

# 高空长航时无人机实用升限试飞技术研究



尹文强\*, 孙健

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

**摘要:**实用升限是高空长航时无人机设计定型阶段的一项重要考核指标,本文针对高空长航时无人机实用升限试飞特点,从爬升油门控制方式选择、有利爬升速度确定、试飞操纵方法设计、试飞剖面航路规划、试飞风险评估分析5个方面对高空长航时无人机实用升限试飞方法进行设计。为将实际飞行数据向标准条件换算,确定了一套适用于高空长航时无人机实用升限试飞的数据处理方法。研究表明,本文提出的实用升限试飞技术可以满足高空长航时无人机设计定型试飞验证需求,同时还可以指导其他类型无人机的实用升限试飞工作。

**关键词:**高空长航时; 无人机; 实用升限; 有利爬升速度; 试飞风险

中图分类号: V217

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.02.003

近年来,随着无人机技术的快速发展,不同类型和用途的无人机层出不穷,在民用和军用领域都发挥着越来越重要的作用,高空长航时无人机作为有人驾驶战略侦察机和侦察卫星的重要补充手段,能够在战场长时间执行战略侦察任务,具备高效可靠的情报搜集能力,目前已成为世界各国武器装备发展的重点<sup>[1,2]</sup>。实用升限作为无人机使用飞行包线的边界限制条件,直接影响高空长航时无人机的任务执行能力和作战能力,是高空长航时无人机试飞鉴定考核的重要指标之一,确定高空长航时无人机的实用升限具有重要意义<sup>[3]</sup>。

本文参考有人机实用升限试飞要求,针对无人机与有人机系统组成和使用方式的差异性,分析了高空长航时无人机实用升限试飞特点,确定了高空长航时无人机实用升限试飞的一般流程和试飞剖面,识别了试飞中的风险并给出了降解风险的措施,提出了一种合理可行的试飞数据处理方法。本文提出的实用升限试飞技术可以满足高空长航时无人机飞行性能试验验证需求,并可为其他类型无人机提供参考和指导。

## 1 实用升限试飞特点

实用升限试飞是飞机飞行性能试验的一项重要内容,国内相关标准对有人机实用升限考核提出了相关具体要求,如

在GJB 34A中对飞机实用升限进行了定义,对计算实用升限试飞时的飞机重量(质量)确定原则进行了规定<sup>[4]</sup>;在GJB 1015A中对飞机实用升限的常规考核方法进行了要求<sup>[5]</sup>。对于具有全自主飞行能力的高空长航时无人机,实用升限考核试飞要求可参照有人机标准执行,但根据其系统特点和实际使用方式,在实用升限试飞时的试飞方法与有人机相比还具有一定的差异性,总体来说主要表现在以下几个方面<sup>[6-12]</sup>。

(1)有人机对实用升限定义为飞机在保持一定上升能力的情况下所能达到的最大飞行高度,对于无人机而言,飞机所能达到的最大飞行高度不但受发动机推力限制,还受飞控系统保护条件制约,无人机在飞行过程中,为保证试飞安全,飞控系统会根据使用飞行包线对飞行表速、迎角、油门状态等参数进行限制,这对无人机的实用升限试飞造成影响。

(2)高空长航时无人机在试飞时不能像有人机一样实时调整有利爬升速度,在无人机起飞前需要在任务规划中根据不同试飞高度预先设定爬升速度,无人机会严格按照设定的爬升速度全自主飞行;在首次进行升限试飞时,由于控制逻辑、飞行速度包线等试飞项目可能验证不太充分,按设计的有利爬升速度自主爬升,可能会存在超出飞行包线的风险,需要制订详细的应急处置预案。

收稿日期: 2019-09-26; 退修日期: 2019-11-11; 录用日期: 2019-12-12

\*通信作者. Tel.: 18629286237 E-mail: yin19890510@126.com

引用格式: Yin Wenqiang, Sun Jian. Research on service ceiling flight test technology in high altitude long endurance UAV[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(02): 25-30. 尹文强, 孙健. 高空长航时无人机实用升限试飞技术研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(02): 25-30.

(3)高空长航时无人机在实用升限试飞爬升过程中,连续使用发动机最大状态可能会使发动机出现超温超转现象,引起发动机稳定性下降,甚至可能出现发动机油门不跟随现象,同时高空长航时无人机在高空低温恶劣环境下长时间工作时,可能造成发动机加速膜盒工作不稳定,在高空条件下涡轮喷气发动机的抗进气道畸变能力也较差,存在空中停车的风险。

(4)高空长航时无人机在高空工作条件下发动机的剩余推力较小,无人机使用飞行包线较窄,难以进行有效的机动飞行,使用常规的试飞方法实施起来较为困难,同时无人机在高空时爬升率较小,需要较长的时间和较大的空域才能爬升至实用升限,可能对升限试飞科目考核状态(如全机剩余油量不满足考核要求等)造成影响。

(5)高空长航时无人机在高空剩余推力较小,无人机的有利爬升速度一般处于飞行包线左边界区域,在爬升过程中由于飞行员不在驾驶舱内,因此无法直接感受到无人机的失速状态,在升限爬升过程中可能出现飞行速度降低到左边界外发生失速的现象,同时无人机飞行员操作存在较大的时间延迟,这对无人机实用升限试飞提出更高的要求。

## 2 实用升限试飞方法设计

有人机在进行实用升限试飞时通常采用两种方法,一种为直接爬升法,即通过既定试飞剖面进行爬升获取飞机的升限;另一种方法为平飞加速法,即通过平飞加速获取不同高度上飞机的最大爬升率,最终通过外延的方式确定飞机的升限,这两种方法都可以对高空长航时无人机实用升限试飞提供参考,但高空长航时无人机具有全自主飞行、控制模式多等特点,为了充分考察无人机实用升限性能,需要根据无人机特点,设计适用于无人机的实用升限试飞方法。

### 2.1 油门控制方式选择

针对无人机的系统特点和使用方式,无人机在平台科目试飞考核过程中一般采用全自主飞行模式,即飞行员在爬升过程中不动油门,不操纵方向舵和副翼,始终保持统一航向,完全由无人机的飞行控制系统对发动机油门和爬升速度进行控制<sup>[13,14]</sup>。一般来说,无人机的爬升控制方式具有油门控制和姿态控制两种类型。

#### (1) 油门控制

无人机自动油门控制是指将空速差和空速变化率信号引入油门控制器来改变发动机油门的大小,自动油门控制回路可以控制飞机以稳定的速度飞行,也可以用来改变飞机当前的飞行速度。自动油门控制律通常以速度和速度微

分反馈作为发动机油门的主要控制量,以俯仰角和俯仰角速率信号作为发动机微调的控制量,发动机主要起空速调节的作用,并随飞行高度和姿态变化自动调整,典型自动油门控制回路框图如图1所示。

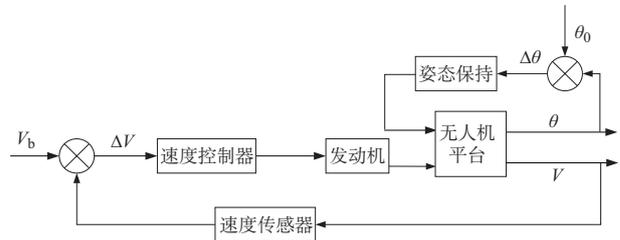


图1 自动油门控制回路

Fig.1 The circuit of automatic throttle control

#### (2) 姿态控制

无人机姿态控制回路是指将无人机油门控制在最大连续状态或额定状态,无人机以给定油门状态持续爬升,通过改变无人机的俯仰姿态角或航迹角实现对爬升速度的控制,同时通过控制律自带的迎角保护功能防止无人机失速,无人机典型姿态控制回路如图2所示。

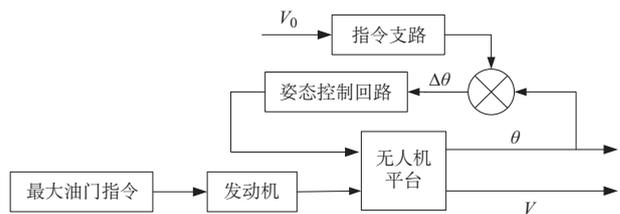


图2 姿态控制回路

Fig.2 The circuit of attitude control

从现有的相关标准来看,高空长航时无人机在实用升限试飞时,需要对飞机构型、飞行重量、发动机状态、机内可用余油等参数进行要求,当飞行状态不满足要求时,在数据处理中需要进行结果修正,而在修正过程中必然会出现一定的误差,从试飞验证角度考虑,为避免由于爬升时间过长引起飞行重量不满足要求,在无人机实用升限试飞时,一般采用姿态控制爬升方式,使无人机起飞后以最短时间爬升至实用升限试飞窗口。

### 2.2 有利爬升速度确定

在试飞中飞机的有利爬升速度与飞机在爬升的末段飞机的爬升状态直接相关,不同的爬升速度通常对应着飞机能够到达的实用高度,因此确定实用升限试飞时的有利爬升速度对升限试飞有着重要的意义。

与有人机试飞不同,无人机在试飞前需要进行任务规划设计,将试飞高度、爬升速度等参数设置到试飞剖面中,之后无人机会按照预先设定的爬升速度自主飞行,这就需要在实用升限试飞前通过飞行试验确定无人机的有利爬升速度。

无人机在设计完成后,设计单位会计算出理论的有利爬升速度,这与无人机实际的有利爬升速度可能有偏差,需要通过飞行试验确定无人机真实的有利爬升速度,具体方法为:在无人机飞行包线范围内选择合适的飞行高度,针对每一试验高度,在设计计算的有利爬升速度两侧各选择2~3个速度(含设计计算的有利爬升速度),设计不同的爬升剖面使无人机自主爬升通过相应的试验高度,为消除风梯度的影响,针对验证的飞行高度,须进行正、反航向两次爬升。通过试验结果分析,可以确定出无人机在全包线范围内的有利爬升速度。

### 2.3 试飞操纵方法设计

无人机由于受到飞控系统保护逻辑的制约,在全自主飞行情况下可能无法得到飞机的实际实用升限,需要根据实际飞控逻辑采取相应的人工操纵手段,主要包括人工调节速度和人工调节油门两个方面。

当无人机在飞控速度保护逻辑下,无法达到有利爬升速度时,可以在使用包线范围内人工遥调速度,使飞行速度低于飞控限制值,用以增加迎角,使飞机在更有利爬升速度下爬升;当在爬升过程中发现发动机剩余推力不足时,可以在保证发动机转速、滑油温度等参数在限制范围内的前提下,将发动机油门最大连续状态人工切换至发动机最大状态。通过设计合理可行的试飞操纵方法,可以对高空长航时无人机的实用升限进行充分验证。

### 2.4 试飞剖面航路规划

根据前面分析,无人机实用升限试飞时一般采用直接爬升法,具体过程为:针对选定构型,无人机起飞后在低空加速至给定的爬升速度,保持发动机于试验状态不变,用预先设定的各高度有利爬升速度连续爬升至实用升限,停止爬升,在整个爬升过程中,除非另有规定,都应始终保持同一航向作垂直平面的直线爬升飞行,连续爬升飞行须在反航向重复一次。

由高空长航时无人机实用升限试飞特点来看,高空长航时无人机在升限试飞时,发动机长期工作于恶劣环境下,存在空中停车的风险。为保证无人机在整个试飞剖面内都具有足够的空滑能力,试飞剖面要设计在整个发动机空滑能量范围内,并考虑空滑比与风速影响,否则无法保证无人机在空停后能够安全返回着陆机场。基于该方面原因,在试飞剖面设计

时一般采用梯度爬升方式,试飞剖面示意图如图3所示。

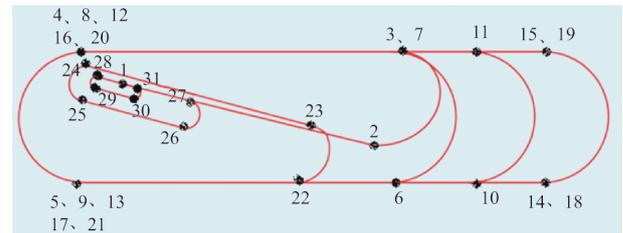


图3 实用升限试飞剖面

Fig.3 The flight profile of service ceiling flight test

如图3所示,无人机试飞时按照剖面中的航点序号依次飞行,1~8航点为正常起飞爬升航段,9~12航点、13~16航点为不同高度层梯度爬升航段,17~20航点为实用升限试飞窗口,21~31航点为下降着陆航段。

### 2.5 试飞风险评估分析

高空长航时无人机实用升限试飞时可能出现的风险主要有高空环境温度过低、无人机重要系统故障、链路数据中断、发动机空中停车、无人机着陆遭遇大侧风、操作员地面仿真训练不充分等。针对可能出现的风险,本文提出了相应降低风险的措施。

#### (1) 高空环境温度过低

在升限试飞过程中,高空环境温度可能过低,当大气总温、发动机冲压空气入口温度、发动机唇口温度、机体舱温、燃油温度等参数临近或低于温度设计限制值时,需要人工操纵使无人机增加飞行速度或降低飞行高度,从而使上述温度上升至限制值以上。

#### (2) 无人机重要系统出现故障

与有人机不同,无人机在飞行时主要靠操作员在地面站内对飞行状态进行监控,飞行操作员、链路操作员、任务操作员分别对其分管的系统界面负责,在试飞过程中,若无人机飞管系统、发动机系统、链路系统、任务系统等出现故障时,飞行员应立即采取措施,终止任务应急返航,在返航途中,不同岗位操作员应各司其职,密切关注飞机及各系统工作状态,任务指挥员应做好返航途中的空域协调工作,避免与其他飞机航线引发冲突。

#### (3) 链路数据中断

在试飞过程中,无人机数据链路可能存在中断风险,导致飞行员在地面控制站内无法监控或操控飞机,为降低此类风险,在试飞前应申请专用卫星,做好视距链路和卫通链路备份,在试飞中应避免进行地面站之间的链路切换工作,确须切换的,应在无人机平飞段切换,并在切换前两站人员

加强沟通,转换过程中应避免多余的指令操纵动作。

#### (4) 发动机空中异常停车

当发动机发生空中异常停车时,飞行员应密切关注飞机状态,在满足空起条件后,发出发动机空起指令,若发动机起动成功,人工选择就近的着陆机场或备降机场着陆,若空起未成功而飞机由于能量问题无法返回就近机场时,则人工控制无人机选择平坦无人区迫降。

#### (5) 无人机着陆遭遇大侧风

在试飞前,应加强气象监控,当无人机试飞完成着陆时气象变化剧烈,导致着陆气象条件超出限制时,应保持空中等待或择机反向着陆。

#### (6) 操作员地面仿真训练不充分

无人机在进行实用升限等风险科目试飞前需要操作员进行充分的地面仿真模拟训练,对空中可能出现的特情进行演练。若操作员在地面训练不充分,在实际飞行中遭遇特情时可能无法采取最优的应急处置方法,因此在实用升限试飞前须设计地面仿真训练方案,针对所有可能出现的特情,进行充分的模型演练。

### 3 无人机实用升限数据处理方法

无人机设计单位在设计过程中进行实用升限确定时,主要依据飞机的气动数据、发动机工作特性等计算得到,但由于采用数值分析、风洞试验等手段进行飞机的气动数据获取过程中不可避免地引入误差,因此需要通过飞行试验来确定飞机实际的实用升限。在进行飞行试验时,由于飞机真实飞行条件下的发动机工作特性与理论分析结果存在一定的差异,因此实际的试飞结果也并不能真实地反映飞机的实际的最高升限,需要进行向标准条件换算,在传统升限试飞的修正方法中,需要对飞行速度、飞行重量、大气温度和发动机转速、爬升过程中的飞行状态以及风场影响进行修正,修正方法为:

#### (1) 飞行速度修正

根据空速系统测量原理,飞机的表速示数只取决于总压与静压的差值,在气压高度一定时,飞机在实际环境与标准环境下的飞行表速是相同的,因此在升限试飞结果处理时,飞行表速可以不用修正。

#### (2) 飞行重量修正

一般来说,无人机实用升限试飞时,要求机内燃油不低于35%,当飞机重量偏差超过3%~5%时,需要进行重量修正,但当重量偏差过大时,换算误差也就过大,从飞行试验角度出发,在实际试飞时重量需要尽可能地接近考核重量。当飞机

重量偏差误差在3%~5%以内时,近似修正方法如式(1)所示:

$$\Delta V_{y,G} = V_{y,sj} \times \frac{\Delta G}{G} \quad (1)$$

式中: $\Delta G$ 为当实际重量与标准重量的偏差。

#### (3) 大气温度和发动机转速

对于发动机转速,针对有人机来说,由于人工操纵误差,发动机转速可能与标准状态有一定偏差,针对无人机来说,由于采用自动油门控制技术,发动机转速在爬升过程中稳定性良好,一般不需要修正。

对于大气温度,由于大气温度与标准状态不一致对发动机推力影响较大,因此需要进行温度修正,图4为高空长航时无人机在爬升过程的受力分析图。

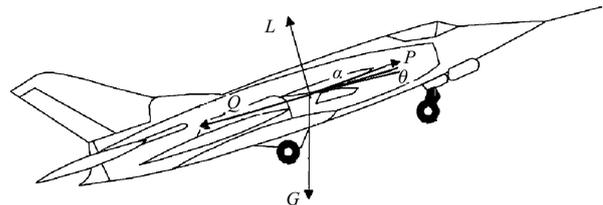


图4 爬升过程中的受力分析图

Fig.4 The force analysis during climbing process

从图中可以看出,无人机纵向质点动力学方程可表示为:

$$m \frac{dV_g}{dt} = P \cos(\alpha + \varphi) - Q - G \sin(\theta - \alpha) \quad (2)$$

式中: $G$ 为重力; $P$ 为发动机推力; $Q$ 为阻力; $\theta$ 为俯仰角; $\alpha$ 为迎角; $\varphi$ 为发动机安装角; $V_g$ 为地速。

当无人机作等速爬升时,有:

$$\frac{dV_g}{dt} = 0 \quad (3)$$

式(2)可以变为:

$$G \sin(\theta - \alpha) = P \cos(\alpha + \varphi) - Q \quad (4)$$

由运动学方程可以知道:

$$\frac{dH}{dt} = V_1 \cdot \sin(\theta - \alpha) \quad (5)$$

结合式(4)和式(5),可以得到:

$$\frac{dH}{dt} = \frac{P \cos(\alpha + \varphi) - Q}{G} V_g \quad (6)$$

由式(6)可知发动机推力与爬升率的关系,通过发动机高度速度特性手册,根据实际环境温度与标准条件温度下的发动机推力差异可以对爬升率进行修正。

#### (4) 状态修正

在有人机试飞时,状态修正一般又称惯性修正,是指试飞员未能保持给定的有利爬升速度而引起的修正量,对于

无人机来说,由于试飞速度是由飞控系统自动控制的,控制精度较高,一般可以不进行惯性修正。

#### (5) 垂直风场和风梯度修正

在传统有人机试飞中,对垂直风场和风梯度修正一般采用气象雷达及探空气球等气象探测手段获得爬升区域内准确的大气运动数据,但由于在测量时机、位置与实际试飞有较大的差异,实际探测结果往往不能满足对实际试飞数据结果精确修正的需要。

根据空气动力学知识,在风轴系下,由动力学方程可知:

$$n_{xw} = \frac{P \cos(\alpha + \varphi) - Q}{G} \quad (7)$$

结合式(6),可以得到:

$$\frac{dH}{dt} = n_{xw} \cdot V_t \quad (8)$$

式中: $V_t$ 为真空速; $n_{xw}$ 为风轴系下的轴向过载。

无人机机体轴下的三向过载可以在试飞过程中通过GPS设备直接测量,将无人机机体轴系参数向风轴系进行坐标转换,可以获得无人机风轴下的轴向过载,转换公式为:

$$n_{xw} = n_x \cdot \cos\alpha - n_z \cdot \sin\alpha \quad (9)$$

$$n_{zw} = n_z \cdot \cos\alpha + n_x \cdot \sin\alpha \quad (10)$$

式中: $n_{xw}$ ,  $n_{zw}$ 分别为飞机相对于风轴系的纵向及法向过载。

通过计算风轴系下的轴向过载,可以消除垂直风及风梯度对飞机实际爬升率的影响,图5为高空长航时无人机实用升限试飞结果。

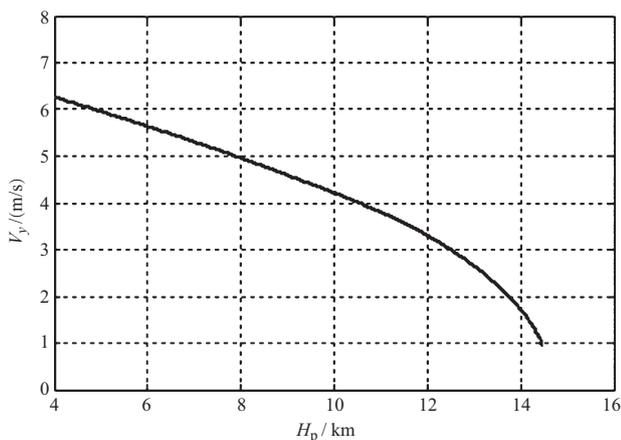


图5 实用升限试飞结果

Fig.5 The result of service ceiling flight test

## 4 结束语

本文分析了高空长航时无人机实用升限试飞特点,确定了高空长航时无人机实用升限试飞方法,并针对实际试飞结果误差,给出了一套合理可行的试飞数据修正方法。本文提

出的实用升限试飞技术可以满足高空长航时无人机试飞验证需求,并可为其他类型无人机实用升限试飞提供参考。 **AST**

## 参考文献

- [1] 段海滨,范彦铭,张雷. 高空长航时无人机技术发展新思路[J]. 智能系统学报,2012,7(3):195-199.  
Duan Haibin, Fan Yanming, Zhang Lei. New thoughts on the development of a HALE UAV [J]. Journal of Intelligent Systems, 2012, 7(3): 195-199.(in Chinese)
- [2] 孙健,席亮亮,尹文强. 基于试飞数据的高空长航时无人机任务剖面优化方法[J]. 飞行力学,2019,37(3):79-82.  
Sun Jian, Xi Liangliang, Yin Wenqiang. Mission profile optimization method based on flight test data for high-altitude long-endurance UAV[J]. Flight Dynamics, 2019,37(3):79-82.(in Chinese)
- [3] 王海,陶呈纲,唐勇,等. 无人机终端定约束条件下的定航程轨迹规划方法[J]. 航空科学技术,2019,30(9):130-134.  
Wang Hai, Tao Chenggang, Tang Yong, et al. Fixed distance path programming method for uav under the constraint of fixed terminal[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30 (9): 130-134.(in Chinese)
- [4] 张序. 波音 737-800 飞机使用升限计算方法研究[J]. 长沙航空职业技术学院学报,2017,17(3):76-82.  
Zhang Xu. Study on calculation methods of B737-800 aircraft ceiling[J]. Journal of Changsha Aeronautical Vocational and Technical College,2017,17(3):76-82.(in Chinese)
- [5] GJB 34A—2012 有人驾驶飞机(固定翼)飞行性能[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2012.  
GJB 34A—2012 Flight performance of manned aircraft (fixed wing) [S]. Beijing: Military Equipment Publishing and Distribution Department of the General Armament Department, 2012. (in Chinese)
- [6] GJB 1015A—2008. 军用飞机验证要求[S]. 北京:国防科工委军标出版发行部,2008.  
GJB 1015A—2008. Military aircraft verification requirements [S]. Beijing: National Defense Science and Technology Commission Military Standards Publishing Department, 2008.(in Chinese)
- [7] 王大勇,李悦霖. 高空长航时无人侦察机关键技术[J]. 飞航导弹,2009(11):31-35.  
Wang Dayong, Li Yuelin. Key technology in high altitude long endurance unmanned reconnaissance aircraft [J]. Flying Missile,

- 2009 (11): 31-35.(in Chinese)
- [8] 赵肃,李建榕.航空发动机推力变化对飞机基本性能影响的敏感性分析[J].航空发动机,2010,36(2):26-30.  
Zhao Su, Li Jianrong. Sensitivity analysis for effect of aeroengine thrust variation on aircraft basic performance [J]. Aircraft Engine,2010,36(2):26-30.(in Chinese)
- [9] 徐斌,周帆,杨世春,等.航空发动机变几何涡轮增压性能研究[J].北京航空航天大学学报,2017,43(8):1523-1530.  
Xu Bin, Zhou Fan, Yang Shichun, et al. Research on performance of variable geometry turbocharger for aero engine [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017,43 (8): 1523-1530.(in Chinese)
- [10] Silitonga Y F , Moelyadi M A . Comparative study of wing lift distribution analysis for High Altitude Long Endurance (HALE) unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Physics Conference Series, 2018, 1005(1): 1742-1752.
- [11] Moon-Yong Cha, Minjin Kim, Young-Jun Sohn, et al. Flight paths for a regenerative fuel cell based high altitude long endurance unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2016,30(7):3401-3409.
- [12] Liu X D, Li S L, Tang Y. Fuel system configuration and restructuring of MALE and HALE UAV[J]. Applied Mechanics and Materials, 2015, 779:268-276.
- [13] 王亚龙,尹文强,祁圣君.姿态遥控模式下的无人机短周期特性辨识仿真研究[J].航空科学技术,2019,30(8):60-65.  
Wang Yalong, Yin Wenqiang, Qi Shengjun. Identification of short period characteristics for unmanned aerial vehicle with attitude control mode [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019,30 (8): 60-65.(in Chinese)
- [14] 尹文强,王亚龙.固定翼无人机飞行性能试验验证标准研究[J].航空标准化与质量,2019(2):12-15.  
Yin Wenqiang, Wang Yalong. Study on standards for flight performance test verification of fixed wing UAV [J]. Aviation Standardization & Quality, 2019(2): 12-15.(in Chinese)

(责任编辑 王为)

### 作者简介

尹文强(1989-)男,硕士,工程师。主要研究方向:无人机飞行性能及飞行品质试飞。

Tel:18629286237 E-mail:yin19890510@126.com

## Research on Service Ceiling Flight Test Technology in High Altitude Long

### Endurance UAV

Yin Wenqiang\*, Sun Jian

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

**Abstract:** The service ceiling is an important evaluation indicator in the flight test stage of High Altitude Long Endurance(HALE) UAVs, this paper aimed at the characteristics of the HALE UAV service ceiling flight test, from the selection of the climb throttle control mode, the favorable climb speed determination, the control method design, the mission planning design and the risk assessment analysis, designed the service ceiling flight test method for the HALE UAV. In order to convert the actual flight data to the standard conditions, this paper determined a set of data processing method suitable for HALE UAV service ceiling flight test. The result shows that the service ceiling flight test technology proposed in this paper can satisfy the requirements of HALE UAV design and flight test verification, and can also guide the service ceiling flight test for other types of UAVs.

**Key Words:** HALE; UAV; service ceiling; favorable climb speed; flight test risk

Received: 2019-09-26; Revised: 2019-11-11; Accepted: 2019-12-12

\*Corresponding author.Tel. : 18629286237 E-mail: yin19890510@126.com