

文章编号:1674-8190(2016)01-094-07

# 无人作战飞机概念方案及主要参数研究

王钢林

(中国航空研究院 飞行物理研究中心,北京 100012)

**摘要:** 无人作战飞机(UCAV)是未来作战飞机的发展方向。通过分析对地攻击型UCAV的性质和特点,根据各种主流作战飞机的总体重量相关数据,给出对地攻击型UCAV的起飞推重比和起飞重量的确定原则。分析UCAV可能使用的内埋机载武器装备的相关数据,确定有效载荷质量。选定用于方案设计的发动机类型,并且确定UCAV的起飞重量。在若干基本参数和假定的基础上,通过对飞机起飞重量的分解定性计算,分析找出UCAV达到较大续航能力的关键因素是实现中小展弦比构型飞机的高升阻比和足够的机内空间。提出高度一体化融合的飞翼+升力体概念,设计并优化UCAV的总体外形方案,得到了小展弦比、高升阻比、高隐身的UCAV总体外形方案。

**关键词:** 无人作战飞机;概念设计;总体参数;升阻比;隐身

**中图分类号:** V211

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.01.013

## Research on Conceptual Configuration and Main Parameters of Unmanned Combat Aerial Vehicle

Wang Ganglin

(Flight Physics Research Center, Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China)

**Abstract:** The unmanned combat aerial vehicle(UCAV) is the development direction of future fighter. The nature and characteristics of attack UCAV are analyzed. The principles of selecting takeoff thrust-weight ratio and takeoff weight of attack UCAV are presented by analyzing the statistical data of weights for various main combat aircraft. The UCAV airborne weapons are analyzed, followed by the preliminary estimation of the payload weight. Various typical engines are analyzed and one of them is selected. Then the takeoff weight of the UCAV is determined. Based on some basic parameters and assumptions, the qualitative decomposition calculation for takeoff weight is completed. The key factors for obtaining longer cruising ability of aircraft with small aspect ratio configuration are found to be the high lift-drag ratio and internal space. On the basis of the conclusions mentioned above, a highly blended flying-wing plus lifting body concept is proposed. According to this concept, the UCAV configuration is designed and optimized. Finally, the UCAV configuration with small aspect ratio, high lift-drag ratio, and high stealth characteristic is obtained.

**Key words:** UCAV; conceptual design; master parameters; lift-drag ratio; stealth

## 0 引言

无人作战飞机(Unmanned Combat Aerial Vehicle,简称UCAV)作为未来军用飞机的重要发

展方向之一,得到世界各国的高度重视,竞相投入大量的人力物力进行研究<sup>[1-2]</sup>,目前仍然属于探索性质的研究阶段,未来无人作战飞机应该如何发展,向哪个方向发展,以及诸多关键技术,是需要进一步研究解决的问题。目前,国内外的大量理论研究都着眼于UCAV的优化设计<sup>[3-4]</sup>、操稳控制方式<sup>[5-6]</sup>、作战使用模式<sup>[7]</sup>等,但对于未来的UCAV究竟应该具有怎样的总体参数指标却鲜有涉及。

收稿日期:2015-12-17; 修回日期:2016-01-16

通信作者:王钢林,walxy@china.com

美国的 X-45 和 X-47 系列 UCAV 从早期的 A 型到后期的 B/C 型发生了根本性的变化,这一方面是出于验证机的成本和技术复杂性而采取的由小到大的发展策略,另一方面也说明美国对于 UCAV 飞行平台的概念定义仍然处于不断变化和修正之中<sup>[8-10]</sup>,UCAV 是一种何种形式、何种尺度的飞行器在最早发展 UCAV 的美国也仍然没有确立,但是 X-47B 却逐渐迈向成熟<sup>[11]</sup>,不但进行了大量的试飞,还成功地完成了在航空母舰上的自主起降<sup>[12-13]</sup>。国内对于 UCAV 的研究处于起步阶段,UCAV 的概念形式及其总体参数的选取是需要充分研究和考虑的一个重要问题。

本文从总体参数分析出发,探讨对地攻击型 UCAV 关键因素和适宜的总体参数指标,设计并优化一种 UCAV 的总体外形方案,最终得到小展弦比、高升阻比、高隐身的 UCAV 总体外形方案。

## 1 主要重量总体参数的分析

起飞重量是最主要的飞机总体参数之一<sup>[14]</sup>,该参数直接决定飞机平台的尺度量级、动力特性、成本等重要因素。

### 1.1 UCAV 的性质特点

与传统的有人作战飞机相比,UCAV 是一个低成本的作战平台,主要用于完成战术性质的高危险性对地攻击任务,然而制空作战任务则不是现阶段 UCAV 的重点目标<sup>[15]</sup>。从飞行性能的角度来讲,高机动性、高敏捷性以及超音速巡航等指标都不是 UCAV 目前所需要追求的目标,对地攻击型 UCAV 只需要具备有限的和足够的机动性能。因此目前首先需要发展和研究的 UCAV 飞机平台的性质介于制空型战斗机与轰炸机之间,接近于传统的攻击机的概念。

UCAV 又不同于传统的攻击机,UCAV 需要具备进行大纵深、远距离的隐蔽渗透,执行打击敌方高价值和高风险的地面目标的任务,因而高隐身性能是 UCAV 的第一要素。考虑到敌方纵深内复杂完备的对空预警能力,UCAV 必须实现全频段、全方位的高隐身能力。另一方面,为了适应远距离攻击,UCAV 需要具备较大的航程与航时指标。因此对地攻击型 UCAV 需要更高的机内载油系

数,这些因素和要求也就决定了 UCAV 的机动性能只能局限于有限和足够的程度。

### 1.2 起飞推重比与起飞重量

从任务性质的角度来讲,UCAV 介于制空型战斗机与轰炸机之间,因此可以根据统计分析现有不同类型的作战飞机的重量总体参数确定 UCAV 的起飞推重比和起飞重量这两个最为重要的总量总体参数的取值原则,再根据发动机的选择情况可以确定 UCAV 吨位量级。

有人和无人在内的目前主流作战飞机的相关重量数据如表 1 所示,各机型的排序按照起飞推重比由高到低的顺序进行排列,起飞推重比是按照发动机的最大推力计算得到的,与一般意义上按照发动机加力推力计算得到的最大推重比有所不同。

表 1 主流作战飞机的相关重量数据

Table 1 Weight data of mainstream fighters

机 型	起飞重量/ ( $10^3$ kg)	发动机最大推力/ ( $10^3$ daN)	起飞推重比
Su-27	22.50	$2 \times 7.55$	0.68
Mig-29	15.24	$2 \times 4.90$	0.67
F-15	20.00	$2 \times 6.57$	0.67
F-16C	10.80	$1 \times 6.57$	0.62
Su-30	25.70	$2 \times 7.55$	0.60
X-47A	2.50	$1 \times 1.42$	0.58
X-45A	5.50	$1 \times 2.94$	0.55
X-45B	9.70	$1 \times 4.70$	0.49
A-10	20.00	$2 \times 4.10$	0.42
X-47B	20.90	$1 \times 6.57$	0.32
X-45C	16.60	$1 \times 4.70$	0.29
B-2	152.60	$4 \times 8.43$	0.23

从表 1 可以看出:各个机型起飞推重比由高到低的变化对应了它们机动性由高到低的变化,同时也反映了这些机型在主要任务随推重比的变化规律上由制空为主逐渐变化为对地攻击为主,最后所列出的推重比仅有 0.23 的 B-2 则为纯粹的执行远程轰炸任务的轰炸机。在 0.23 的推重比条件下,飞机将仅具有非常有限的机动能力,因此 B-2 的推重比可以作为对地攻击 UCAV 起飞推重比的下限,即 UCAV 的起飞推重比不宜低于 0.23。

A-10 是一种非常典型的攻击机,它的起飞推重比约为 0.42,基本上是制空战斗机(0.68)和远

程轰炸机(0.23)的平均值,进而反映了攻击机所需要的机动能力介于二者之间,所需的起飞推重比也介于之间。A-10的各种机载武器均采用外挂的方式,以及它的常规气动外形布局,故A-10的升阻比较之于武器内埋、高升阻特性布局形式的UCAV而言要低不少,其起飞推重比相对而言则需要大于UCAV。因此对地攻击UCAV的起飞推重比可以在A-10的基础上有所下降,A-10的起飞推重比可以作为UCAV推重比取值的上限。

由此可以得出,对地攻击UCAV的起飞推重的下限值可以初步确定为0.23,其上限值则可以初步确定为0.42,即 $0.23 < T/W_g < 0.42$ 。

X-45和X-47系列的UCAV分别从早期的A型演化到目前的B/C型,其共同的规律是推重比逐步降低,从最早接近0.6的水平减小到X-45C的0.29和X-47B的0.32,即推重比从近0.6的水平降低到0.3左右。说明美国目前的UCAV发展进一步明确了对地攻击的特性,在一定程度上淡化了UCAV的机动性能,而强化了其续航能力。

根据初步确定的对地攻击UCAV起飞推重比上下限,并参考X-45/X-47系列UCAV的起飞推重比,可以将UCAV的起飞推重比取值确定为不小于0.3,初步定为0.33。在选定发动机之后,可以将发动机最大起飞推力的3倍作为UCAV的最大起飞重量。

## 2 有效载荷分析

从减小雷达散射截面(RCS)的角度出发,隐身飞机基本上都未采用外挂的形式装载机载武器、副油箱、吊舱等载荷,特别是机载武器在隐身飞机上都以内埋为主。不同于外挂的方式,内埋的机载武器多数都需要进行专门的设计,以适应空间有限的内埋弹舱。因此自F-117在非轰炸机机型上开始采用内埋武器弹舱起,机载武器出现了小型化的发展趋势,或者有针对性的通过弹翼折叠的方式使机载武器装备能够与弹舱尺度相匹配。

由于机体尺度、空间非常有限,制空战斗机和攻击机所能布置的内埋弹舱体积尺度非常有限,弹舱内所能挂载的机载武器的数量也比采用外挂的形式要少很多。因此内埋弹舱的武器挂载重量相对于外挂而言要少很多,例如,目前采用外挂机载武器装备的普通作战飞机而言,其载弹量一般都在

$4 \times 10^3$  kg以上,有的甚至可以接近 $10^4$  kg,而采用武器内埋方式的情况下的载弹量一般都不大于 $2 \times 10^3$  kg。在完全采用武器内埋的模式下,F-22执行对空作战任务时的最大载弹量不超过 $10^3$  kg(6×AIM-120C),而在执行对地作战任务时的载弹量也不超过 $1.3 \times 10^3$  kg(2×AIM-120C+2×GBU-32,或者2×AIM-120C+4×GBU-39)<sup>[16]</sup>,如图1所示。



图1 F-22的武器挂载能力

Fig. 1 Weapons mount capability of F-22

从机载武器的发展趋势来看,对地攻击武器的小型化以适应内埋弹舱的需求是必然趋势,小直径炸弹(SDB)则是其中的代表,因此UCAV的内埋弹舱设计需要与这些新型机载武器弹药相匹配。

目前比较典型的适合于UCAV的两种小直径炸弹是美国的GBU-38和GBU-39,其质量分别为227 kg和113 kg。如果以这两种小直径炸弹为例,可将UCAV的有效载荷初步确定为1500 kg,那么UCAV将具备内埋携带6枚GBU-38或者12枚GBU-39类型小直径炸弹的能力。

## 3 发动机选型分析

### 3.1 发动机类型的选择

从目前国际市场上发动机的推力水平情况来看,UCAV可以使用的发动机包括大推力和中等推力涡扇发动机两类。大推力涡扇发动机的典型代表有俄罗斯的AL-31F和美国的F100-PW-220E,中等推力涡扇发动机的典型代表则有俄罗斯的RD-33和美国的F404-GE-400,它们的主要

参数指标如表 2 所示。

表 2 典型军用喷气发动机参数指标  
Table 2 Parameters of military jet engines

型 号	质量/kg	最大直径/mm	中间推力/daN	空气流量/(kg·s <sup>-1</sup> )
AL-31F	1 750	1 300	7 620	112.0
F100-220E	1 496	1 181	6 526	103.4
RD-33	1 254	1 000	4 940	76.0
F404-400	996	889	4 800	64.4

从表 2 可以看出,在现有的技术条件下,中等推力涡扇发动机的中间推力一般在  $5 \times 10^3$  daN 左右,相应的大推力涡扇发动机则在  $7 \times 10^3$  daN 左右(不包括美国 F135 等四代机发动机)。

从性能方面来讲,大推力的 AL-31F 和 F100-PW-220E 比中推力的 RD-33 和 F404-FE-400 要好,但是结合 UCAV 的外形尺寸、经济性等各方面因素来考虑,中等推力涡扇发动机更适合作为对地攻击型 UCAV 的候选动力装置。

从经济性方面来讲,大推力涡扇发动机的采购成本都在 300 万美元以上,而中推力发动机则差不多只有其 2/3 左右,故采用中推力发动机的 UCAV 可以具有更低的采购成本。另一方面,在发动机的使用上,中推力发动机的单位时间油耗更小,采用中推力发动机的 UCAV 可以具有更低的使用成本。综上所述,中等推力涡扇发动机将为 UCAV 带来更高的经济性。

从外形尺寸方面来讲,中等推力发动机具有比大推力发动机更小的几何尺寸,因此可以与更小 UCAV 机体相适应,从而减小 UCAV 的机体尺度,最终达到有利于减小 UCAV 成本的目的。

从空气流量方面来讲,中等推力涡扇发动机仅相当于大推力发动机的 70% 左右,因此进气道所需要的捕获面积也有所减小,从而使进气道腔体的口面面积减小,有利于腔体雷达散射的降低,达到有利于雷达隐身的效果。

虽然中等推力涡扇发动机具有上述优点,但是其可用推力比大推力涡扇发动机略小,所以在 UCAV 的设计过程中对于阻力控制就显得尤为重要。

从美国 X-45C 的发动机选型来讲,它所采用就是中等推力的 F404 发动机,因此 UCAV 的发动机采用中等推力涡扇发动机。

### 3.2 与发动机匹配的 UCAV 起飞重量

假设选择  $5 \times 10^3$  daN 推力的中等推力涡扇发动机作为 UCAV 的动力,那么在采用单发推进方案的情况下,UCAV 的最大起飞重量可以确定为  $1.5 \times 10^4$  daN,如果采用双发推进方案则 UCAV 的最大起飞重量确定为  $3 \times 10^4$  daN。

假设选择  $7 \times 10^3$  daN 推力的大推力涡扇发动机作为 UCAV 的动力,那么在采用单发推进方案的情况下,UCAV 的最大起飞重量为  $2.1 \times 10^4$  daN,如果采用双发推进方案则 UCAV 的最大起飞重量确定为  $4.2 \times 10^4$  daN。

## 4 UCAV 方案续航能力的定性分析

### 4.1 分析方法

飞机的起飞重量在一般情况下可以分解为结构重量、机载设备/系统重量、发动机重量、武器载荷重量和燃油重量,即

$$W_t = W_{\text{struct}} + W_{\text{equ}} + W_{\text{eng}} + W_{\text{wep}} + W_{\text{fuel}} \quad (1)$$

除燃油重量以外的其他重量都可以通过统计系数或其他方式确定,在此基础上由起飞总重量减去这些重量之和就可以得到 UCAV 所能够携带的燃油重量,再根据发动机的性能数据可初步估算 UCAV 所能达到的续航时间水平。

### 4.2 基本参数及其假定

飞机的结构设计水平在一般情况下可以用一个无量纲化的结构系数  $K_s$  来表征,由飞机的结构重量与其起飞重量相比而得到。目前第三代战斗机的结构系数普遍能够达到大约 0.3 的水平,鉴于纯飞翼构型不存在尾翼等部件,其结构系数可以有较大程度的降低,但是由于 UCAV 机腹弹舱大开口的结构补偿将导致结构重量的上升,因此假定 UCAV 的结构系数为 0.24。

机内的各种设备/系统的总重量也可以用一个无量纲化的设备/系统系数  $K_e$  表示。鉴于 UCAV 低成本的需求,其航电等机载设备不应该像有人战斗机那么丰富完备,以及与飞行员有关的环控、驾驶舱等系统的取消使得相关设备/系统总量可以得到较大幅度的减小,因此 UCAV 的  $K_e$  可以取为 0.15。

UCAV 的发动机假定为中等推力的 RD-33, 因此发动机的装机重量约为 1 254 kg。

最大武器载荷状态按照上文可以确定为 1 500 kg。

在发动机工作状态方面, 假设飞机以  $Ma = 0.8$  的速度在海拔 11 km 高度作持续的巡航飞行, 即发动机处于最典型的 11 km 高度  $Ma = 0.8$  的巡航工作状态。同时假定此时发动机的可用推力足够克服飞机的巡航阻力, 飞机具备 11 km 高度进行  $Ma = 0.8$  速度巡航飞行的能力。另外, 作为极端情况, 假设此时飞机的巡航速度为发动机在巡航状态所能达到的最大速度, 即发动机将输出其最大的巡航状态推力。对于中等推力涡扇发动机而言, 在此工况下最大巡航推力一般在 1 200 daN 左右, 1 h 所需要消耗的燃油重量为 1.0~1.2 t 左右, 在本文的估算中取其均值(1 100 kg)。

#### 4.3 单发方案可能的航时及升阻比需求

根据上文的假设和约定, 采用单发方案的 UCAV 的重量构成计算如下:

起飞重量:  $W_t = 15\ 000\ \text{kg}$   
 结构重量:  $W_{\text{struct}} = K_s \cdot W_t = 3\ 600\ \text{kg}$   
 设备/系统重量:  $W_{\text{equ}} = K_e \cdot W_t = 2\ 250\ \text{kg}$   
 发动机重量:  $W_{\text{eng}} = 1\ 254\ \text{kg}$   
 武器载荷重量:  $W_{\text{wep}} = 1\ 500\ \text{kg}$   
 燃油重量:  $W_{\text{fuel}} = 6\ 396\ \text{kg}$   
 此时机内载油系数约为 0.43。

在飞机一直巡航状态飞行的情况下, 可以得出单发方案的 UCAV 可以达到的航时水平约为

$$W_{\text{fuel}}/1\ 100 = 6\ 446/1\ 100 = 5.86\ \text{h}$$

上文的估算是建立在发动机始终工作在最大巡航状态, 即最耗油的巡航状态, 同时估算未考虑飞机重量随燃油的消耗不断减小, 需用推力也随之减小, 从而油耗也减小的情况, 因此实际航时将大于估算得到的 5.86 h。

根据航时指标对于飞机升阻比的要求, 可以得出 UCAV 需要达到的巡航状态配平升阻比量级约为

$$W_t/1\ 200 \approx 12$$

同时, 飞机最大巡航阻力必须小于 1 200 daN。

#### 4.4 双发方案可能的航时及升阻比需求

与单发方案类似, 双发方案的 UCAV 的重量

构成计算如下:

起飞重量:  $W_t = 30\ 000\ \text{kg}$   
 结构重量:  $W_{\text{struct}} = K_s \cdot W_t = 7\ 200\ \text{kg}$   
 设备/系统重量:  $W_{\text{equ}} = K_e \cdot W_t = 4\ 500\ \text{kg}$   
 发动机重量:  $W_{\text{eng}} = 1\ 254 \times 2 = 2\ 508\ \text{kg}$   
 武器载荷重量:  $W_{\text{wep}} = 1\ 500\ \text{kg}$   
 燃油重量:  $W_{\text{fuel}} = 14\ 292\ \text{kg}$   
 此时机内载油系数约为 0.47。

在飞机巡航飞行的情况下, 可以得出双发方案的 UCAV 可以达到的航时水平约为

$$\frac{W_{\text{fuel}}/1\ 100}{2} = \frac{14\ 292/1\ 100}{2} = 6.5\ \text{h}$$

再根据航时指标对于飞机升阻比的要求, 可以得出 UCAV 需要达到的大致的巡航状态配平升阻比量级约为

$$W_t/(1\ 200 \times 2) \approx 12$$

同时, 飞机最大巡航阻力必须小于 2 400 daN。

#### 4.5 续航能力对 UCAV 方案的要求及分析

采用中等推力涡扇发动机的 UCAV 具有达到较大续航能力的可能性, 但是需要 UCAV 的配平最大升阻比达到 12 左右。相对于普通作战飞机而言, 这是一个非常高的升阻比, 具有一定的难度。因此 UCAV 方案所需要解决的一个非常重要的问题就是在作战飞机的中小展弦比构型的前提下实现高升阻比气动外形, 同时还要保证优异的低 RCS 隐身外形, 国外在这方面也进行了大量的研究。

另一方面, 为了给发动机持续提供长时间飞行所需的燃油, UCAV 机体内部需要布置足够体积的大容积机内油箱, 需要 UCAV 具有足够大的机内空间, 同时大体积的内埋弹舱对于机内空间也有很大的需求。因此 UCAV 方案所需要解决的另一个非常重要问题就是低 RCS 前提下实现足够大的机内空间, 同时不能导致过大的阻力。

如果配平最大升阻比能够达到更高的水平, 则更有利于 UCAV 方案的可实现性。更大的升阻比意味着可以进一步减小巡航状态的需用推力, 从而进一步减小发动机油耗, 这样可以减小 UCAV 机体内部的载油量, 使得机体体积减小, 最终有利于 UCAV 采购成本的降低, 提高 UCAV 的经济性。

对比单发方案和双发方案的航时估算结果, 双

发方案在起飞重量增大 1 倍、机内载油量增大 123% 的情况下,仅实现了 10.9% 的航时提高,UCAV 性能的有限提升却付出了成本和经济性方面的巨大代价。由此可知,对于中等推力以上推力涡扇发动机的对地攻击型 UCAV 而言,单发方案在总体上要优于双发方案。

## 5 UCAV 总体外形方案的优化

### 5.1 UCAV 总体外形设计的难点

对地攻击无人作战飞机如果能够达到接近于 13 的巡航状态配平升阻比,那么将有可能达到指标要求的续航能力水平。但是这么大的配平升阻比对于中小展弦比构型的作战飞机而言存在很大的难度,再加上作战飞机对于隐身性能的要求,使得 UCAV 的总体外形方案设计存在较大的困难。

### 5.2 方案的基本特点

为了获得更高的升阻比,UCAV 方案采用高度一体化融合的飞翼+升力体的概念,如图 2~图 3 所示。在飞机理论外形构造过程中尽可能避免出现类似于机身的部件形式,而尽可能使 UCAV 呈现纯翼面或升力体的形态。在进排气系统的设计中也遵循上述原则,进排气系统整体对飞翼+升力体外形的破坏很小。从而使 UCAV 各部分机体都能产生较大的升力,避免出现阻力大而升力小的部件。

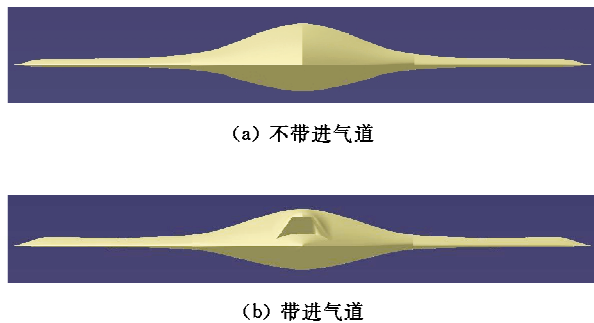
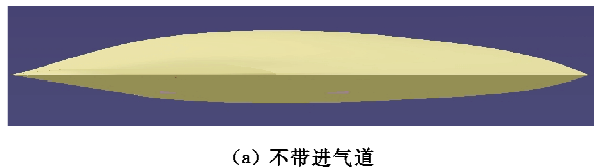


图 2 UCAV 方案的前视效果  
Fig. 2 Front view of UCAV configuration



(a) 不带进气道



(b) 带进气道

图 3 UCAV 方案的侧视效果

Fig. 3 Side view of UCAV configuration

对比 X-47B 所采用的飞翼布局形式(如图 4 所示),虽然它也采用了飞翼形式,但在机体中部仍然存在一个相对比较短粗的具有机身性质的部件。



图 4 具有短粗机身的 X-47B

Fig. 4 X-47B with short and thick fuselage

综上所述,本文的 UCAV 力图使整个机体达到高度融合的状态,实现高度一体化融合的飞翼+升力体的概念,使整个机体各个部分都能产生升力,同时减少对阻力的贡献,有利于取得升阻比大幅度提高的效果,从而满足 UCAV 所需要的升阻比指标,达到 UCAV 的性能指标要求。

### 5.3 方案设计及优化

以高升阻比和低 RCS 为优化目标,采用 CFD 算法和 RCS 精确预估 MFLMA 方法作为计算手段,迭代过程一共进行 8 轮,设计分析 50 多个不同参数组合的飞翼+升力体概念布局形式的 UCAV 方案,最终的方案取得了比较理想的结果。

优化得到的对地攻击 UCAV 方案起飞重量 15 000 kg,有效载荷能力 1 500 kg;装备中等推力涡扇发动机;展弦比为 2.8,属于小展弦比布局形式。

经过风洞试验验证,本文研究的 UCAV 总体外形方案在采用 2.8 的小展弦比构型的情况下,低速最大配平升阻比超过 17,  $Ma=0.8$  时其巡航状态最大配平升阻比也超过了 15,都远高于其他常规构型的小展弦比飞机。

与此同时,经过 RCS 测试试验验证,无论全向

还是头向的 RCS 值在全频段均达到很低的水平,方案的隐身指标非常理想。

## 6 结 论

(1) 本文提出了一种可能的UCAV的参数构成方案及其载荷、动力装置的选择。采用中等推力涡扇发动机的UCAV具备达到对地攻击所要求的较长时间续航能力的可能性;如果要实现这种可能性,最关键的是需要针对中小展弦比的作战飞机构型实现足够的高升阻比,以及实现足够机内空间。

(2) 本文提出了将高度一体化融合的飞翼+升力体概念应用于对地攻击UCAV方案设计和优化,最终得到满足总体参数分析结论和性能指标的小展弦比、高升阻比、高隐身的UCAV总体外形方案,为下一步的研究奠定了基础。

(3) 本研究对UCAV总体外形方案所进行的8轮设计迭代主要是依据工程经验而进行的,未能应用优化设计的方法,如果对总体参数和外形参数采用优化的方法,那么有可能能够获得更为理想的UCAV总体外形方案。

### 参考文献

- [1] Florance J P, Burner A W, Fleming G A. Contributions of the NASA langley research center to the DARPA/AFRL/NASA/northrop grumman smart wing program [R]. AIAA-2003-1961, 2003.
- [2] Thomas M. UK Taranis stealth UCAV[J]. Robot, 2014, 49: 13-16.
- [3] Ordaz I, IJun I. K, Clark D M, et al. Aerodynamic optimization using physics-based response surface methodology for a multi-mission morphing unmanned combat air vehicle[R]. AIAA-2004-6336, 2004.
- [4] Duan H, Li P, Yu Y. A predator-prey particle swarm optimization approach to multiple UCAV air combat modeled by dynamic game theory[J]. Journal of Automatica Sinica IEEE/CAA, 2015, 2(1): 11-18.
- [5] Ghee T A. A deployable serrated flap for air vehicle control of a representative UCAV configuration[R]. AIAA-2002-3276, 2002.
- [6] Shim H, Park S. Passive control of pitch-break of a BWB UCAV model using vortex generator[J]. Journal of Mechanical Science & Technology, 2015, 29(3): 1103-1109.
- [7] 符小卫, 李金亮, 高晓光. 威胁联网下无人作战飞机突防作战航迹规划[J]. 航空学报, 2014, 35(4): 1042-1052.
- [8] Fu Xiaowei, Li Jinliang, Gao Xiaoguang. Defense penetration path planning for UCAV based on threat netting[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(4): 1042-1052. (in Chinese)
- [9] Wise K A. X-45 program overview and flight test status [R]. AIAA-2003-6645, 2003.
- [10] Wyatt E C, Hirschberg M J. The DARPA/air force unmanned combat air vehicle(UCAV) program[R]. AIAA-2003-2616, 2003.
- [11] Davidson R W. Flight control design and test of the joint unmanned combat air system(J-UCAS) X-45A[R]. AIAA-2004-6557, 2004.
- [12] Whittenbury J. Configuration design development of the navy UCAS-D X-47B[R]. AIAA-2011-7041, 2011.
- [13] Drubin C. X-47B achieves new set of firsts aboard USS theodore roosevelt[J]. Microwave Journal, 2014, 57(10): 43-45.
- [14] Rutherford H. The unmanned combat air system demonstrator X-47B[J]. CHIPS Magazine, 2013, 31(2): 30-38.
- [15] 顾诵芬. 飞机总体设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001.
- [16] Gu Songfen. Conceptual aircraft design[M]. Beijing: Beihang University Press, 2001. (in Chinese)
- [17] Wyatt E C, Hirschberg M J. Transforming the future battlefield; the DARPA/air force unmanned combat air vehicle (UCAV) program[R]. AIAA-2003-2616, 2003.
- [18] Schutte E, Waddington J, Teichert E J. Raptor supersonic JDAM; Faster, further, longer [C]. Aerospace Conference, IEEE, 2006.

### 作者简介:

王钢林(1975—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计、新概念飞行器、飞机设计方法等。

(编辑:赵毓梅)