立平均气动弦长 $c_A$ 与翼根弦长 $c_r$ 的关系。梯形翼的平均几何弦长 $c_G$ 定义为

$$c_G = \frac{S}{b} = \frac{1}{2} c_r (1+\lambda) \quad (6)$$

对于本文的设计梢根比 $\lambda=0.5$ ,按式(5), $c_A$ 为 $0.778c_r$ , $c_G$ 为 $0.75c_r$ ,二者仅相差3.7%,故在机翼参数初步设计中可认为 $\lambda=0.5$ 的梯形翼平均气动弦长近似等于平均几何弦长,即将式(3)近似用式(6)代替,则可推导出后文盒式翼布局机翼的简化设计方法。

### 1.4 其他外形参数

记前翼的参考面积为 $S_1$ ,后翼的参考面积为 $S_2$ ,则有

$$S_1 + S_2 = S \quad (7)$$

因前后翼的梢根比均取为0.5,结合上节给出的平均气动弦长简化估算公式(6),并记前翼的平均气动弦长为 $c_1$ ,后翼的平均气动弦长为 $c_2$ ,则有

$$Ac_1^2 + Ac_2^2 = S \quad (8)$$

为减小飞机总高度,减轻结构重量,要求盒式翼布局的前后翼均与机身直接相连,不使用尾撑等结构件。又因地效飞行器巡航于地效区内,故盒式翼布局的前翼和后翼也均处于地效区内。前后翼一上一下,巡航时离水面高度分别为 $h_1$ 和 $h_2$ 。为便于控制前后翼的气动特性,应调节前翼和后翼的离地绝对高度,使其满足前、后翼具有相同的相对高度条件<sup>[22]</sup>,即满足

$$\frac{h_1}{c_1} = \frac{h_2}{c_2} \quad (9)$$

结合平均气动弦长的展向位置 $y_{c_A}$ <sup>[23]</sup>

$$y_{c_A} = \frac{b}{6} \cdot \frac{1+2\lambda}{1+\lambda} \quad (10)$$

并设盒式翼前翼无下反角,后翼有下反角 $\theta$ ,则可得地效飞行器后翼平均气动弦与翼根弦长的高度差 $\Delta h$

$$\Delta h = y_{c_A} \tan\theta \quad (11)$$

因盒式翼的前后翼均直接与机身相连,故前翼与后翼翼根的高度差应不大于机身高度 $H_f$ ,即

$$(h_2 + \Delta h) - h_1 \leq H_f \quad (12)$$

## 2 前后翼的纵向位置

普通飞机在巡航飞行时对飞行高度的变化不敏感,全机气动力只有一个焦点,即攻角焦点。地效飞行器在地效区内飞行时,飞行高度的变化和飞行攻角的变化都将引起全机气动力的变化,因而地效飞行器存在两个气动焦点,即攻角焦点和高度焦点<sup>[10]</sup>。若未合理配置高度焦点和重心位置,则地效飞行器在改变飞行高度过程中将极不稳定,尤其是在飞行器的起飞、降落和临时飞出地效区越障的过程中,将对飞行器的飞行安全造成巨大的威胁。若配置高度焦点,令其与重心重合,则地效飞行器随飞行高度的安全性可得保障。

要配置盒式翼高度焦点与重心重合,需令高度变化产生的升力增量绕重心力矩为0。设前后翼升力增量作用点离重心的纵向距离分别为 $d_1$ 和 $d_2$ ,则有

$$\frac{1}{2} \rho v^2 S_1 C_{l1} d_1 = \frac{1}{2} \rho v^2 S_2 C_{l2} d_2 \quad (13)$$

式中: $\rho, v$ 分别表示来流的密度和速度; $C_{l1}, C_{l2}$ 分别表示前、后翼的升力系数。若前、后翼满足1.1~1.4节所述条件,则其为几何相似,且由于离地相对高度相同,根据地面效应相关研究结论<sup>[22]</sup>,二者在地效区内任意高度下的升力系数变化规律相同且大小相等,即

$$C_{l1} = C_{l2} \quad (14)$$

并考虑到地效飞行器在巡航高度下,盒式翼的前后翼所处流场视为相同状态,即其动压相同,则有

$$\frac{d_1}{d_2} = \frac{S_2}{S_1} = \left( \frac{c_2}{c_1} \right)^2 \quad (15)$$

再结合其重心位置即可得出盒式翼在机身上的纵向位置。

## 3 动力部件的设计原则

### 3.1 动力配置

为使地效飞行器有更好的运载效率,要求其发动机在同等巡航速度下具有更低的耗油率。因大多数地效飞行器巡航速度在低速至亚音速范围,

大多不超过 500 km/h(海平面标准大气马赫数  $Ma \approx 0.408$ )。根据文献[24]给出的飞行器推进系统燃油消耗率对比图(图 2),在  $Ma \leq 0.408$  内,螺旋桨发动机和涡桨发动机的燃油消耗率最低,性能最优,涡扇发动机次之,涡喷发动机燃油再次之。考虑到地效飞行器停泊于水面上,发动机转轴离水面较近,若用螺旋桨,桨叶可能打水,因此不宜选择直径较大的螺旋桨发动机或涡桨发动机,故而结合上文所述,宜选择涡扇发动机为地效飞行器提供动力。

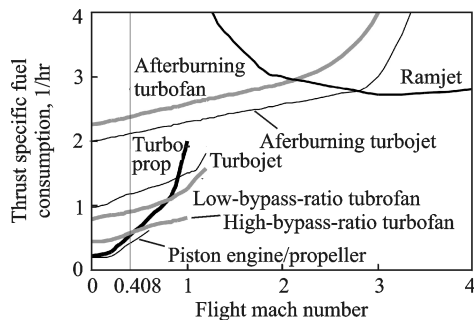


图 2 飞行器推进系统燃油消耗率对比图[24]

Fig. 2 Comparison of thrust specific fuel consumption of aircraft propulsion system [24]

### 3.2 动力增冲

常规动力布局的地效飞行器从静止状态加速到起飞速度过程中,机翼经历了浮于水面→水气界面运动→离水升空的过程,其与重力相平衡的气动力的类型是不断变化的:浮力→浮力与升力的合力→升力;对应的阻力类型也不同:零阻力→气动阻力与水动阻力的合力→气动阻力。又因起飞过程中,水和空气对飞行器的阻力随速度的增加呈二次方增加,且飞行器与水浸润面积的减小使水的阻力逐渐减小,二者共同作用使地效飞行器在起飞过程中出现一个阻力极大值,称为峰值阻力[2]。

盒式翼布局地效飞行器的后翼在起飞过程中始终离水,前翼虽也经历由水面升空的过程,但因其展长和弦长均大大小于传统气动布局地效飞行器的机翼尺寸,使其起飞全过程的阻力均相对较小。因此盒式翼布局地效飞行器在起飞过程中相对传统气动布局的地效飞行器有气动性能上的优势。

但是,如采用常规动力布局,盒式翼地效飞行器仍存在峰值阻力问题,这不仅会在发动机选择上造成功耗浪费,也会在起飞过程中对发动机性能有一定程度的损伤。

对于大型地效飞行器,克服上述水上起飞问题的可行办法之一是使用动力增冲(Power augmentation, PAR)[25],其具体布局为,将发动机安装于主翼(前翼)前方,在地效飞行器起飞过程中将发动

机尾流导入翼面下方,产生动力气垫。翼面下方的动力气垫可提升地效飞行器的起飞性能,使其能在较低速度时即产生较大升力,并最终减小峰值阻力和起飞速度。动力气垫还可在起飞时抑制海浪对机体的拍打,提升起飞时允许的海况等级。动力增冲地效飞行器起飞过程如图 3 所示。

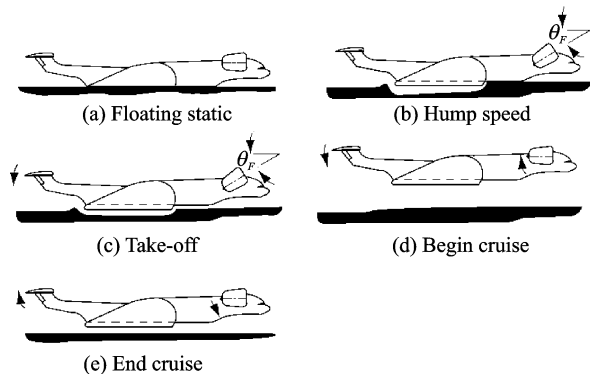


图 3 动力增冲地效飞行器起飞过程示意图

Fig. 3 Taking-off mission of the PAR WIG

综合 3.1 及 3.2 所述,选取涡扇发动机,采用动力增冲的布局,将发动机通过短舱装于前翼前方的机身上,起飞时将发动机尾流导入前翼下方,是盒式翼布局地效飞行器较为理想的动力布局方式。

## 4 其余部件的设计要点

### 4.1 机身设计要点

地效飞行器常停泊于水面,巡航于近水面空气中,其机身在结构和气动外形设计中需要兼顾船舶和飞机的设计原则。

盒式翼布局地效飞行器,机身长度和高度至少要大于前后翼的高度差和前后距离。

机身下部主要按水平滑行船身概念设计,下部主体舷线较平,以实现贴水面高速滑行。机身下部弦线较平部分的长度通常取为机身宽度(船体宽度)的至少 1.5 倍。为减小降落于水面时水的冲击载荷,弦线较平部分实际上不能简单地采用平面底部,而需要设计成 V 型底部。V 型的高度称为斜升高度,对应的角度为斜升角。斜升角在靠近机身前端时应增加到  $30^\circ \sim 40^\circ$  左右,以便较好地劈开波浪。同时,为减少浪花,避免影响地效飞行器在起降过程的飞行性能,应在机身下部边缘即 V 型底部边缘安装抑波槽,抑波槽与水平线的角度约为  $30^\circ$ [23]。

断阶是地效飞行器机身下部滑水体外形中至关重要的部分,主要作用是减少水面对飞行器机身的吸附力,利于飞行器离水起飞。其一般处于重心后  $10^\circ \sim 20^\circ$  角位置,高度约为机身宽度的 5%。同时为减小断阶前方流体的纵向波动,断阶前约 1.5

倍机身宽度范围内的机身下部弦线应基本为直线。为使机身后部抬离水面,减小地效飞行器水上滑行过程中的总阻力,断阶后方的机身下部型线应向上翘起约  $7^\circ \sim 9^\circ$ <sup>[23]</sup>,见图4。

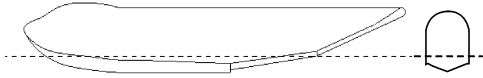


图4 一种地效飞行器的机身外形

Fig. 4 Outline of fuselage of some WIG

机身后部向上翘起  $7^\circ \sim 9^\circ$  的型线之后的部分,如以最大起飞重量停泊于水上时露于水面之上,即可按典型运输机的机身后部进行设计。按大型运输机设计准则,可接受机身后部下表面约  $25^\circ$  的向上偏转角度。

#### 4.2 尾翼设计要点

盒式翼布局地效飞行器的俯仰和滚转可以通过前后翼的副翼来实现操纵。偏航虽在理论上可在前后翼梢之间的垂直联翼上加装控制面实现操纵,但由于联翼尺寸和结构的限制难以提供足够的偏航舵效。因此盒式翼布局地效飞行器仍需垂尾实现横航向机动。

垂尾面积可通过尾容量法估算<sup>[23]</sup>

$$c_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_w S_w} \quad (16)$$

式中: $L_{VT}$ 为尾力臂,定义为垂尾1/4平均气动弦位置到机翼1/4平均气动弦位置的距离; $S_{VT}$ 为垂尾面积,采用双垂尾时该参数为两垂尾面积之和; $b_w$ 为机翼展长, $S_w$ 为机翼面积,两项均对应于常规飞行器机翼; $c_{VT}$ 为尾容量,对于军用运输机,通常可取  $c_{VT} = 0.08$ 。

需注意的是,对于盒式翼布局,需将其机翼等效为单翼才可代入式(16)进行尾翼面积的估算。另外,为防止垂尾过高,可结合实际情况考虑双垂尾或V尾布局。

## 5 结 论

本文针对盒式翼气动布局地效飞行器的气动布局概念设计,开展了以下讨论:

(1) 给出了基于展弦比、梢根比、和机翼离水相对高度等参数的盒式翼外形简化设计原则。

(2) 针对地效飞行器高度焦点配置,结合盒式翼外形简化设计原则,给出了盒式翼纵向位置的简化设计方案。

(3) 针对盒式翼地效飞行器在起飞过程中的升阻特性,给出了发动机类型选择及动力配置的优

选方案。

(4) 针对地效飞行器的飞行任务特点,对盒式翼地效飞行器机身和垂尾设计要点做了简要阐述。

#### 参考文献:

- [1] HALLORAN M, O' MEARA S. Wing in ground effect craft review[R]. DSTO-GD-0201, 1999.
- [2] YUN L, BLIAULT A, DOO J. WIG craft and ekranoplan: Ground effect craft technology [M]. New York: Springer US, 2010.
- [3] ROZHDESTVENSKY K V. Wing-in-ground effect vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2006, 42(3): 211-283.
- [4] OLLILA R G. Historical review of WIG vehicles [J]. Journal of Hydronautics, 1980, 14(3): 65-76.
- [5] WOLKOVITCH J. The joined wing- an overview [J]. Journal of Aircraft, 1986, 23(3): 161-178.
- [6] SALAM I R, BIL C. A methodology for multi-disciplinary analysis of the box wing concept[C]// Proceedings of the 15th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference. Reston, VA: AIAA, 2015: 1-11.
- [7] PRANDTL L. Induced drag of multiplanes[R]. NACA-TN-182, 1924.
- [8] MUNK M M. General biplane theory[R]. NACA-TR-151, 1923.
- [9] KROO I. Drag due to lift: Concepts for prediction and reduction[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2001, 33(1): 587-617.
- [10] 李先达. 实用地效飞行器技术发展述评[J]. 前沿科学, 2011, 05(3): 22-31.  
LI Xianda. Review on key technologies to develop practical wig craft [J]. Frontier Science, 2011, 05(3): 22-31.
- [11] 崔尔杰, 韩光维. 地面效应空气动力学研究[C]// 2003空气动力学前沿研究论文集. 北京: 中国宇航出版社, 2003: 1-7.  
CUI Erjie, HAN Guangwei. Study of ground effect aerodynamics[C]// Proceedings of Frontier Research Conference on Aerodynamics in 2003. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2003: 1-7.
- [12] CHUN H H, CHANG C H. Longitudinal stability and dynamic motions of a small passenger WIG craft [J]. Ocean Engineering, 2002, 29(10): 1145-1162.
- [13] XING Fu, WU Baoshan, ZHU Renqing. Investigation on numerical prediction of WIG's aerodynamics [J]. Journal of Ship Mechanics, 2004, 8(6): 19-30.
- [14] 叶永林. 地效翼船总体性能设计技术[J]. 船舶力学, 2002, 6(5): 95-103.  
YE Yonglin. Conceptual design of WIG craft [J].

- Journal of Ship Mechanics, 2002, 6(5): 95-103.
- [15] 吕国鑫,周丹杰. 地效飞行器水面空气动力特性探讨[J]. 流体力学实验与测量, 1997, 11(4): 18-22.  
LV Guoxin, ZHOU Danjie. Investigation on aerodynamic characters of WIG [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1997, 11(4): 18-22.
- [16] 王延奎,单继祥,田伟,等. 联翼布局俯仰力矩非线性变化特性的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(7): 862-866.  
WANG Yankui, SHAN Jixiang, TIAN Wei, et al. Investigation on non-linear characteristic of pitching moment of joined wing configuration aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(7): 862-866.
- [17] WOLKOVITCH J. Low-speed wind tunnel test on joined wing and monoplane configurations (Vol. 1): Analysis of results[R]. ACA-82-1, 1982.
- [18] CORNEILLE J. Wind tunnel investigation of joined wing configurations[R]. AFIT/GAE/ENY/99J-02, 1999.
- [19] 李军,李占科,宋笔锋. 联翼高空长航时无人机总体布局设计研究[J]. 飞行力学, 2009, 27(4): 1-4.  
LI Jun, LI Zhanke, SONG Bifeng. Conceptual layout design of the joined-wing high-altitude-long-endurance UAV[J]. Flight Mechanics, 2009, 27(4): 1-4.
- [20] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册. 第6册:气动设计[M]. 北京:航空工业出版社, 2002.  
Editorial Board of Aircraft Design Manual. Aircraft design manual (Vol. 6): Aerodynamic design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002.
- [21] 钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2004.  
QIAN Yiji. Aerodynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2004.
- [22] 路容斐. 地效飞行器气动布局概念设计研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2014.  
LU Rongfei. Aerodynamic configuration conceptual design of the wing-in-ground effect vehicle[D]. Beijing: Beihang University, 2014.
- [23] RAYMER D P. Aircraft design: A conceptual approach[M]. 4th ed. Reston, VA: AIAA, 2006.
- [24] BRANDT S A, STILES R J, BERTIN J J, et al. Introduction to aeronautics: A design perspective[M]. Reston, VA: AIAA, 2004.
- [25] KRAUSE F H, GALLINGTON R W, ROUSSEAU D G, et al. The current level of power-augmented-ram wing technology[C]// Proceedings of Advanced Marine Vehicles Conference. San Diego, CA: AIAA, 1978.