



# 交通部民用航空局 民 航 通 告

**主旨：業餘自製超輕型載具飛行測試指引 (Guidance for Ultra-Light Amateur-Built Flight Testing)**

**發行日期：2016.07.31**

**編號：AC 90-001A**

**發行單位：飛航標準組**

## 一、目的：

提供業餘自製超輕型載具所有人/操作人飛行測試之參考。

## 二、修正說明：

本修訂通告並非強制性之法規，而是提供一種可接受之方法，但非惟一之方法。

## 三、背景說明：

超輕休閒飛行活動為活動團體及個人之休閒範疇，應與商業行為適當區隔。為考量超輕活動愛好者之活動需求及民航法對超輕型載具之管理要求，民航局訂定業餘自製超輕載具之試飛指南，以提供業餘活動愛好者在自製超輕載具之試飛前及過程中必須注意及檢查與確認之事項，以降低可能或未注意的風險。

本通告亦強調在超輕活動過程中之安全責任，超輕載具所有人及操作人應隨時對其載具及活動之風險負有法規遵守以及標準符合之最終責任。依國內、外過往之歷史經驗顯示，飛行活動本身即存在某些不可預知的因素，藉由多重提醒以及檢查確認之安全程序及觀念，將風險降低，以享受安全的飛行樂趣。

試飛是指為試驗、檢查超輕型載具的性能、操作特性與使用限制所進行的飛航作業，在業餘及自製超輕型載具的研發、製作、組裝、使用的過程中，是一項重要而不可或缺的環節，但並非指任何人均能輕易勝任。由於新機的試飛活動都是在真實的環境下作業，具有一定程度的風險存在；因此，事前必需經過充份的準備與計畫，考量各種可能的危險情況及安全事項後，依規劃的程序逐步審慎實施。

本局為促進我國超輕載具活動的發展並確保飛航安全，茲就美國聯邦航空總署（FAA）的 AC 90-89B「Ultralight Amateur-Built Flight Testing Handbook」內容為基礎，參酌國內實際飛航活動特性，編譯並修訂了本份民航通告，其內容包括：準備工作、滑行測試、首次飛行、飛行包絡線的擴展、整合測試及機體/發動機/燃油系統檢查等部分，並特別針對具有前翼（Canard）的超輕載具飛行特性進行討論，最後對飛試過程提出若干建議與注意要點，以供作超輕載具試飛活動之指引、參考，另彙整相關檢查事項及緊急事件參考程序如附件。

#### 四、需求說明

依據民用航空法第二條定義，超輕型載具係指具動力可載人，並符合下列條件之固定翼載具、動力滑翔機、陀螺機、動力飛行傘及動力三角翼等航空器：

- （一）單一往復式發動機。
- （二）最大起飛重量不逾六百公斤。
- （三）含操作人之總座位數不逾二個。
- （四）海平面高度、標準大氣及最大持續動力之條件下，最大平飛速度每小時不逾二百二十二公里。
- （五）最大起飛重量下，不使用高升力裝置之最大失速速度每小時不逾八十三公里。
- （六）螺旋槳之槳距應為固定式或僅能於地面調整。但動力滑翔機之

螺旋槳之槳距應為固定式或自動順槳式。

(七) 陀螺機之旋翼系統應為雙葉、固定槳距、半關節及撬式。

(八) 設有機艙者，機艙應為不可加壓式。

(九) 設有起落架者，起落架應為固定裝置。但動力滑翔機，不在此限。此外，超輕型載具進行飛行測試之操作高度必須依操輕型載具管理辦法之規定，飛行測試之操作高度如超過原有核准空域之規定，則必須依規定向民航局提出飛試申請，經核准後才可進行。

## 五、執行要點說明

### (一) 試飛前考量因素及準備

「空氣動力學的定理，從不輕易饒恕犯錯的人；而且地球非常、非常硬！」 Michael Collins (1987)

‘ ‘The Laws of Aerodynamics are unforgiving and the ground is hard.’ ’ Michael Collins (1987)

「如果飛試計畫不好，則飛試結果也不會好。」 Harold Little 超輕型載具製造商 (1994)

‘ ‘If you have no plan--you have no goal.’ ’ Harold Little, Aircraft Manufacturer (1994)

#### 1、準備

(1) 對於業餘自製超輕型載具所有人/製造人來說，最重要的工作是在業餘自製超輕型載具首次飛行前，擬定良好的試飛計畫。

附註：試飛員在執行任何測試項目前，應詳讀本民航通告。

(2) 試飛計畫的目標是用以決定超輕型載具的操控特性，或是應特別注意的部份，這些資料都將被用於撰寫飛行手冊 (Flight Manual)，或是確立超輕型載具的性能及操作範圍限制。

(3) 超輕型載具如經重大改裝，影響其載重平衡、結構強度、可

靠度、操作特性及其他影響適航性之改裝，應經試飛並將其影響，修正於飛行手冊中。

## 2、場地的選擇

- (1) 試飛的場地應有一條迎向盛行風 (Prevailing Wind) 的跑道，而且在進場端或離場端 (Approach or departure end) 均無障礙物。硬性道面應注意是否有 (FOD) 的問題，草地道面應平整且排水良好。
- (2) 理想的試飛跑道應至少有 4,000 呎長、100 呎寬，而且跑道標高每增高 1,000 呎，跑道長度應增長 500 呎。
- (3) 確定跑道附近有可供緊急降落的場地，因為除了人為因素 (Pilot Error) 外，發動機失效是次常見的失事主因，此考量為試飛計畫的必需項目之一。

## 3、緊急應變計畫及緊急裝備 (Emergency Plans and Equipment)

### (1) 飛行中緊急應變計畫應考量：

- A、起飛後發動機失效或部份失效。
- B、飛操問題或機件失效。
- C、發動機火警或座艙內火警。

### (2) 地面緊急應變計畫應考量：

- A、座艙罩或進入門扣鎖失效。
- B、超輕載具操作人肩帶/座椅安全帶解鎖程序。
- C、燃油關斷瓣 (Fuel Shut-off Valve) 的位置及關斷程序。
- D、點火繼電器的位置及關斷方式。
- E、發動機外罩的移除程序，以利電瓶的斷電和滅火作業。
- F、滅火瓶的位置及使用。

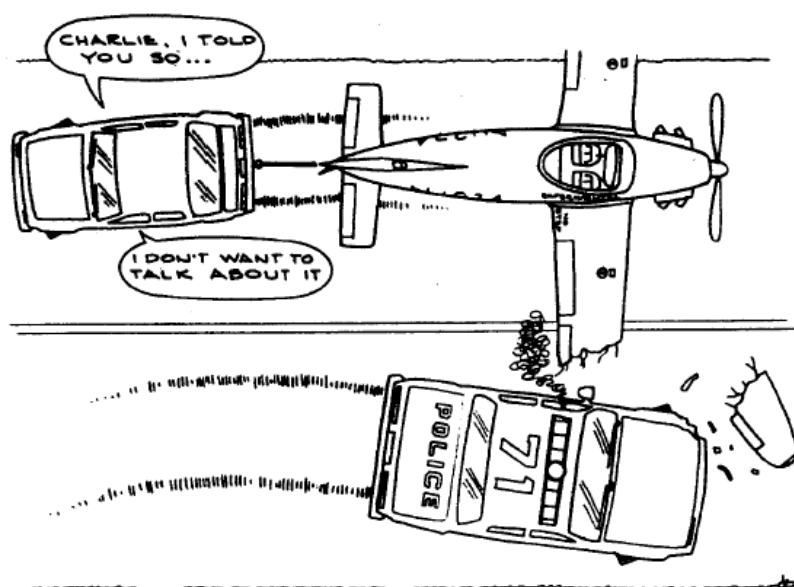
### (3) 緊急醫療資源的位置。

- (4) 準備滅火瓶可供飛試人員及地面支援人員使用，座艙內應有應備有適當工具，以利緊急離機時使用。
- (5) 飛試人員應穿防火衣著或是棉質、羊毛質的服裝，及適當的頭盔。不應穿著尼龍（Nylon）或多元酯（Polyester）材質的衣服，因為人造絲遇熱易熔解，且會黏於皮膚上。
- (6) 飛試人員應帶防煙護目鏡並熟悉各種緊急計畫。

#### 4、飛試人員資格

- (1) 飛試人員應保持身體健康，飛試前 24 小時不應飲酒及用藥或做潛水活動，且具有類似載具的飛行資格。
- (2) 200 小時以上的飛行時數經驗，50 次以上的起飛及落地經驗。
- (3) 複習各項地面及空中緊急程序。
- (4) 了解載具的各種性能及所有電門功能及位置。
- (5) 如果試飛後 3 點超輕型載具，試飛員應具備 50 次以上之後 3 點起降經驗。

#### 5、將載具運至活動場地



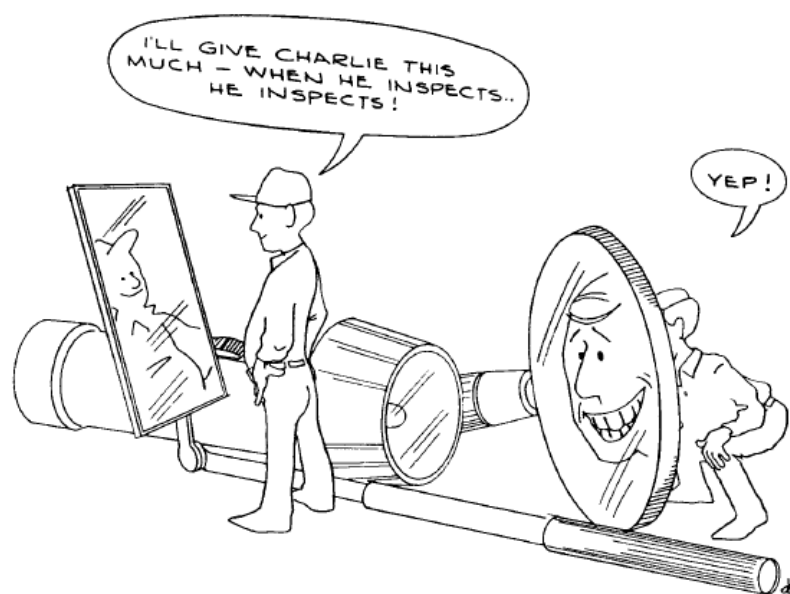
- (1) 目的：為降低運送時造成之損害，建議注意事項如下：

A、使用氣墊卡車或板拖車，其大小應可容納載具及其他支援

裝備。

- B、若機翼不可拆下，運送至活動場地之途中應使用有護墊之夾具、托架或固定裝置以穩定機翼。
- C、確認氣墊卡車或板拖車之固定裝置確實能將機翼固定。
- D、每一固定點使用二條或二條以上之繩索。
- E、以搬家用之厚型護墊保護機翼及機身。多數之卡車租賃公司均提供出租。
- F、應於規劃階段申請取得大型貨物之運送許可並遵循相關地方法令，並應派員隨行至活動場地。
- G、在裝、卸載具之前，均應仔細提醒搬運人員。
- H、確認所指派之司機具有適當之駕駛經驗並熟悉至活動場地之路況。

## 6、組裝與飛航檢查



(1) 目的：判定載具及其系統是否適合飛航。

(2) 概述

- A、如果載具必須在被移到活動場地之後重新組裝，那就應多加時間以仔細做好各項檢查。這是關鍵的一步，因為當建

造者全神專注於載具即將發生的首次飛行時，錯誤很容易發生。一個最常見而且致命的錯誤就是把副翼裝反。為避免重新組裝載具時出錯，要遵照設計者或組合套件製造者的指示，或使用一份為試飛特別設計，而且是試飛計畫一部分的書面檢查表。在每次主要步驟完成時，要請另一位檢驗人員檢查所做的工作。

B、當載具被重新組裝後，執行飛行前的適合性檢查（Fitness Inspection）。這個檢查的範圍和詳細的程度，應該要和年度檢查相當。即使載具剛完成年度檢查，這個適合性檢查也是要完成。即使一個建造者是 99% 的完美，並且曾執行建造載具的 10000 項任務，在首次飛行之前仍然有 100 個項目需要被發現並且改正。

(3) 適合性檢查-機體：以下額外安全檢查項目可能不適用給所有廠家或型號的業餘製造載具，但是在此還是提出來，以供業者考慮與運用：

A、操縱桿/盤：操縱桿/盤應該在它整個移動範圍內平順的移動。不應該有束縛或者與任何機身、座椅或者儀表板的邊緣接觸。操作感受不應該太鬆，也不可以太緊。

B、方向舵踏板：在整個移動範圍內自如地移動方向舵踏板。踏板運動感受應該是平順而沒有束縛的。試飛員應該確定他們的鞋不會意外的鉤住暴露的金屬線，固定設備或者電線束綁帶。

C、煞車：手和/或腳煞車壓力應該穩定沒有滲漏與鎖死的趨勢。煞車感覺鬆軟、或是略施煞車後，煞車油儲油箱油位就下降，表示系統中有煞車油或空氣的滲漏。

D、主起落架：確定起落架連接點、減震器、彈簧、機輪、煞車、機輪整流罩都處於適合飛航狀況。若適用時，應檢查尾輪樞點定中且與載具的縱軸成垂直。主起落架的定位合於載具規範是關鍵。即使只有一個起落架的輪子不能定位，都能使載具在地面意外翻覆。

- E、操縱面：執行調校檢查以確保輸入於副翼、方向舵、升降舵與微調前部小翼的控制，都能得到正確的移動量、移動方向與止檔限制。此外如果有安裝襟翼，要確保有適當的移動量，並且不可超過最大延伸位置。重要的是要用校正過的張力計檢查，以確保控制鋼繩張力是正確的，並且確認所有連接的硬體牢固而且以保險絲繫緊。
- (a) 如果鋼繩張力小於規範要求，即使控制已經有了正確的移動，而且地面測試時也到達所有座艙/機翼/機尾的止檔，空中的空氣負荷將限制全範圍的控制行程。當鋼繩張力太低時，所需的控制移動輸入會被鋼繩的鬆弛所吸收。
- (b) 在檢查鋼繩張力時，要確定飛操鉸鏈與桿端沒有間隙。間隙和鬆弛的鋼繩加上控制質量的不平衡，可能造成操縱面抖振。但是也不能將鋼繩調校得太緊。過緊的鋼繩可能造成滑輪的高磨損率，在低速時控制性不佳。
- F、儀表板：所有的儀表都必須妥當地裝置在面板上，並且有基本的標示。空速表和發動機轉速表應該有正常的性能範圍標記。滑油溫度和滑油壓力必須有發動機製造商建議的操作範圍標明。如果標記在儀器玻璃表面上，應在玻璃與儀表外殼漆白色防滑標記，以便於玻璃/範圍標記移動時提醒操作人。在儀表板上貼一片有預期的失速、爬升、與滑翔速度的臨時標示牌。緊急時可以作為參考。
- G、儀表板後方：很少有相同廠商、相同型別的業餘建造載具有相同的儀表面板設計。每個業餘建造者應該檢查這個區域，以確保全部線連接都是固定而正確的，不會影響控制系統的移動，並且沒有鬆散的電線或者燃油、滑油或者液壓的滲漏。
- H、一氧化碳：也可以執行一氧化碳滲漏檢驗。等到夜晚或者把載具放進一個黑暗的棚廠。爬進座艙並且讓一位朋友點亮一個接近防火牆的明亮洪光燈。如果燈光逸漏到座艙，一氧化碳也能滲入，意標示並且封住缺口。



I、發動機和螺旋槳控制：應以目視檢查，確定是操作自如，並且安裝牢靠。磨擦鎖被應該檢查是否操作正常。在移動到底的位置應該還有至少四分之一英吋的緩衝。控制鋼繩應該沿著每行程 24 英吋的距離固定地連接在機身上，以防止鋼繩的晃動。

J、靜壓系統：檢查高度計滲漏與精確度最好的程序，是將整個靜壓系統送到民航局檢定合格的維修站，依據 FAR 43 部的附錄 E 檢查。

(4) 現場檢查：以下現場檢查需要兩個人執行，這個檢查是要使一個業餘建造者能夠發現載具的儀表系統是否有滲漏：

(注意：此現場檢查並非精確度檢查)。

A、空速檢查：把一條橡膠軟管(建議使用外科用的管子)套住動壓管。當一個人讀著空速時，另一個人要慢慢捲起管子的另一端。這樣會對空速管施壓。當空速指示器指針接近載具的建議巡航速度附近時，夾緊管子以保持這個讀數。如果系統是好的，空速指示器指針應該會保持穩定一分鐘。快速的下降表示儀表、接頭、管線、或是測試軟管連接處有滲漏。絕對不可將空氣逼進空速管，也不可用嘴抽吸靜壓管。這會導致儀表的損壞。

B、高度計/垂直速度檢查。

(a) 為了檢查靜壓端，應在一靜壓管孔施以小量負壓。進入靜壓系統最容易的方法是從靜壓孔後端的靜壓管進入。如果有兩個靜壓孔，用膠帶先封住另一個。然後拿兩英呎外科的管子，封住一端，然後緊緊捲起來。將開口的一端連接靜壓管，然後慢慢放鬆捲起的管子。這樣會對靜壓系統形成一種抽吸或者低壓。

(b) 高度計應該開始顯示些微高度的增加。垂直速度計也應該顯示一些正爬升率。空速表可能顯示一個小小的正向指示。當高度計讀到大約 2,000 英呎時，停止並且壓緊這管。高度最初將有一些減少，垂直速度將讀零。高度

計接著應該保持指示的高度至少一分鐘。如果高度表顯示下降，就要檢查滲漏。

- (c) 重要事項：上述空速和高度計的現場檢查，只是測漏檢查，不應該被認為是相當於檢定合格的維修場所檢定的空速或是靜壓系統的精確度測試。這些檢查不考慮空速管和靜壓孔的機自位置裝置誤差。FAA 建議建造者在安裝動靜壓系統時，應依原設計者的計畫位置和方法。

C、燃油系統：1983 年以後的數據顯示，超過 70% 載具的發動機故障，是因為燃油系統的問題引起。許多發動機故障的原因是在生產過程期間留在油箱和管路間的灰塵和雜物所造成的。

- (a) 在載具的油箱加滿之前，載具建造者應該使用真空吸塵器清理油箱中的碎片，使用一般油漆店買得到的除塵布將他們清除。然後應該用航空等級的汽油把系統沖洗幾次，以便從油箱和管路中除去任何微小或者難於取出的碎片。燃油濾/油水分離器濾網/汽化器濾網也應該加以清潔。花費在淨化燃油系統的時間將為載具的壽命帶來極大的安全。
- (b) 當加油時，把載具置放在平直巡航的機身位置。將量過的燃油依量加入油箱，以校驗燃油箱油量指示器。在允許載具停置一段短時間，以觀察可能的漏洞時，檢查油箱通風孔看看他們是否開啟且暢通。檢查油箱蓋是否密封妥當。如果沒有漏洞，而且燃油系統有一台電力增壓幫，對系統建壓並再次檢查是否滲漏。燃油選擇器，通風孔和燃油排放管道應該正確地標示並測試，以確定能適當的運作。

**注意：**很多業餘建造的載具要花費 5 到 8 年的時間建造。在這段時間，較早被安裝的膠質的滑油和燃油管線和軟木墊片，可能因老化而有硬化，斷裂，和/或變脆。建造者應仔細檢查這些零部件並更換，以防止發動機過早故障。

- D、液壓系統：液壓系統應該能夠照設計者目的，可靠地而正確地作用。可收起式起落架在使用正常及緊急起落架伸展系統時，都應該能在地試時轉動自如。
- E、安全帶和肩帶：應該檢查這些項目的狀態以及安裝是否適當。超輕載具失事調查檢討顯示，很多事故都有座椅安全帶安裝接點失效。每條安全帶和肩帶安裝接點應該根據設計者的規範，以確保它可以在載具終極設計 G 值下，都能將肩帶與操作人固定在載具上。
- F、航電與電氣系統檢查：應執行航電系統測試，並執行功能檢查以確定在所有無線電頻道收發訊號均正常。檢查斷電器/保險絲、麥克風和天線，確定是牢固且可操作。測試緊急定位發報系統，確定可正常操作及其電池之壽命。電氣系統的檢查包括燈光、儀表和基本的導航/通訊性能的操作來檢查。其他電氣系統，如：發電機與變流器的輸出，可以在發動機試車、滑行與試飛期間測試。檢查電池和電池隔間是否牢靠，確定電池產生之氣體可以妥當被排放到載具的外面。檢查發動機連接機體線路完成接地。確認全部電氣儀表操作正常。
- G、發動機整流罩和蓋板檢查：確保所有檢查蓋板都在定位、整流罩牢固、並且整流罩開關操作都正常。檢查螺旋槳整流罩和它的背板是否有裂縫。
- H、座艙罩/門鎖檢查：確認載具的座艙罩或門能像廣告一樣作用。再次檢查座艙罩或者門鎖以確知座艙罩和門不會在飛行中打開並且擾亂越過翼面的氣流而使載具失速。如果有安裝座艙罩拋棄系統，在地面頂起載具時檢查是否操作正常。(頂起載具時可模擬載具的飛行狀態)。

## 7、載重與平衡

別與掌握「真理」的人爭論--- Phil Larsh, Accident Prevention Counselor, Colfax IN “Never argue with your spouse or a mathematician” Phil Larsh, Accident Prevention Counselor, Colfax IN (1994)

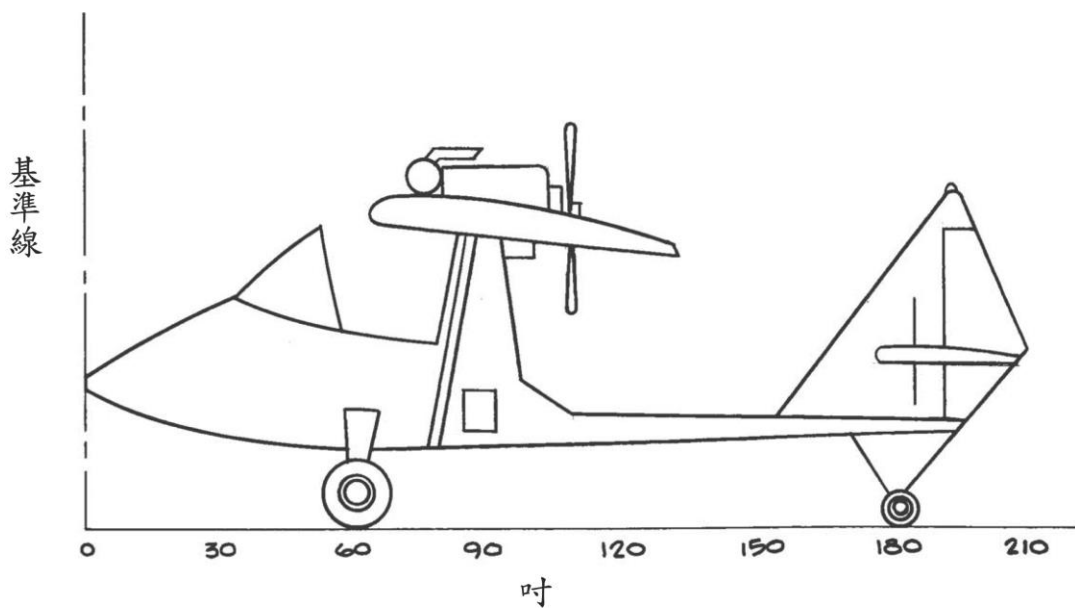


圖 1.

(1) 目的：為了討論開發準確的載重與平衡計算，對於測試飛行與業餘飛行的重要性。可參考 FAA-H-8083-1A「Pilot's Weight and Balance Handbook」操作人載重與平衡手冊中，其他關於載重與平衡之資料。

A、正確的載重與平衡計算是飛行測試的基礎，準確地決定載具之起飛載重及確定重心在載具設計範圍內，對每次執行安全飛行測試是非常重要的。

B、載具秤重時，翼展、前、後方向，需依據製造廠的手冊規定，需於地面平整及飛行水平位置執行。秤重時必需於封閉區域且使用三個校準過的磅秤，家庭用的磅秤建議不要使用，因為通常是不準確的。

C、瞭解側向平衡：載具裝載物品或載人，因其位置均非常接近中心線，所以載具側向平衡(側邊至側邊)通常是被疏忽的。載具不同裝載造成側向不平衡之影響是很小的。

(1)載具於機翼有燃油時其配置通常是一個或多個燃油油箱且位置是對稱的，所以載具側向平衡是不受影響，假如燃油

從單側油箱不是均勻的供給發動機而使得燃油負載失控，此時載具側向重心變成很重要。不要認為當燃油均勻傳輸時，載具起飛時之側向平衡就不受影響。於載具使用翼尖油箱或油箱修改變大或更換位置時，燃油無法管制及燃油不均勻傳輸時，載具於飛行各階段都可受影響的。

- (2)載具之主要操縱面(方向舵、副翼及升降舵)於正常負載時，其巡航飛行時與不可轉動操縱面會在同一平面上。載具從初始平衡狀態下飛行，需持續操控不同操縱面才能維持載具水平位置。如載具於不平衡狀態下飛行，需較多操控力來操控翼面，將增加操作人負擔及造成疲勞，也就可能使載具飛行不穩定。飛行中雖可使用配平操縱或自動駕駛以減輕操作人疲勞，未即時採取改正措施可能造成載具失控。
- (3)載具燃油系統如需修改時，需經過適當燃油流量測試及管路安排以避免因側向平衡問題而改變載具飛行特性。如燃油系統經修改後，需執行第一階段飛試確認無側向平衡問題。

項目	重量 (磅)	力臂(吋)	力矩(吋磅)
左輪	101	60	6060
右輪	99	60	5940
尾輪	42	180	7560
總額	242	80.8	19560

$$\text{總力矩} / \text{總重} = \text{空重重心} \quad \text{或} \quad 19560 / 242 = 80.8$$

圖 2. 空重重心

## (2) 決定空重重心

A、為決定載具空重，以單座機為例，零件製造廠的設計空重，

若為 253 磅，總重為 500 磅。載具基準線位於機頭，其重心範圍需距離基準線約於 69 至 74 吋之間。

B、為解決重心問題，需先依下列步驟算出空重重心，首先於一張紙上劃分四個區域，並如圖 2 所示從左到右標示，

- (a) 於區域主題下方，垂直列出“左輪”、“右輪”及“鼻/尾輪”。
- (b) 其次，於每個輪下置放校準過的磅秤，並紀錄每個輪側的重量，以磅為單位填於對應區域內，這個程序需於空重下執行。
- (c) 其次再以吋為單位執行量測基準線或製造廠定義的參考基準(例如載具鼻錐至三個輪子中心線距離，並於圖 2 上適當區域紀錄每個輪子距離對應的力臂欄位內。(如圖 2)
- (d) 最後，以每個輪子重量乘以對應力臂以得到力矩，於圖 2 上適當區域對應欄位內，增加重量及力矩，力矩單位為磅吋，並以總力矩除以總重量。這個值稱為“空重重心”，單位為吋，範例之空重重心為 80.8 吋。  
註：所有計算要算至小數點後兩位數。

項目	重量 (磅)	力臂(吋)	力矩(吋磅)
載具	242	80.8	19560
操作人	170	65	11050
燃油	30	70	2100
總數	442	74	32710

總力矩 / 總重 = 起飛重心 或  $32710 / 442 = 74$

圖 3. 起飛重心

### (3) 決定起飛重心

- A、由於載具的空重及空重中心是固定值，唯一使載具重心改變的方式是於載具其它地方增加重量。
- B、以圖 3 為例，把載具的空重（242 磅）、操作人重量（170 磅）及燃油重量（5 加侖，30 磅）填入適當欄位。
- C、再把所有已量測的力臂值加到欄位，物件重量乘以力臂值等於力矩，最後於欄位增加重量及力矩以得到飛行時之起飛重心。
- D、載具的負載，載具於飛行包絡線重心範圍內是無飛安顧慮的。

項目	重量（磅）	力臂(吋)	力矩(吋磅)
載具	242	80.8	19560
操作人	170	65	11050
燃油	30	70	2100
電瓶	15	75	1125
閃爍器	1.5	179	268.5
無線電	1.5	55	82.5
總數	460	74.3	34186

總力矩/ 總重= 修改後起飛重量重心 或  $34186 / 460 = 74.3$

圖 4 增加額外裝備

#### (4) 增加額外裝備

- A、在飛行測試時，需再增加閃爍電瓶及手持無線電之重量。  
電瓶及電瓶盒重約 15 磅，位置於基準線後側 75 吋，閃爍器約 1.5 磅，位於基準線後側 179 吋，無線電重約 1.5 磅，位於基準線後側 55 吋。(如圖 4)
- B、於範例中，前面示圖有關起飛重量及力矩是正確的，可填於適當欄位。
- (a) 增加額外的電瓶、閃爍器及無線電後總重量變為 460 磅，仍比設計總重量 500 磅少 40 磅，但由於重心 74.3 吋，比重心允許值 74 吋，已往後偏移 3 吋，以致有不平衡。
- (b) 由於載具重心偏移以致有不平衡現象，所以在俯仰方向不再是穩定，所以於此狀況飛行是危險的。於大部份案例中，增加重量於載具上，除非重心位移，不然是不會造成飛安問題。
- (c) 為使載具回到安全的重心位置，電瓶需往前移 9 吋(離基準線 66 吋)，或另可安裝 8 磅配重塊於機頭(離基準線 20 吋)。
- (d) 假如載具超過設計總重限制（例如操作人 300 磅），而未考慮重心限制時，其爬升、失速及性能將會變差，有可能於飛行中會發生結構失效。  
註：於載重與平衡例中，正值取決於基準線置於載具機頭，一些製造者喜歡把基準線置於載具機頭與機翼前緣襟翼間。
- (e) 如果物體位於基準後側其力臂值為正值，反之，如果物體位於基準前側其力臂值則為負值。
- (f) 當計算載重及平衡時，有正力矩及負力矩時，可從總正力矩值減去總負力矩值以得到載具“總力矩”值。

#### 8、文書工作



(1) 目的：完成正確之文件資料與文書工作以利執行試飛。

- A、載重與平衡資料：載具之載重與平衡應小心計算，載具之淨重與重心範圍在每次飛行前應事先確定之。執行載重秤重時應建立並保存儀器設備清單，確實記錄秤重時所安裝之儀器設備，並依儀器設備之增減按時更新之。
- B、檢驗、登記、操作要求/標示牌/載重與平衡資料：必須隨機攜帶，否則該超輕型載具無法合法地操作。
- C、檢查表：除了前面第七節所提到之組裝/適航檢查表外，載具製造者應準備以下檢查表：飛行前、起飛/巡航、開車前、下降前/降落前、發動引擎、降落後、起飛前、載具安全檢查、以及緊急程序等。建立一個涵蓋以上程序之檢查表似乎是一個瑣碎的工作，但其大小只有 5X8 吋—類似乙張 Cessna 150 或 Piper PA-28-140 的檢查表。  
註：業餘自製者 (Amateur-Builder) 應可預期該檢查表會經歷多次的修改。
- D、飛行手冊：飛行手冊由載具製造者/載具組合套件製造者所撰寫，用來描述該載具所預期表現出之性能。該手冊在飛行測試期間將會被多次修改，直到其能正確地報告出該載具之性能、限制、正常與緊急程序、所安裝系統之說明為止。
- E、維修紀錄 (紀錄簿)：購買組合套件自行組裝完成之載具的操作者只需要依據載具之操作限制來每年紀錄其機況檢驗結果，民航局建議每位購買組合套件自行組裝完成之載具/超輕型載具的所有人在載具之紀錄簿紀錄所有執行過之檢查與維修。如此可建立該載具之維修歷史並且在圈定維修項目之發展趨勢上將是非常寶貴的。

## 9、發動機裝置測試



(1)目的：本節所述測試其目的為確保發動機正確地完成試車(run in)，並確保發動機在所有的轉速範圍內均可安全運作。

A、加滑油前冷壓縮測試：請依據下列步驟進行：

- (a) 拆下汽缸連桿箱（Rocker box）蓋，每一汽缸拆下一個火星塞。
- (b) 使用外接之滑油幫浦或將螺旋槳依飛行時旋轉方向強迫轉動，將一定數量的滑油由機油槽（Sump）打入汽缸連桿箱內。
- (c) 當發動機未加入其它滑油時，進行每一汽缸之冷壓縮測試。
- (d) 將冷壓縮測試的結果進行紀錄，以便做為之後於操作溫度（Operating Temperature）時進行之其它壓縮測試之比較基準。

B、全新的或新翻修發動機之試車相關說明

- (a) 大部份的新手一開始通常是採用全新或新翻修完成的發動機，試車時則由於不太容易找到專業的測試設備或專為發動機散熱所設計的風扇散熱設備，因此多是直接裝

在機身上進行試車。裝在機身上進行試車是否合適仍無定論，但建議最好的試車方式為依照發動機製造商所提供的相關指示進行，發動機製造商所提供的試車資訊包含於其所提供的翻修手冊（Overhaul manual）、服務通告（Service bulletins）或服務信件（Service letters）中。特別是使用鉻合金汽缸的發動機進行試車時，由於其試車程序通常較為特殊，此時依照發動機製造商所提供的相關指示進行試車將更顯重要。

- (b) 有時為了防鏽，某些全新或新翻修的發動機在運送前時會先加上防護油，故發動機試車前應先檢查機油槽（Sump）內的滑油是否與為發動機所使用滑油級度相同。如不相同，必須先將防護油抽出並加入正確的滑油種類。

C、某些業餘玩家會使用由其它飛機上所拆下仍可使用之發動機。對於此類發動機，除進行與全新或新翻修的發動機相同的檢查及必要的調整外，還必須小心檢查汽缸之散熱用氣流止擋片（Cylinder baffling），係指位於汽缸外圍之金屬片，其目的為強迫冷卻氣流流過汽缸外圍，以加強冷卻效果是否完好，以確保散熱效果不會受到影響，導致發動機運轉時汽缸頭的溫度超過發動機製造商所定的上限值。

#### D、試車前檢查項目說明

- (a) 在進行進一步試車前，應先小心檢查發動機及螺旋槳，確定所有的燃油及滑油連接管路皆已安裝良好並鎖緊。其次，檢查固定發動機安裝的螺桿其扭力磅數是否合乎規定，並確定無任何手工具、裝備或抹布等雜物遺留在汽缸間或在磁電機下方。
- (b) 檢查發動機中的滑油量，滑油探針（Dip Stick）上的刻度可提供滑油量的正確數值。
- (c) 重要注意事項：如果該發動機原本設計係以某種角度並非水平安裝在飛機上，則其滑油探針之刻度為考量安裝

角度後之校正刻度。此時若將該發動機以水平方式安裝在業餘的航空器上，則其滑油探針所提供的油量讀數將不再正確。

#### E、執行測試時之必要測試及周邊裝備

- (a) 必須有汽缸頭溫度量測儀表 (CHT)，以判斷供給所有汽缸的散熱空氣其流量是否足夠。
- (b) 新型發動機通常會在汽缸上打洞裝上針刺式的量測熱電偶 (Bayonet Type Thermocouple) 以量測汽缸頭溫度。老式的發動機則會使用形狀類似火星塞墊圈 (Spark Plug Washer) 的熱電偶，配合火星的形狀安裝於其下方。這類熱電偶中可能安裝在任一汽缸的上方火星塞或下方火星塞上。
- (c) 某些型式的汽缸頭溫度量測儀表設計有多個熱電偶，再搭配一個互切開關連接至駕駛艙，因此飛行員可視需要切換不同汽缸監測其汽缸頭溫度。這項功能對進行故障診斷 (諸如判斷那個火星塞因積碳太多造成阻塞，或那條點火導線故障等) 時非常有用。
- (d) 如果只有一個汽缸熱電偶可供使用，則首先將之安裝在右側最後一個汽缸上(以駕駛艙向外看判斷左右)進行起動發動機。其次將之安裝在左側最後一個汽缸上再重新起動，以決定那一個汽缸溫度最高。已完成校驗的滑油壓力及滑油溫度儀表也是必要裝備，未來將用以檢驗飛機上發動機相關儀表的準確性。
- (e) 其它必要的周邊裝備包括：長至少 50 呎的固定綑綁用繩索、綁帶樁、輪檔(每個輪子兩個)、滅火器、分類的手用工具箱、保險絲、開口銷 (Cutter pin)、眼及耳的保護裝備、油性筆、飛機經歷簿、寫字板、紙和筆、計時器 (用以記錄測試時間)、抹布及原廠操作手冊或資訊。

F、安全防護事項：在正式進行發動機試車前，還必須確定飛機已以綁帶固定、剎車已鎖定、輪子已上輪檔。人員 (包

括使用人及飛測人員)則需戴上眼/耳保護設備，所有參與人員並需熟悉滅火器使用方法。其次；發動機試車中，嚴禁人員站立在發動機旁、與螺旋槳並排或在站在螺旋槳附近。最後請注意；由於發動機進行微調(如怠速及混合設定)時具高度危險性，因此必須由有經驗的人員非常小心地操作。

#### G、第一次發動機試車

- (a) 發動機第一次試車非常重要。發動機首先必須依照製造商所提供之指示加入滑油。如飛機使用的滑油溫度或壓力儀表未經民航局或國外有公信力的適航主管機關(如FAA)核准，四行程發動機建議另外接完成校驗之滑油溫度或壓力計，以校驗飛機上的滑油溫度表/壓力表讀數是否正確。在打入滑油/燃油並依發動機起動檢查表項目完成檢查後，在發動機運轉的前 20~30 秒間讀取發動機滑油壓力值，如果發現無法判讀滑油壓力值，立即將發動機關車。
- (b) 通常造成低滑油壓力或滑油壓力振盪的原因有以下三種：
- 連接滑油壓力計的管路中餘留有空氣：處理方式為將管路與壓力計接合處的固定螺絲(B-nut)放鬆，並慢慢地將滑油注入管路中使管路充滿滑油，以排出空氣。
  - 未適當調整之滑油洩壓閥(Oil Pressure Relief Valve)：處理方式為清潔洩壓閥中的洩壓球、檢查使用之墊圈數目及調整彈簧張力值後，重新調校洩壓閥
  - 發動機本身問題(最有可能是滑油泵出現問題)：處理方式為進行發動機分解檢查。
- (c) 如果滑油壓及滑油溫的讀數正常且發動機運轉平順，則下一步為確定駕駛艙內的發動機滑油壓及滑油溫儀表其數據與外接的校驗後儀表所顯示者是否一致。此項測試之重要性在於測試的結果在進行後續地試/飛試之發動機冷卻測試時，可供以判斷駕駛艙內的發動機儀表之正確

性。

- (d) 接下來依據發動機製造商所訂定的程序進行試車。大部份的發動機製造商會要求進行多階段的試車程序，將發動機由低轉速逐漸增加至最大轉速進行試車。通常試車每一階段發動機轉速增加 200rpm，時間則不超過 10 分鐘。為避免試車失敗，在發動機運轉期間注意保持發動機溫度不要超過發動機製造商所訂定之上限值。

注意事項：使用鉻合金汽缸或鉻環（Chrome rings）的發動機由於需進行不同的高功率試車程序，因此務必依據發動機製造商所訂定的程序進行試車，以確保未來在其操作壽限內之操作性能。

- H、發動機試車後冷卻：當地試完成後發動機冷卻時間約需一小時，其原因是由於新翻修之發動機需要充份時間讓其內部零件（如套環、汽缸、活門、軸承及以齒輪面）進行多次的熱漲冷縮以磨合零件間界面，確保未來運轉穩定性。注意事項：試車程序即使操作正確也相當耗時，但卻是絕對必要的。注意不要為了節省時間而省略任何操作步驟，省略操作步驟可能導致未來滑油消耗率增加及造成發動機整體性能、可靠度及發動機壽命的降低，長期而言將造成發動機使用成本增加。

- I、紀錄發動機試車數據：在發動機運轉時間，必須持續監測汽缸頭溫度、滑油溫度及滑油壓力等數據，並紀錄其讀數及調整值，以做為未來之參考。萬一發現汽缸頭溫度接近紅線區間（Red Line），應於降低發動機功率後關車。汽缸頭溫度過高可能的原因包括：火星塞點火時的溫度範圍不正確、汽缸頭溫度計安裝在不正確的汽缸內、汽缸頭散熱氣流止擋片設計不良或損壞、燃油噴嘴部份堵塞（如為噴射式燃油供油之發動機時）、燃油管內徑不正確（可能造成貧油現象）、發動機點火正時調整不良（可能是機械因素或電子因素），或因化油器油氣混合設定不良，造成貧油等等。

## J、發動機關車後檢查項目及相關資訊

- (a) 每次發動機試車完後，應檢查是否有滑油或燃油洩漏、接合處是否鬆動、汽缸上是否有熱點（Hot Spot，可由其表面塗層是否局部變色進行判斷）。建議在試車後兩小時內將滑油排掉後拆下濾網進行檢查（利用磁鐵可檢查是否有鐵質金屬碎屑），然後將濾網清洗，並檢查是否有黃銅、青銅或鋁等非鐵金屬碎屑。
- (b) 對於全新或新翻修的發動機，在濾網上發現少量的金屬碎屑是正常現象，這是試車程序必須經歷的陣痛期。可是如果發動機累計運轉時間已超過 2 小時，進行濾網檢查時仍發現金屬碎屑殘留，則代表發動機內部可能有問題，請進行發動機拆解檢查。
- (c) 建議在每次試車後也檢查燃油槽、燃油濾網、油水分離器（Gasolator）是否殘留金屬碎屑。如果燃油箱是用複合材料或玻璃纖維材料製造，由於這類材料產生的碎屑尺寸多半很小，不太容易在目視檢查時發現，因此對於使用這類材料燃油箱的燃油系統，執行檢查時需特別小心。  
**注意事項：**在飛試早期勤於檢查與清洗濾網將可避免複材或玻璃纖維等之碎屑累積在濾網上，及因之所導致燃油流量降低或完全阻塞燃油流向發動機等異常現象。

## 10、動機附加測試

- (1) 目的：本節所述測試其目的在確保發動機於在所有飛行攻角範圍內皆可獲得適量的燃油供應。
  - A、完成發動機初期試車後，應檢查怠速轉速及怠速油氣混合設定是否適當。怠速油氣混合設定是否適當可依據下列步驟判斷：
    - (a) 將發動機熱機，待所有參數皆顯示正常讀數。
    - (b) 將發動機轉速調整至怠速轉速。
    - (c) 慢慢向後拉動油門連桿減少燃油供應，使其於怠速時自

行關車（此時供應所有汽缸的燃油都將停止傳輸）為止。如果油氣混合設定適當，在發動機熄火前轉速將增加約 50 rpm。因此如果發動機熄火前轉速未增加，表示怠速油氣比設定過低，造成貧油。反之，如果熄火前發動機轉速增加太大（超過 50rpm），表示怠速油氣比設定過高，有富油現象。

**注意事項：**有些玩家在依照製造商的規範完成怠速轉速及油氣混合設定後，在接下來飛試的前 10 小時（或更長時間）會故意將發動機轉速增加 100 rpm。其目的是確保不會因氣門（Throttle）操作不當（如減速過快）；或於飛機降落時因功率減少導致發動機熄火。

## B、磁電機測試

- (a) 磁電機測試應為連續性測試，進行測試時請將前後測試間之磁電機平均轉速差設定為 50rpm。另外，也需進行”熱磁”檢查，以判斷該具發動機最合適的點火時間。”熱磁”檢查的方式為首先將發動機熱機，完成後於怠速時將磁電機電源關閉，正常狀態下發動機應同時關車。如果發動機仍持續運轉，表示至少有一個磁電機未正確接地。
- (b) 通常磁電機為”熱磁”的原因有兩個：磁電機與點火開關間的連接電線（俗稱 P-lead）破損，或磁電機開關故障。  
(注意：由於這個異常現象對位於飛機附近的人員可能造成立即的傷害，因此必須儘速改正)。

## C、冷汽缸檢查

- (a) 如果發動機運轉不順並經判斷可能為點火系出現問題，請進行下列檢查：
  - 用故障的磁電機讓發動機在轉速 1200rpm 運轉 30 秒後，直接將發動機關車（注意磁電機開關設定不要回復為同步點火）。
  - 儘速用油性筆在每個汽缸的排氣支管上與汽缸接合處附近（約距汽缸固定法蘭約 1 英吋位置）劃上標記。



- 檢查每個排氣歧管及其上的標記顏色，如果某個排氣支管並未燒成灰白色，而其上的標記基本上仍保持油性筆原來的顏色，則可判斷連接該排氣歧管的汽缸為”冷汽缸”（即未點火成功）。
- (b) 冷汽缸發生的原因可能為：火星塞故障或功能衰退、點火導線問題、某個磁電機中的分電盤（Distributor，用以控制將點火用高壓電送至不同火星塞的時間）有裂痕造成漏電等等。判斷某個汽缸的火星塞是否故障的方法為將該汽缸所有的火星塞換裝至其它汽缸中，再進行上節所述之冷汽缸測試程序。如果測試結果換裝火星塞之汽缸也變成冷汽缸，表示所換裝之火星塞至少一顆已故障。如果原來的汽缸仍保持為冷汽缸，則可能是點火導線或磁電機問題。

#### D、化油器加熱系統

- (a) 強烈建議依照發動機製造商的提議（如果有的話）加裝化油器加熱系統。如果發動機製造商未提出類似的加裝加熱系統建議，建議使用人自行安裝具下列功能的化油器加熱系統，以防止化油器結冰或用以進行化油器除冰：
  - 對於在海平面操作的發動機，在發動機功率 75%時，可將化油器中傳統式文氏管（Venture）增溫華氏 90 度。
  - 對於在非海平面操作的發動機，在發動機功率 75%時，可將化油器中傳統式文氏管（Venture）增溫華氏 120 度。  
**注意：**化油器如果加熱不足，將無法除冰或防止結冰。反之；若提供熱量太大，將導致富油現象，並進而降低發動機輸出功率，嚴重時並可能使發動機熄火。
- (b) 在進行發動機試車期間，應勤於檢查化油器加熱系統。加熱系統的熱氣傳送管路尺寸必需與化油器進氣道尺寸相同，以避免因化油器加熱過多造成富油現象。
- (c) 當啟動化油器加熱功能時，發動機轉速應有明顯的降低。如果發現發動機轉速未減少或減少量不如預期，首先檢

查駕駛艙內的化油器加熱控制開關是否正常，其次檢查化油器加熱系統（包括排氣管附近的熱氣引氣空間及將熱氣引向化油器的管路）是否有洩漏。

E、燃油及不可用燃油測試：這項檢查屬現場實地測試，用以確定發動機在所有的飛行姿態（包括陡升或失速攻角時）皆可獲得需要的燃油供應以供運轉。

- (a) 將飛機機鼻角度舉高至飛行時可能的最大飛行爬升姿態再加 5 度。對於使用後三角起落架的飛機，最安全也是最簡單的方法是在地上挖個洞然後將機尾放入，對於使用前三角起落架的飛機，則可設計一個可變動角度的協面平台放在鼻輪下，然後慢慢增加平台的角度，將機鼻舉高至想要的角度。
- (b) 確定飛機已以綁繩固定且上好輪檔，保持燃箱內仍有適量燃油，然後將連接至化油器的燃油管拆下，量測燃油管中流出的燃油流量。如果是重力供油系統，燃油流量應比發動機氣門開最大時之燃油耗油量至少 150%，若為壓力供油系統，則燃油流量應比發動機氣門開最大時之燃油耗油量至少 125%。當燃油停止流出後，油箱內所殘留的燃油量即為”不可用燃油”量。
- (c) 由於大多數新式發動機其耗油率約為每 100 BHP（Brake Horsepower，指傳送到螺旋槳傳動軸的功率）0.55 磅，因此上述測試所量得的燃油流量，重力供油系統至少應為每小時 82.5 磅（意即每分鐘 1.4 磅）或每小時 13.7 美加侖，壓力供油系統至少應為每小時 68.755 磅（意即每分鐘 1.14 磅）或每小時 11.5 美加侖。

F、變更燃油流量或燃油壓力：如果量得的燃油流量低於預期，可能是燃油壓力不足或燃油系統容量問題。要增加燃油容量，除了可能需要更換尺寸較大的燃油管線外，燃油管接頭、油路互切開關及化油器可能也需要更換。要增加燃油壓力，則可加裝電動式或用發動機驅動的機械式燃油泵。

G、壓縮測試：當完成發動機測試後，請將壓縮空氣打入汽缸內進行發動機壓縮差壓測試，並紀錄結果。如果某個汽缸的差壓測試結果其壓力計讀數低於 60/80，則表示該汽缸可能有問題。處理方式為旋轉螺旋槳，並在此汽缸中的活塞移動至汽缸的上停止中心點（Top Dead Center）時將螺旋槳固定，繼續將壓縮空氣打入汽缸並仔細聆聽空氣的流動聲。如果空氣是由排氣管流出，可能是汽缸的排氣活門裝配不良，如果空氣是從空氣濾清器或化油器中流出，則可能是汽缸的進氣活門問題。如果滑油箱的滑油探針拔出時，空氣由探針安置孔跑出來，則可能是活塞環氣密問題。  
註：停止中心點為當汽缸之活塞曲桿-Crank，連動肘桿-Wrist pin 及曲桿機軸-Crankshaft 在汽缸中間排成一直線時之活塞位置。每一汽缸皆有上下兩個停止中心點，活塞於上停止中心點時代表完成汽缸內空氣壓縮或完成排氣，活塞於下停止中心點時則代表爆震完成或完成進氣。

H、最終檢查：最後將滑油排放，並視需要更換滑油濾網。檢視排放出的滑油與濾網是否含有金屬碎屑。目視檢查發動機，並再次進行試車以準備執行飛機滑行測試。切記檢查中所發現的任何問題，不論大小，在未解決前不要進行飛行測試，因為飛上天空後是不容許發生任何錯誤的。

## 11、螺旋槳檢查

(1) 目的：用以幫助業餘自製者/超輕型載具的所有人所開發的一項檢驗計畫，以維護其螺旋槳。

A、螺旋槳之設計共有三種：金屬、木質、以及複材。

(a) 基於重量之考量，金屬製螺旋槳較常用於購買組合套件自行組裝完成之航空器而非超輕型載具。因此也使得木製與複材製螺旋槳較受超輕型載具者愛好。

(b) 木製螺旋槳較輕、較可靠、以及便宜，但需要經常檢查。

(c) 複材製螺旋槳較木製螺旋槳貴，但較強固且較不需維護。

- B、所有的螺旋槳都有一個共同點：他們持續的承受高程度之震動、扭力、推力、彎曲力量、以及轉動應力。只要葉片前緣有一個小刻痕就會很快的變成裂痕，進而造成葉片分離。螺旋槳葉片稍失效和所促成之強烈的、失去平衡的情況會導致螺旋槳、發動機、和發動機基座在五秒內被拉出機身。
- C、螺旋槳的種類和型號之小心選用很重要，最好一直遵從製造廠之建議。
- D、在使用不同種類和型號之螺旋槳時應小心謹慎。一具尺寸與螺距不對之螺旋槳會給予不佳之爬升率、巡航速率、或造成發動機之”超轉”。

## (2) 對所有螺旋槳之建議

- A、當移動載具時，絕不利用螺旋槳來取代拖機桿之功能。
- B、絕不站在轉動中螺旋槳之直線正前方。
- C、絕不在不平或潮濕/積雪地面啟動螺旋槳。
- D、總是在起飛前與起飛後檢查螺旋槳。
- E、當在螺旋槳上施工前，應先確認啟動按鈕是關閉的。
- F、總是依照製造廠之指示來對螺旋槳進行維護。
- G、為了避免刻痕與切痕，不要在靠近碎石/石頭鬆動的地方試車。
- H、每月塗抹一層汽車臘以保護槳面並防止濕氣。
- I、假如螺旋槳經歷過任何衝擊或觸地則其便已不適合飛航。
- J、在任何維修、塗漆或發現振動或表面粗糙時，必須再度重新平衡一下螺旋槳。
- K、螺旋槳每個葉片應平衡在 1 公克以內之誤差，以避免齒輪減速系統和螺旋槳軸之過度應力現象。

L、對所有新安裝之螺旋槳在前 10 小時使用時應每小時檢查一下扭力帽，且爾後每 5 小時檢查一次。

M、在扭動螺旋槳時，應檢查葉片之軌跡。

### (3) 螺旋槳軌跡檢查

A、要確保好的發動機運作，首先應始於正確安裝的螺旋槳。每個螺旋槳應檢查其正確之軌跡（即葉片皆轉動在同一平面）。以下步驟就較簡單且不超過 30 分鐘：

(a) 將載具墊阻以使其無法移動，再從發動機每個汽缸移除一個火星塞，這將使得螺旋槳較容易且安全地轉動。

(b) 轉動葉片以使其指向正下方。

(c) 放置一個固體物品（例如，一個至少比葉片尖端與地面間之距離還高幾英吋之重木塊）於葉片梢旁且正好觸及該葉片梢。

(d) 慢慢旋轉螺旋槳以觀察另一葉片”軌跡”通過同一點（觸及該固體物品，如下圖）。每個葉片梢與該固體物品間之距離應小於十六分之一英吋。

B、如果該螺旋槳軌跡不對時，也許是因為一片或多片葉片彎曲、一個彎曲的螺旋槳凸緣、或是安裝螺旋槳裝置螺栓時扭力過大或不足。一個軌跡不對之螺旋槳會導致振動和發動機和機身產生應力和提早引起螺旋槳之失效。

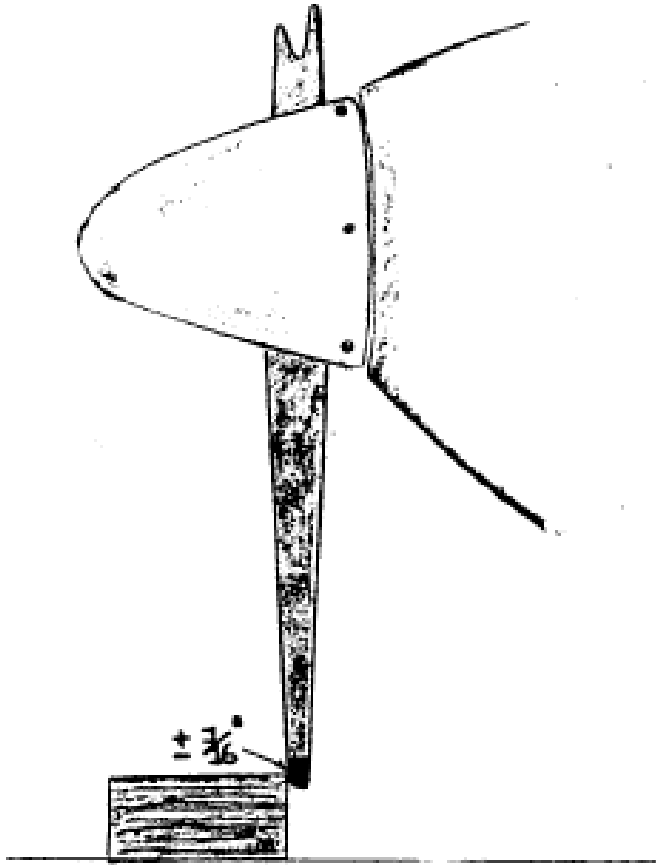


FIGURE 5 - Propeller Tracking

(4) 金屬製螺旋槳之檢查：影響金屬製螺旋槳適航性之兩個最大問題是腐蝕和葉片前緣之刻痕。

A、腐蝕之確認。

- (a) 由於化學上與電化學上之作用，表面腐蝕可發生在金屬製葉片之表面。這類氧化物產品通常以白粉狀出現在金屬製葉片之表面。
- (b) 點狀腐蝕 (Pitting Corrosion) 常在金屬之表面引起小的蛀洞或凹洞，這是一種惡化性的腐蝕，通常在葉片的釉面層 (Decal) 或葉片覆蓋物 (Blade Overlays) 上以小黑洞的方式出現。
- (c) 螺旋槳的中間層粒狀腐蝕 (Inter-granular Corrosion) 通常很少，且偵測困難，是最危險的腐蝕種類。它會破壞金屬的介面層，造成螺旋槳表面產生斑點和黑/灰色剝落。

它有時可在曾經觸地並被拉直之螺旋槳上發現。

- (d) 如果任何以上之腐蝕被發現，請勿飛航該超輕型載具。並參閱製造廠之維修手冊有關腐蝕極限與維修。或 FAA AC 43.4「Corrosion Control for Aircraft」and FAA AC 20-37D「Aircraft, Metal Propeller Maintenance」以獲取額外維修資訊和改正行動。

#### B、刻痕與金屬製葉片。

- (a) 在金屬製葉片之前後緣的刻痕通常是 V 字型的，他們是因為螺旋槳與小石子或一塊碎石子間之高速撞擊而產生的。如果該刻痕不會太寬或太深時，一個受過正確訓練者可修飾該刻痕。在每個刻痕被修飾前，刻痕及其四周應以十倍之放大鏡加以檢查是否有裂痕。如果發現可疑的區域，則使用製造廠所核可的染色或螢光檢驗法來檢查該區域。
- (b) 如果該刻痕未加以處理，則螺旋槳的旋轉應力會集中在 V 字型刻痕的底端，經過一段時間，就會產生裂痕。此裂痕會擴展過整個葉片直至葉片斷裂為止，進而造成螺旋槳與發動機間的不平衡，而使得機身結構失效。金屬製葉片之裂痕是無法修理的，一個有裂痕的螺旋槳必須標示不能使用並加以報廢。

C、警告：金屬製螺旋槳是製造廠配合發動機和機身的共振頻率所製造出特定之大小以減少振動，無論如何千萬別縮短葉片之長度，除非製造廠特別准許這重大修改。

#### (5) 螺旋槳檢查

A、木製螺旋槳應在飛行前及飛行後馬上檢查，以確認以下項目：

- (a) 葉片梢金屬套邊緣之放水孔是暢通的
- (b) 金屬製/複材製葉片前緣堅固且可用
- (c) 葉片、槳轂、和葉片前緣沒有刮痕或損傷

- (d) 裝置螺栓扭緊程度以及保險絲或開口銷是否緊固
- (e) 槳轂整流蓋沒有裂痕（如果適用的話），且保險絲很緊固
- (f) 螺旋槳的保護膜上沒有由紫外線輻射所產生之小裂痕
- (g) 螺旋槳與發動機凸緣之接合面間發現焦黑—表示螺旋槳已鬆動

B、有關扭力之說明：一具新的、木製的螺旋槳應在飛行的第 1 個小時內檢查裝置螺栓是否正確扭緊，並在以後 10 個小時的操作中每小時檢查乙次。

- (a) 10 個小時以後，每 5 個小時檢查裝置螺栓是否正確扭緊。如果超輕型載具經過長時間之儲存（3 至 6 個月以上），則在飛行前也應檢查裝置螺栓是否正確扭緊。
- (b) 如果裝置螺栓必須加以扭緊，則建議所有螺栓先鬆開一個小時讓木頭放鬆乙下，”以手指轉緊” 螺栓直到緊合了，再以小量增加方式栓緊所有螺栓，輪流在螺栓兩斜對角用力旋緊。當螺栓被扭緊時也可練習檢查螺旋槳軌跡，扭緊的螺栓應成對的安全鎖入。
- (c) 如果是使用尼龍/纖維嵌入式螺帽，每次螺旋槳裝置螺栓重新扭緊時，該螺帽都要重新更換之。千萬別使用螺紋區域有開口小孔之螺栓，因為孔邊之尖銳邊緣會切割尼龍/纖維嵌入式螺帽，而減低其效力。所有自鎖螺帽在扭緊後應可看見至少有兩條螺栓螺紋通過螺帽。
- (d) 如果發現任何以下之損傷，該木製螺旋槳應自超輕型載具上移除，並送回製造廠進行修理。如果該螺旋槳無法修理，則應標示無法使用。
  - 在葉片或槳轂上有任何裂痕
  - 在木紋上有深的切痕
  - 在嘗試維修後葉片軌跡超過十六分之一吋之限制
  - 任何翹曲或明顯的缺陷



- 過度磨耗（前緣磨損，螺栓孔擴孔）

- 木板脫層

註：當泊機時，總是把木製螺旋槳保持水平位置。此位置將允許葉片平均的吸收濕氣而非讓濕氣集中在下端葉片，而造成震動問題。

## （6）複材製螺旋槳之檢查

A、一般來說複材製螺旋槳有兩種，熱塑膠射出成型螺旋槳和碳/石墨基纖維複材螺旋槳。

- （a）熱塑膠射出成型螺旋槳是一種低成本、薄葉片式螺旋槳被使用於出力為 80 匹馬力以下之發動機。螺旋槳檢查方法為直接檢視葉片與槳轂是否有裂痕或刻痕。如果發現裂痕時則不得飛航，直至螺旋槳被更換為止。深度十六分之三吋以下之刻痕則可加以修飾並使用填縫劑（Two-part Epoxy）來填補。

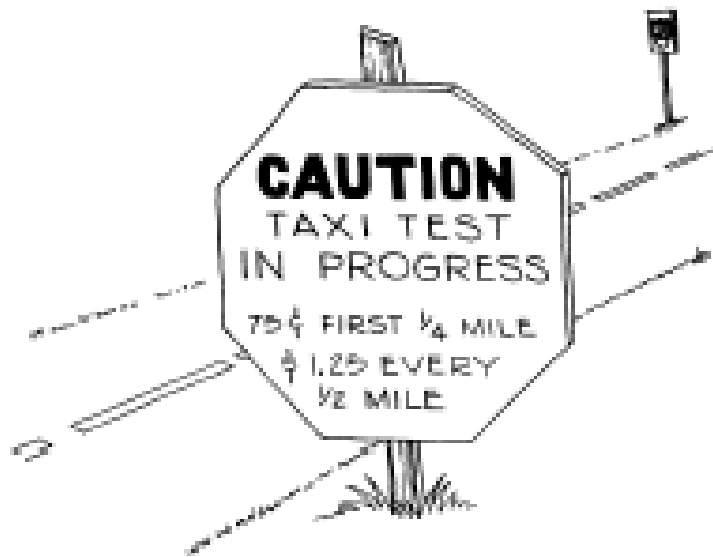
- （b）碳/石墨基纖維複材螺旋槳被使用於出力為 40 匹馬力以上之發動機，應該檢查其膠質塗層上是否有細髮狀之裂痕。這些蜘蛛絲狀的裂痕一般是由於螺旋槳與發動機之組合不匹配所引起之震動造成的。如果在螺旋槳之材質本身而非其上之膠質塗層發現裂痕時，則不得飛航，直至製造廠對螺旋槳進行檢查為止。

- 在碳/石墨基纖維複材螺旋槳葉片之前後緣發現深度二分之一吋以下之刻痕時，則可加以修飾並使用填縫劑來填補。如果該刻痕切斷了玻璃纖維從槳轂至前後緣之纖維線束的走向時，則不得飛航，該螺旋槳已嚴重受損，必須送回製造廠加以檢查與修理。
- 甚至在對螺旋槳作小幅度的修理時，都應先知會製造廠。有大的刻痕則必須送回製造廠加以檢查與修理。

## （二）滑行測試

### 1、低速滑行測試

在起動發動機前，高聲叫喊一聲「旋槳區淨空（Clear the Prop）」，是展現你的專業素養，也顯示這是一系列經過良好規劃、有系統的作為。----Jack Crawford,飛行員,技師,活動場地管理人員。“Yelling 'Clear the Prop!' before you start an aircraft is the first of a series of well planned, choreographed steps to make you a professional.” ----Jack Crawford, Pilot, Mechanic, Airport Operator



(1) 目的：滑行測試的目的有 4 個。

- A、確證超輕型載具在預期的起飛速度之 80% 以下時，均能顯示良好的方向控制性，且能保持「地面軌跡」正直。
- B、確證超輕型載具的發動機冷卻系統及剎車系統良好。
- C、預估超輕型載具起飛及落地時的操作特性及配平（Trim）位置。
- D、讓操作人熟悉超輕型載具的操作及剎車系統特性。

**附記：**不論是高或低速滑行測試，都要將其視為第一次飛行來準備，操作人應著適當之不助燃服裝、繫妥安全帶及頭盔，並在心理及身體上作好準備，因為超輕型載具有可能會升空離地。

E、在滑行測試傳統式後 3 點的超輕型載具前，應將超輕型載具尾部抬起，約調整至起飛的姿態位置，試飛員應花 1 小時或以上的時間來習慣超輕型載具的起飛姿態，這是一項小而重要的步驟，如此試飛員才不會在試飛時，因不熟悉超輕型載具之標準姿態，而反應過度。

附記：所有的滑行測試時，都要至少有 1 員監控人員，協助監控試飛員所未發現的火警/冒煙等問題。

F、最初的滑行速度應不大於你走路的速度，試飛員可以嘗試不同的 90/180/360 度滑行轉彎，以掌握超輕型載具的滑行及剎車特性。試飛員應切記監控滑油壓力、滑油溫度及汽缸溫度並保持其在限制範圍內。

超輕型載具製造者應注意，有些超輕型載具剎車來令（Lining）的製造商，會對金屬及非石棉有機來令，有特別的檢查程序。在執行高/低速滑行測試前，應執行適當之檢查，否則來令（Lining）可能會快速損耗，造成在高速滑行時減速性能不良。

G、試飛員應在每次滑行時檢查飛行儀表，磁航向儀的顯示應和跑道或滑行道方向一致。當超輕型載具向右轉彎時，針球儀之指針應顯示正確右轉方向，而側滑球則移至左方，垂直速率表應顯示為零，人工水平儀應為平飛位置。

H、每次滑行後應檢查是否有滑油或剎車油滲漏，任何滲漏都不應視為小問題，在下次滑行前應完成檢修及保養。

2、高速滑行測試：先要熟悉的是，你現在操控的載具有 30 呎寬，而且你還得用腳來控制它。 ----Wayne Nutsch. “First get use to the fact that you are now 30 feet wide and you steer with your feet.” ----Wayne Nutsch

(1) 目的：確定超輕型載具的高速滑行操控及剎車特性。

A、螺旋槳的旋轉將會決定方向舵踏板應向左或右，來補償因螺旋槳葉轉動而造成的不平衡推力。以 Volkswagen 發動機為例，如果以前拉式裝置而槳葉逆時針旋轉，則試飛員應在高速滑行及起飛時使用左舵修正補償。

- B、就如同所有其他的試飛計畫一樣，高速滑行測試應嚴遵測試計畫，並從低速開始，除非每一個參與者都滿意，否則不應進入下一階段。
- C、高速滑行測試速度應每次僅增加 5 哩，直至到達預計的失速速度的 80%。在到達失速速度前，試飛員可以用嘗試轉微晃動機翼的方式，來測副翼的有效操縱性。當滑行測試速度逐漸增加時，方向舵的效用會更好而對方向的控制也更佳。
- (a) 若為前 3 點式超輕型載具，在速度到達失速速度的 80% 時，試飛員應可抬起機頭至起飛姿態。如果在此速度而無法做到，則應重新檢查載重平衡及重心位置，大部份的肇因都是 C.G.太前或主輪位置太後。
- (b) 若為後 3 點式超輕型載具，在速度到達失速速度的 80% 時，試飛員應可抬起機頭至起飛姿態。如果在此速度而無法做到，則應重新檢查載重平衡及重心位置，大部份的肇因都是 C.G.太後或主輪位置太前。  
警告---後 3 點式超輕型載具在高速時使用大量剎車，可能造成方向控制問題（打地轉）或向前翻覆。
- D、如果跑道情況允許，應將襟翼選至起飛及落地位置並重覆滑行測試，記錄襟翼對方向控制的影響，並將其載入飛行手冊草稿中。
- E、在跑道標定大概的離地位置，如果沒有其他的適合參考點時，可以用一面綠旗標示之。
- F、決定放棄起飛所需的跑道長度，通常是加速至離地速度的 80%，收油門至慢車，大量使用剎車來減速至全停。每次測試後應讓剎車有冷卻時間，並仔細檢查剎車來令（Lining），必要時應更換之。
- G、在決定了放棄起飛所需的跑道長度後，應將此長度再增加 30%。並從另一頭跑道尾端量起，如果沒有其他的適合參考點時，可以用一面紅旗標示之。在試飛員對超輕型載具

及個人的性能均為滿意時，滑行測試才算完成。在第一次升空前，應對起落架、剎車系統、發動機及螺旋槳執行仔細之檢查。

H、在檢查時所有的缺失均應予以改正，用於過濾金屬屑、漏放水、燃油系統的過濾器應予清潔，再起動發動機來檢測滲漏及燃油系統。

I、附記：

- (a) 第一次高速滑行測試應在無風或輕微頂風條件下執行，試飛員應確保測試時，不會影響活動場地之正常運作，也不會危害其他超輕型載具。
- (b) 如果超輕型載具的發動機未經美國型別檢定，則試飛員應確定螺旋槳旋轉之方向。
- (c) 操控後 3 點式超輕型載具應特別注意，在任何速時都有可能打地轉 (Ground Loop)，特別是主起落架距重心位置過前之時。

### (三) 首次飛行

「對一個試飛員而言，不要總是企圖一步登天，那將會使你陷入絕境。」Richard Hallion (1987) “It is critically important that a test pilot never succumb to the temptation to do too much too soon, for that path leads but to the grave.” Richard Hallion



(1987)

1、

(1) 目的：盡一切可能以確保第一次的測試飛行沒有任何差錯。

(2) 概述：

A、對業餘製造者而言，首次的測試飛行是非常重要的。就因為它非常重要，所以不應該以慶祝典禮的心情看待之，外界的壓力可能會迫使試飛員，於不適航的條件或惡劣天候下，勉強執行首次試飛。

B、一個「專業」的試飛員會避免以上的錯誤，而且會謹依飛試計畫執行，並且只邀請少數必要的人員來執行此項專業作業以避免危險。

C、一個安全無誤的首次飛行始於在相關人員完成整備的情況下，對所有緊急裝備的查驗，無線電通訊是否工作正常，所有成員是否已完成提示，天氣理想，以及超輕型載具處於適合飛航狀態。操作人在首次飛行及以後的所有飛行裡，必需有充分的休息並保持在身、心俱已完成準備的狀態，操作人亦應檢視用於編寫飛行手冊的任何新獲得資料。

D、首次飛行應飛行 1000 次：前 500 次在紙上作業，接下來的 499 次在操作人的心裏——然後最後一次才是實際飛行。首次飛行測試需經由試飛員及地面人員反覆演練以保證測試時不會有任何意外發生。

(3) 建議：

A、試飛的最佳時間通常是在一天的清晨，那時氣流穩定且操作人已妥適休息。

B、除了使用操作人的飛行膝板外，如能有一具固定在機上的可攜式錄音機或攝影機來紀錄資料是一種極佳的紀錄方式。

C、與地面人員良好的通訊是交換資訊以及確保安全的必要條件。

#### (4) 首次飛行檢查

A、在首次飛行之前，超輕型載具必需先由操作人及至少另一位有經驗的人員共同完成一次徹底的飛行前檢查，以確保以下諸事項：

- (a) 攜行的燃油質地清潔，辛烷值正確且油量是計畫用油的 4 倍。如果是 2 行程的發動機，同時要檢查滑油和燃油的混合比例是否正確。
- (b) 完成正確的載重平衡檢查。超輕型載具的重心應在在安全重心範圍內的前面一半，如此將可減低接近失速時的不穩定性並增進從該狀態中改出的能力。
- (c) 查驗滑油、煞車油以及液壓系統的正确用油及油量是否足夠。
- (d) 座艙罩或艙門的鎖栓（卡榫）是否穩固且不會在飛行中因震動而鬆脫。
- (e) 燃油瓣在適切位置且燃油箱通氣管路開啟。
- (f) 配平片設定在起飛位置。
- (g) 高度表撥定於場面高度並和當地的氣壓高度值交互確認。
- (h) 所有飛操系統均已完成功能測試。
- (i) 檢查所有陸空通訊的波道，確認工作正常。
- (j) 發動機罩蓋以及機身檢查蓋板/整流罩是否緊固。
- (k) 空速表上用黏性膠帶標記所估計的「最佳爬昇率速度」、「最佳飄降比速度」以及「最小機動速度 Maneuvering Speed」。如果這些速度無法由原型機的測試資料中取得，則利用以下的指引對以上的參考速度進行初步的估計：
  - 最佳爬昇角（ $V_x$ ）速度為 1.5 倍的預估離地（Lift-off）速度。
  - 最佳飄降速度為 1.5 倍的預估離地（Lift-off）速度。

- 最小機動速度（ $V_a$ ）為 2 倍的預估失速速度。
- 對某些機型而言，如有需要也可將最大起落架伸放速度（ $V_{lo}$ ）以及最大襟翼伸放速度（ $V_{fe}$ ）註記並張貼於儀表板上供作參考。

## 2、隨伴機的角色

- （1）目的：判定是否在飛試的過程中使用隨伴機。
- （2）一般：是否在飛試時使用隨伴機是由試飛員決定。如果使用隨伴機，它將依據飛試計畫行使特定的功能。隨伴機的具體作用在於協助飛試資料的蒐集以及飛行安全，而不是個讓試飛員分心的東西，或是充作自己家庭攝影的平台。

### A、隨伴機的主要功能如下述：

- （a）監控測試機上試飛員無法目視的零件/系統並報告其工作狀況。
- （b）幫助試飛員依循步驟執行飛試計畫。
- （c）幫助試飛員保持與其他超輕型載具間的隔離
- （d）在緊急情況下提供協助

### B、若要使用隨伴機，下列提供幾項建議：

- （a）在頭兩次的飛行以及第一次收起起落架的飛行中，可使用單一的隨伴機。隨伴機的駕駛建議宜有編隊飛行的經驗並在飛行前接受充分的提示。
- （b）至少有 2 名組員在隨伴機上。其中操作人的任務就是單純地操作超輕型載具並與測試機保持安全距離。另一名組員作為觀察員，其任務包括了注意其他航情，觀注測試機的情況並保持陸空連絡。
- （c）良好的隨伴位置是疏開於測試機右方 100/200 呎並落後少許、高度略低於該機。應避免超越或衝出測試機。在第一次試飛時，遭遇到燃油或滑油外洩或機上的小零件因



震動而鬆脫的事情並非罕見。

**注意：**兩機的操作人在執行任何動作前都先要向對方取得瞭解。

C、在緊急情況下：

(a) 若測試機的無線電失效，則隨伴機需充當試飛員和陸空連絡的中繼平台。

(b) 在其他的緊急情況下，隨伴機可提供試飛員必要的資訊與協助。如果有需要，隨伴機可引導試飛員至安全的活動場地或迫降場地降落。若測試機落在場外，隨伴機也可以作為空中觀測並指引地面救援人員迅速趕至現場。

3、緊急程序：「在最壞的時機，最壞的事情就會發生。」 墨菲定律 “At the worst possible time, the worst possible thing will happen.” Murphy’s Law

(1) 目的：發展一套完整的飛行中緊急程序使難以處理的情況可被安全完成。

(2) 概述：飛試計畫裏應有特別專章處理緊急情況。處置反應取決於預估的超輕型載具飛行特性、活動場地位置、週遭地形、以及鄰近的緊急場地。

A、下列所述是部分在飛試期間可能的緊急程序與建議處置作為：

(a) 狀況：起飛時遭遇發動機失效

處置：保持載具操控！建立最佳飄降速度。若時機許可則試圖重行開車。若高度低於 800 呎且仍無法開車，則以平直或在跑道中心線左右 20 度內進行迫降。本項建議是基於在大部分情況下，當操作人企圖作 180 度轉彎以返回本場時，往往會喪失應有的高度與速度。宣告緊急情況並關斷主電門、燃油以及磁電機以減少迫降時引發火災的可能。若高於 800 呎，是否能 180 度轉彎返回本場或鄰近的其他場地則有賴於當時風速、風向以及試飛員在該相類似機種上練習緊急迫降的次數與經驗。

- (b) 狀況：發動機隨轉速增加發生振動  
處置：保持載具操控！調整（減少或增加）動力以減低振動的影響，但維持安全的速度和高度。完成緊急檢查表並儘速落地。
- (c) 狀況：座艙冒煙  
處置：保持載具操控！若煙味聞起來像是塑膠電線的焦味，則關斷主電門，戴上防煙面罩，打開通風口排出煙氣並儘速落地。
- (d) 狀況：發動機失火  
處置：保持載具操控！關斷燃油選擇瓣、油氣混合比電門以及磁電機。儘速落地。
- (e) 狀況：操控性不良（Out of Rig Condition）  
處置：保持載具操控！使用適量的配平去抵消反向的操縱壓力。保持足夠的空速以維持高度。進行柔和的操作輸入，緩慢減少動力以避免操控發生問題並儘速落地。
- (f) 狀況：艙門於空中開啟  
處置：保持載具操控！部分開啟的艙門經常會影響流經機尾的氣流並減低操縱反應與製造振動。減低空速，維持平直飛行，向左或右側偏航/側滑以減小振動。打開一側的通風窗以減少座艙內的氣流阻窒並設法重行關閉艙門。可使用側滑（Skid）的動作幫助將半開的艙門重新關上。

**B、其他可能的緊急情況包括有：**

- (a) 座艙罩意外開啟
- (b) 通聯失效
- (c) 油門手柄卡死於某一位置
- (d) 滑油灑濺在風檔上
- (e) 螺旋槳槳葉斷裂

(f) 座艙失火

4、首次飛行：「永遠要為自己留下後路」 恰克 葉格

“Always leave yourself a way out.” Chuck Yeager

(1) 目的：首次飛行的兩大目標即在於決定發動機的可靠度以及飛操特性。

- A、完成飛行前檢查後，試飛員應確認座椅的安全帶及肩帶配適完好，務必使手腳活動自如並可以輕易觸及座艙內所有控制器（由組員確認）。依飛試計畫完成開車檢查表，暖車直到發動機儀表指示正常的操作溫度與工作壓力。
- B、依序檢查各項系統（如汽化器加熱器、磁電機、動靜壓系、轉速表以及煞車）。
- C、試飛活動應經許可並保持適當之陸空聯絡。
- D、若有塔台管制的活動場地，通知塔台某架實驗機將執行飛試。
- E、在獲得航管的起飛許可後，確認淨空，對正跑道中心線，鬆煞車，緩慢加速以提供額外的一點「緩衝時間」。當全動力起飛時，迅速瞥視滑油壓力與轉速表以確認指示是在綠色範圍的起飛轉速。起飛轉速視所裝用的螺旋槳而略有不同，通常 100 匹動力的發動機在起飛滾行時約為 2100 到 2300 rpm。若滑油壓力或轉速低於正常值，則放棄起飛。
- F、若有不正常的振動、轉速超過紅線或發動機運轉遲緩，則放棄起飛。
- G、對於起落架為後 3 點式的載具，保持尾輪壓在跑道上直到方向舵產生有效的空氣動力為止，在大部分的情況下為時速 35 英哩左右。
- H、當逐漸加速並接近預估/廠家提供的離地速度/點（綠色旗標）時，柔和地帶桿。第一次起飛應該是在完成所有相關準備後，一個和緩而控制良好的動作。

I、若超輕型載具無仰轉跡象或有任何不預期的桿力，則放棄起飛。

J、若超輕型載具裝有可收放的起落架，在頭二、三次的飛行中先不要收起起落架，直到超輕型載具的安控性被進一步的探索出來為止。

K、在建立安全的爬昇角度之後，建議操作人在 1000 呎以前不要作出收油門、轉換油箱、或有過大的操縱輸入。到達預定的高度後，緩慢減少動力以避免粗猛的動力改變可能造成的俯仰變化。

註：在爬昇過程中留意是否有多餘的桿力或舵量，試著用配平消除此等不正常的操縱量。所有操縱量的輸入都應柔和而少量。

L、若有不正常的發動機振動、滑油壓力快速擺動、汽缸頭溫度或滑油溫度超過紅線，或燃油壓力下降等現象，參考相應的緊急程序檢查表並儘速落地。

## 5、首次飛程序：

「依我之見，整個計畫大約 90% 的風險發生在第一次試飛的時候。沒有所謂的先作一半再說，所有事情你都必需一次搞定。」

Deke Slayton “In my opinion, about 90 percent of your risk in a total program comes with a first flight. There is no nice in-between milestone. You have to bite it off in one chunk.” Deke Slayton

(1) 目的：執行各種測試以發展相應數據從而保證安全的落地。

### A、第一次試飛

(a) 起飛後，爬昇至離地 3000 呎 (AGL) 改平。逐步減小動力。完成巡航檢查表項目。依循飛試計畫，一邊注視著發動機儀表一邊對活動場地或緊急降落場進行航線飛行 (circling)。

(b) 將巡航速度限制在 1.5 倍的預估失速速度以下，這樣作可以減低顫震 (Flutter) (發生的可能。這時若發動機仍能順暢地工作著，則可進行飛操系統的測試。

- (c) 在密切注意空速的情況下，每一個操縱的輸入都必需微量且柔和。首先進行方向舵的測試。向左或右偏航 5 度，記下超輕型載具的反應。再將機首抬高 3 度，記下超輕型載具的反應。待超輕型載具恢復穩定後，改平並試試推頭 3 度，配平，並記下反應。向左壓不超過 5 度的平緩坡度，然後向右再作相同的動作。如果反應一切平穩正常，再試幾個 90 的轉彎後再作兩個 360 度的盤旋：一個向左、一個向右，都使用 10 度的坡度。
- (d) 若超輕型載具的反應和技令規範所記載並無明顯不同，則可以將坡度增加至 20 度。若一切都沒有問題，爬升至 5000 呎 AGL（使用爬昇檢查表並監控發動機儀表），改平，在一個假想的落地航線上飛行並測試襟翼效能。建議每隔 5-10 分鐘報告超輕型載具的位置、高度和意圖。先練習作個模擬的進場落地並下降至 4000 呎 AGL，然後再試著降至 3000 呎。記得執行下降檢查表。
- (e) 在進行這些飛行動作時，操縱壓力應隨著操縱面的角度變化而相應增加。若操縱壓力維持一定甚至當角度變愈大但桿力反而愈小，顯示這架超輕型載具可能有安定性的問題。避免過量的操作並儘速返場落地。
- (f) 記得將任何情況隨時通知地面人員或隨伴機。在每 10 分鐘的計畫飛行裏，勻留些許間隔作為休息時間。作平直飛行、留心儀表顯示並享受這難得的經驗。
- (g) 在較低的巡航動力設定下作平直飛行，觀察配平下的飛行情況。方向舵及副翼上的固定式補片是否有再調整的必要？副翼及升降舵上的調整式配平片是否有效？在平直飛行時，駕駛桿/盤是否離開了定中位置並向前些許？
- (h) 再緩慢地爬回 5000 呎。還有兩個課目在落地前必需測試：
- 在低速時超輕型載具是否仍能操控？
  - 失速速度大約是多少？

- (i) 可藉由執行一個「接近失速」(Approach to Stall) 的課目來回答這兩個問題。此時不宜執行全失速(Full Stall)的檢查課目。
- (j) 接近失速課目的必要性在於可以找到一個基礎的失速速度 ( $V_{si}$ ) 從而計算出相應的進場速度。同時，操作人也可藉此來瞭解該機的低速特性。

## B、建議的程序

- (a) 在一定高度上改平，作兩個視察轉彎以確認空域安全，穩定空速、航向和高度，打開汽化器加熱器，將襟翼放在落地外形並減小動力至 900 rpm。把超輕型載具配平好。在第一次試飛時無法適當地配平乃非罕見之事，故只要桿力並非不尋常地沉重，操作人仍可持續執行檢查課目。
- (b) 當超輕型載具的空速掉至預估失速速度的 1.4 倍時，緩緩地帶起機頭。使空速以每秒二分之一哩/溼的速度逐漸消失。准此方式，30 哩/時的減速約需花費 1 分鐘左右的時間。
- (c) 記錄下當空速消失時超輕型載具的各種反應。觀察機頭姿態及桿力的變化。維持協調飛行的狀態或者將針球儀的「球」維持在中央。
- (d) 記錄下維持「球」在中央所需的舵量。每隔一段短時間就加上少量的操縱以檢查超輕型載具反應是否符合技令規範敘述。若此時超輕型載具無法對少量的操縱作出反應一則也不必期待它在較高的速度時會有多靈敏的反應—適度地增加操縱的份量。逐步增加操縱量時不要同時在三個控制軸上同時進行。特別觀察升降舵輸入後的機頭下沉反應，這是改出（回復）動作時不可或缺的特性。
- (e) 記錄下任何飛行特性的改變和當時相應的速度。特別注意失速前顫震發生的起始點。顫震發生的信號最早是來自駕駛桿的抖動？還是從機體開始振動？或抑從座位底

部？超輕型載具是否有自發性的抬頭或下沉趨勢？顫震有多強？是否持續發生？強度是否夠強到如果操作人當時專注於其他事情時，仍然能夠注意到它的發生。

注意：在某些高性能超輕型載具或使用了非常規機翼設計的超輕型載具，失速前的顫震有可能不會發生，但隨之是突如其來的失速現象，並隨伴極大程度的單邊機翼下沉（Wing Drop）。

- (f) 持續保持少量的操縱輸入以檢查超輕型載具的反應。在大約離預估的失速速度前 5 哩(浬)/時或在失速前顫震開始發生的時候，停止測試課目，回復原來的狀態並記錄下失速前的指示空速。這個速度將被視為第一次試飛的參考失速速度並作為落地操作之用。
- (g) 失速前的改出動作應該是個平順而果決的推桿動作。
- (h) 單邊機翼下沉在接近失速的情況下還暫時不會發生，但如果需要將下沉邊的機翼抬起時，使用方向舵而不是翼副。在如此低速的情況下使用副翼很可能會直接進入失速或突然產生離控（Departure）。
- (i) 從接近失速中改出時並不需要重新去獲取太多額外的空速。在回到平直飛行狀態後，利用剛剛取得的經驗，操作人可以多嘗試幾次以熟練如何從接近失速的狀態中改出的技巧。在過程中謹記超輕型載具的高度將會不斷消失，故重新爬回 5000 呎 AGL 以持續進一步的飛測課目是必要的。不要沈迷於課目內容而忘記了此次試飛的最主要目標——將操作人及超輕型載具安全地帶回地面。
- (j) 首飛的飛試計畫不要超過 1 個小時的實際飛行時間。這樣可以減少操作人的疲勞和發動機失效、機體因振動/組裝不良而發生故障的可能性。  
註：操作人可選擇作幾個固定高度上的落地練習或實際的低空衝場以對落地外型的低速性能、姿態以及該機的整體表現有較堅實的飛行感覺。在進行低空衝場之前，記得通知地面管制人員/隨伴機此一意圖。避開在同個起

落航線上的其他航機並執行落地檢查表。

- (k) 當操作人執行完飛試計畫表列的測試後，通知地面管制人員/隨伴機將要落地的意向。在加入第三邊前完成落地檢查表。所有的坡度均限制於 20 度以內，但小心不要使用方向舵去交叉操縱機頭方向，那樣作反而會增加坡度，大部分的操作人都會使用反向的副翼來修正，在帶桿的情況下，這會造成交叉操縱失速 (Cross-control Stall) 並在缺少足夠高度的情況下以接近 90 度坡度的姿態翻滾進入螺旋。
- (l) 在五邊進場時，空速需保持在不低於 1.3 倍但也不高於 1.4 倍的失速速度 (由首飛時的接近失速課目所測得)。對自製的雙翼機 (高阻力) 則使用 1.5 倍失速速度作為進場空速。
- (m) 降落對自製或套件組裝的超輕型載具而言總是特別刺激的。緩慢從事並避免操縱過量，若落地條件不佳，則準備執行重飛。
- (n) 實際的觸地位置約在跑道頭 1000 呎以內或適當降落點並在跑道的紅旗 (放棄起飛最小距離) 標誌前使用煞車。
- (o) 滑至定位後，固定好超輕型載具，向團隊裏的其他人完成任務歸詢後，所有人一起執行一次仔細的飛行後檢查。  
註：留下足夠的時間以便充分瞭解所獲得的超輕型載具性能以及操作人、組員對其反應。

#### (四) 初始 10 小時

##### 1、第二次試飛

- (1) 目的：再確認首次試飛時所發現之缺點。

A、操作人應於第二次試飛前確認首次試飛中所有紀錄之缺點均已改正，並應決定是否需要進一步之發動機地面試車、裝置或支架之緊度調整，或滑行測試。操作人若已知該載具有適航問題，則無論於任何情況下均不應起飛，否則空



氣動力學的鐵律，通常不會輕易饒過犯錯的人。

- B、本次試飛前檢查項目應與首次試飛之檢查項目相同，包括滑油更換、檢視及燃油濾檢查等。
- C、第二次試飛約需 1 小時，內容應與首次試飛相同，但首次試飛所發現之錯誤應已全部改正；若錯誤未被改正，則於找出解決方式前，後續試飛計畫不應繼續進行。

## 2、第三次試飛

- (1) 目的：確認發動機之可靠度。
- (2) 概述：第三次試飛時，應將注意力集中於發動機性能上，並應紀錄因汽化器之適用性、油氣混合比之調整、空速改變及轉換油箱所引起之發動機反應。
  - A、當每分鐘轉速介於 55% 至 75% 之間時，應監測並紀錄發動機之滑油壓、滑油溫、燃油壓力及汽缸頭溫度。若運作於高轉速時，應注意勿超過最大巡航速度之 80%，以避免振顫 (Flutter) 之情形發生；並應紀錄因化油器之適用性、油氣混合比之調整、動力設定改變 (RPM 及歧管壓力)、空速改變及轉換油箱所引起之發動機反應。
  - B、勿因貪心而企圖探索不確定之領域，應嚴守試飛計畫並謹慎評量發動機狀況。落地後，與組員檢視相關資料，必要時應進行調整，並再次執行試飛後檢查及紀錄滑油、燃油之用量。
  - C、經 3 小時之試飛後，操作人應能初步決定於巡航外型時，載具是否為正向穩定及發動機是否可靠。
  - D、於飛行任務時裝置攻角指示器及高度指示器需依製造廠說明書校正，及確認於各種飛行中機翼失速及確定爬升至 5000 呎絕對高度以上之安全高度。

備註:為有效降低載具操控意外發生,FAA/EAA 強烈建議業餘製造者,安裝攻角指示器時需學習如何使用,因大部分實驗類超輕載具沒有安裝失速警告設備,攻角指示器可符

合載具安全需求。除此之外，可提供載具最佳爬升角度、爬升速率及滑翔速度等載具操作安全行。

### 3、第 4 小時至第 10 小時

(1) 目的：於前 3 小時試飛所建立之資料上，以全面謹慎方式擴展試飛包絡線。此飛航數據資料將加入飛行手冊中。

(2) 概述：接下來之 7 小時中，每 1 小時之試飛均應用以確認前 3 小時之測試結果，並進行以下測試項目：

A、起落架收放(若適用)

B、爬升與下降至預定高度(監測發動機性能)

C、飛行中空速表之準確性驗證。

備註：每一次試飛後，必須於下一次試飛前改正所有錯誤並完成全面檢查。

備註：建議所有試飛動作應於完成 2 次 90 度之視察轉彎後進行，以確定試飛區域無其他載具。

(3) 起落架收放測試：(若適用)

A、進行首次空中起落架收放測試前，建議應先於地面將載具置於千斤頂進行數次收放測試，並包含緊急釋放測試。此測試將測定在試飛之最近 3 小時內是否發生結構扭曲變形或系統失效之情形。除地面起落架收放測試外，操作人/隨伴機操作人/地勤人員並應利用這段時間詳閱載具組裝/設計指導書及緊急檢查程序，以於起落架失效時能依計畫執行。若載具於試飛時，起落架發生重落地或側滑負載超限之情形，載具及起落架應執行地面操作測試。

B、首次起落架收放測試應於載具平直飛行及絕對高度 5000 呎以上(應經申請許可)，於活動場地或備用活動場地上方進行之；空速應低於起落架收放之最大空速。收起起落架時，應注意載具是否產生偏航、俯仰或滾轉之情形，並紀錄為維持直飛及飛行高度所需調整載具配平(Trim)之變更。若無不良之飛行反應或系統失效情況時，重複收放起落架

數次；待獲得滿意之測試結果後，若可行時，可進行起落架緊急釋放之測試。

C、釋放起落架，將載具速度減至預定失速速度之 1.3 倍，穩定後將襟翼放至起飛位置，調整好配平後，保持直線及高度飛行。

D、增加轉速至全動力速度以模擬正常起飛。將機鼻拉起 3 度，配平後將起落架收起。觀察以下項目：載具反應，如俯仰、滾轉等；收起起落架所需之時間；載具所需之配平量；完成 1000 呎爬升所需之時間。

E、進行模擬起飛數次，以確定載具之反應可如預測，且起落架收放系統之機械性可靠。

(4) 爬升與下降：本測試之目的為監測發動機之性能與可靠度。操作人應於載具維持平直飛行及高度飛行至少 10 分鐘，待發動機滑油壓及滑油溫度穩定後，方可開始進行本測試。

A、發動機滑油壓及滑油溫度必須於測試全程內均維持於製造容許之限制範圍內。夏季高溫可能對試飛程序造成限制，因為當外在溫度升高 1 度時，滑油與汽缸頭之溫度亦將隨之升高 1 度。

(a) 爬升。從預定之高度（如：1000 呎）以 15 度爬升角開始全動力爬升。保持爬升角 1 分鐘後，紀錄發動機之溫度及壓力。接著降低動力，待發動機溫度穩定後，重複前述測試。於第二次爬升測試時，應會稍許增加爬升時間，其結果應予紀錄。當此爬升角已無發動機冷卻問題時，改以更陡之爬升角重複此試驗，直到已達 15 度爬升角，或達到發動機製造容許在油門全開情況下爬升達 5 分鐘之限制。

(b) 下降。應於絕對高度 5000 呎（應經申請許可）以上，且發動機之溫度及壓力均穩定之情況下進行本測試。

● 試飛操作人應於開始下降前使用汽化器加溫（如適用）

並確認下方空域淨空後進行。第一次下降時，應以淺平下滑角及低轉速持續 30 秒，並注意勿小於載具預估失速速度之 1.5 倍。長時間低動力下降時，操作人應注意發動機急速冷卻常可由滑油及汽缸頭溫度之明顯下降觀察出。若發生此情形，應增加發動機轉速及減低下降角；若不改正，發動機反覆快速冷卻可能造成發動機汽缸之溫度衝擊，最後導致汽缸頭破裂或縮缸。

- 進行前述之測試，但每次增加 30 秒，直到達發動機製造容許之 5 分鐘限制範圍。應紀錄爬升與下降時之溫度、壓力、高度、與空速，並將此資料加入飛行手冊。

(5) 飛行中空速準確性檢驗：下列程序提供空速校正之評估作業：

- A、選擇一適當之量測路線，路線之兩端應有明顯可供識別之地標；地標間之距離應為已知，且至少為 1 至 2 英里長。
- B、操作人飛行路線應準確，並維持一定之高度（如：1000 呎）、空速、磁航向及發動機轉速。操作人應紀錄溫度、高度、指示空速及雙向通過兩端地標之時間。以上速度之平均值即為本載具之地速。航空計算尺（如 E6B）可轉換溫度、高度及地速為測試之指示空速。  
**備註：**航空計算尺（如 E6B）與載具所測出之地速之差異為儀器誤差及載具裝置誤差所造成。
- C、空速調校應以雙向及選定之空速進行數次。準確性檢核應始於最低安全空速，再進展至巡航速度且應以 10 哩/哩為增加量。
- D、多數之空速表誤差均在低速時發現，原因為空速管角度未對正迎風，或靜壓口位置不當所致。近來，業餘製造者已使用手持式全球定位系統檢驗空速之準確性。

(1) 相隔 120 度之三角量測可確定任何風向之速度，於量測之速度平均值可算出無風時之地面速度；即所為真空速。

(2) 真空速可使用航空計算尺（如 E6B）計算，假如於每次

飛試時記錄指示空速、溫度、高度及大氣壓力，可與以前無風時之地面速度比較。

- (3) 操作人於飛試時為取得準確空速，需維持高度、空速、航向及發動機轉速之穩定。載具於改變航向、高度及載具動力後需維持 1 分鐘後再讀取速度。

**備註：**所有超輕型載具之試飛僅限於試飛場地中進行。若操作人必須進行額外試驗而需要更大之空域時，操作人應通知民航局開放載具操作限制。若發現操作人違反相關法規及操作限制時，民航局將依法處罰。

E、若載具有可收放之起落架或襟翼，應測試於起落架或襟翼收上或放下外型時之空速表準確性。

F、紀錄所有資料以備製作飛行手冊之空速校正表時使用。

#### (五) 飛行包絡線的擴展

「Checklist ! Checklist ! ! Checklist ! ! ! 」 Jim Byers, 飛航教師/  
考核官 “Checklist! Checklist!! Checklist!!!” Jim Byers, Flight  
Instructor/Examiner

##### 1、概述

- (1) 目的：經由一系列良好規劃而且審慎執行的步驟，從一已經確認的飛航條件，過渡而進入其他未知的領域中。

A、在進入下一系列的飛試之前，高度建議應執行 FAA 對業餘愛好者 (Amateur-builder)，所頒發的特種適航證而設計的「年度檢查」項目。超輕型載具建造者及試飛員應確實而仔細地檢查超輕型載具，因為在之前的 10 個小時裡，超輕型載具都處於「試飛測試」的情況下。

B、在檢查超輕型載具時，注意在發動機裝置點、螺旋槳螺帽及起落架的防滑標誌。重覆檢查飛操系統的鉸鏈、滾柱、承軸的穩固性及滑動度。檢查所有鋼繩的情形、張力、行程等，並完成所有的標準檢查及維護項目，也應檢查滑油及燃油濾，以確保沒有金屬屑或其他污染物。

C、即使沒有一氧化碳 CO 污染的懷疑，仍應執行在第 1 章第 7 節所述之 Floodlight 程序，或用工業用 CO 測試器來檢測是否有一氧化碳 CO 污染的情形，因為操作時的震動及起落時的應力，仍可能會造成一氧化碳進入座艙的新路徑。

## 2、從第 11 小時至第 20 小時

「Fly Scared 臨事而懼」---Jack Ready 美國海軍上將

“Fly Scared!” Admiral Jack Ready, U.S.N.

- (1) 目的：這 10 小時的測試重點在於，失速速度、最佳爬升率速度、最佳爬升角速度及慢速飛行等項目，建議以滿油箱條件來測試失速速度（CG 重心因素）。

附註：失速速度、最佳爬升率速度、最佳爬升角速度、最佳滑翔速度及慢速飛行等操作在攻角指示器(AOAI)的協助下，可以獲得最佳及安全的性能表現。建議應安裝、校驗、並正確的使用此項裝置。

- A、因為有不確定的因素，應遵循飛試計畫（FLIGHT TEST PLAN），用漸進的方式執行，以增進安全性並減少進入螺旋的可能。應以前重心的條件來飛試，從 8,000 呎絕對高度（AGL）開始，做完視察轉彎（Clearing turns）且高度及速度穩定後進行。如可能時，第一次失速應以關動力、不放襟翼、收上起落架的外型執行。在完成空域視察轉彎後，減低速度至預估失速速度的 1.3 倍並完成配平(Trim)。

附註：某些流線型、高性能的超輕型載具，在失速前可能不會有很明顯的失速震顫。實際失速時可能會有突然而劇烈的機頭或機翼下墜現象。

附註：確認引擎之惰速已正確的設定好，高惰速會造成較高機頭抬高姿態及失速速度指示較低的結果。

附註：在失速速度 10 哩以內時，切勿再調整配平

- B、較好的初期失速及失速感受，是從失速速度以上 5 至 10 哩

/哩起，即有明顯之震顫，並隨著速度遞減，震顫的強度益增。

- C、較佳的失速特性應是機頭平直的下掉，而且沒有滾轉或機頭向上的趨勢。這種現象意謂失速是從翼根開始，並逐漸向外發展。當氣流自機翼及水平尾分離時，會造成震顫並給操作人預警。副翼仍能有效運作，直至失速速度且翼面全部失速時。
- D、運用首次飛航相同的程序，固定座艙內的物品，並將汽化器打開。以每秒 0.5 哩/哩的速率減速，勿猛然操作超輕型載具，保持針球儀在中央位置，並且觀察及記錄超輕型載具的反應。開始時以預估失速速度 15-20 節以上的速度平飛，當穩定以後，分別操作使飛機有 3-5 度之滾轉(roll)、俯仰(pitch)、偏航(yaw)，然後再把飛機改平。
  - (a) 然後觀察飛機之反應，在滾轉時是否伴隨反向的偏側?當飛機改平時是否停止滾轉? 在俯仰時，飛機改平是否回復至先前之姿態?在放掉駕駛桿後，飛機是否傾向繼續俯仰?俯仰姿態會持續震盪(Oscillate)嗎?同樣的問題也適用於觀察偏側。如果全部均在意料之中，則將速度減低 3-5 後重複前面的步驟。
  - (b)在每個加速點須確保保持機頭朝下，那是讓你恢復姿態之最重要的要求。對飛機減速後的每個改變都要作記錄(飛機變的較遲鈍是正常的，但仍應能正常的反應)。記錄任何警告訊息，密切注意任何不正常的動作。發現不正常的動作(機頭抬高、機頭偏側(nose slice)、機翼搖擺、機頭下垂時，藉由降低機頭,增加馬力,加大速度來恢復飛機的姿態。這些不正常的動作大多跟攻角增加相互關聯，最正確的改正動作為使機頭下垂來減少攻角。甚至當不正常的動作為滾轉(roll off)時，最快使其停止之動作為下俯(pitch down)，而非反向滾轉。在速度增加而飛機仍然持續滾轉時，將副翼置中，使用反向蹬舵來使其停止。
- E、飛機在預估失速速度 3-5 度以上之操作很正常，接著便操

作駕駛桿使飛機速度每秒減少 1 節，以便進入完全失速，失速警告在高於失速速度 5 節時便會響起，別太依賴未正常校驗之失速警告系統。

- (a)當飛機開始減速時，確保飛機操縱桿需要一個逐漸增加的拉力，如果力量變輕或變成推力時，則放棄測試。當你進入失速時，開始嘗試恢復並記錄需要回復到平飛之高度以及失速速度。同時記錄飛機恢復時之反應，例如機翼搖擺、再度失速(secondary stall)或其他任何不正常的動作。這些觀察資料需要與測試前所預估飛機的動作彼此作飛行後之分析。

**附註：**有些飛機在失速前已先達到升降舵上頂點，這是可接受的，只要飛機在最大降落重量時為前重心而升降舵得以展開。另外，在失速時，很多飛機會向某一機翼滾轉，一個適當設計與校配的飛機，能夠在正常副翼操作下，維持水平的 15 度以內。如果你需要過度的副翼或方向舵輸入才能保持飛機直飛及機翼水平，則放棄測試。落地後應評估飛機是否缺乏校配或一些沒注意到的機翼扭曲或不對稱。

- E、在超輕型載具進入失速後，以駕駛桿前推及增加動力方式改正失速，並記錄失速速度。
- F、以每秒 0.5 哩/哩的速率減速方式，重覆數次以決定關動力、1G 條件下的失速速度。再以同樣方式測試有放襟翼的失速速度，從最少的襟翼設定開始，直至全襟翼位置，並記錄所有的發現。
- G、在試驗了數次較慢減速、無側滑（Ball in the middle）條件下，失速及改正測試後。可測試一系列襟翼收上或放下條件下，較快減速率（Faster Rate of Deceleration）的失速，但減速率不應大於一般操作條件下的速率。

## (2) 失速

- A、帶動力失速一如同前所述，運用相同的方法，從已知的領域過渡到未知。每次漸進的增加動力設定，並重覆測試失



速速度，直至最大動力為止。不應從慢車直接跳至最大動力設定，因為可能造成巨大的超輕型載具姿態改變、過大的扭力作用，及作用在機翼及水平尾上的側滑氣流。

B、帶動力失速測試技巧—建議超輕型載具先以巡航動力，建立平飛穩定姿態。緩慢而穩定的增加動力至想要的動力定位，試飛員穩定而持續地增加仰角，並保持超輕型載具處於無側滑狀態（Ball in The Middle），直至超輕型載具開始產生失速震顫。

- (a) 帶動力失速飛試可能比關動力失速飛試時，更易造成機翼下墜（Wing Drop）現象。這是因為扭力（Torque）的反作用力及螺旋槳氣流，造成流經翼根的氣流速度大於翼尖部份。使得翼尖較翼根部份先失速，而造成機翼下墜（Wing Drop）現象。
- (b) 翼尖失速通常不會有先期警示（Advance Warning），且幾乎都會造成嚴重之機翼下墜。這種現象容易轉成螺旋，即使試飛員並沒有操縱錯誤，也會如此。就算沒有進入螺旋，要從這種機翼下墜（Wing Drop）現象之失速改正，所損失的高度也比機首平穩下掉型的失速更多。
- (c) 如果試飛員下意識的以副翼來改正機翼下墜，則更可能進入螺旋，因為快速的機翼下墜現象，通常是螺旋現象中自動旋轉動作的開始。建議的改正動作是，收油門，使用反方向的方向舵，同時降低機頭至水平線或以下；在這架超輕型載具沒有完成螺旋動作之前，應儘量避免進些動作。
- (d) 除非原廠設計限制，應以測試關動力失速測試程序來測試帶動力失速，並將所有發現記載於飛行手冊中。  
附記—如果超輕型載具是可伸放之起落架設計，則應依相同方式執行起落架放下、襟翼收上、放下等不同外型搭配的失速特性，並將不同的失速速度記載於飛行手冊中。

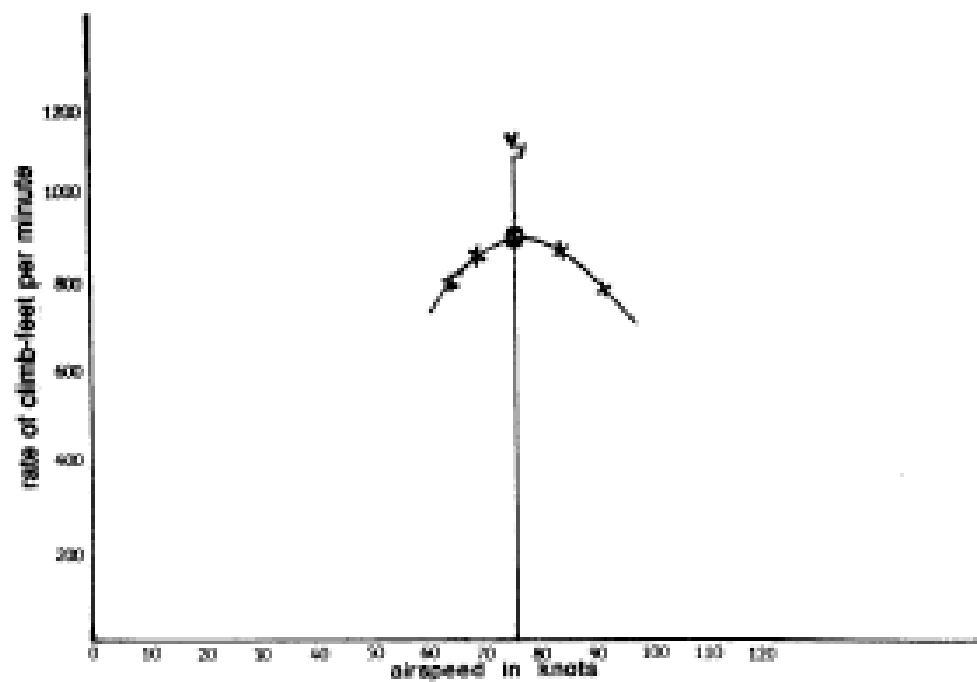


FIGURE 6. Climb Airspeed and Altitude Graph

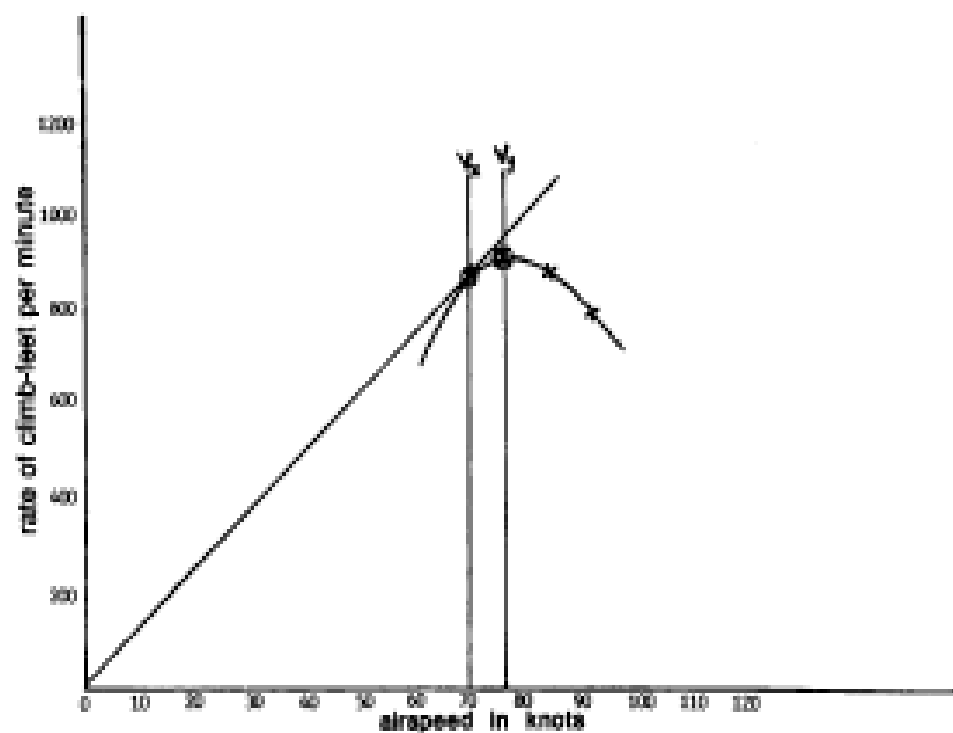


FIGURE 7. Best Rate of Climb Speed Graph

(3) 最佳爬升率速度測試 (Best Rate of Climb Speed Tests)：為能決定超輕型載具的最佳爬升率速度，建議使用以下的程序。

- A、儘可能在平順的氣流中執行本項測試，並遠離熱對流旺盛的地區。選定一個高度（如 1000 呎 AGL）做為基線高度（BASE Altitude），航向與相對風保持 90 度垂直，來提升測試結果準確度，每次測試完成後，掉頭 180 度再測試一次。
- B、從低於基線高度（BASE Altitude）下開始，加動力至最大，保持速度大於預期之最佳爬升率速度以上 15 哩/哩，並保持穩定。當超輕型載具通過基線高度時，開始計時 1 分鐘。
- C、當時間到達 1 分鐘時，紀錄到達之高度。而後再下降至基線高度以下，每次降低速度 5 哩/哩，重覆此測試方法，直到速度到達失速速度以上 10 哩/哩時，紀錄下每次的測試速度及可獲得之高度，並可獲得如圖六之圖形。可獲得最大爬升高度的速度，就是該型機的最佳爬升率速度（ $V_y$ ）。

(4) 最大爬升角速度測試 (Best Angle of Climb Speed Tests)：

- A、最大爬升角速度可以用最佳爬升率速度測試時所獲得之圖形來求得(如圖七)。從圖上的零爬升率起點（原點），拉一直線與最佳爬升率曲線相切，再從相切點垂直向下拉至與速度軸相交。
- B、此一相交之速度，即是該型機最大爬升角速度（ $V_x$ ）。

(5) 慢飛測試 (Slow Flight Test)：

- A、為增進安全性，慢飛測試應保持在絕對高度 6000 呎或以上執行，以確保有足夠的螺旋改正高度。
- B、本項測試應以襟翼收上或放下等不同外型測試，從失速速度的 1.3 倍開始進入，保持此速度及平飛穩定姿態，每次逐步減少 5 哩/哩，直至接近失速速度。
- C、保持先前測試的失速速度上 5 哩/哩的速度，此速度即是起始的慢飛速度，以不同的襟翼設定來重覆測試，並紀錄其

對超輕型載具性能的影響。如果超輕型載具有可收放之起落架，重覆測試不同的起落架/襟翼組合。這些測試將會在未來，以超輕型載具最大總重的條件下，重覆測試，以決定真正的慢飛及失速速度。為了減少超輕型載具在慢飛測試時，進入不預期的失速動作，應避免坡度大於 5 度以上。當所有的測試完成後，而且超輕型載具如果裝置了失速警告喇叭或指示器，將其設定在所有經測試的最高失速速度，以上 5 哩/哩的位置。

3、第 21 至 35 飛行小時：穩定性與操控性檢查「別讓信心超過能力」-----航空古諺語 “A superior pilot uses his superior judgment to avoid those situations which require the use of superior skill”---Old Aviation Proverb.

(1) 目的：用以決定載具之穩定度限制與操控範圍。

(2) 一般說明：在滿足 FAA FAR Part 91.319 之操作限制並宣稱該載具在正常範圍內為可操控的之前，必須先完成兩件事：

A、再執行一次載具之檢查，包括潤滑油更換與燃油系統油濾檢查。

B、針對載具之穩定性與操控特性執行一次詳細的檢視。穩定性與操控性的檢查以載具的三個運動方向軸為中心，縱軸（副翼），橫軸（升降舵），垂直軸（方向舵）。

C、所有的測試皆需要一個起始點，穩定性與操控性檢查的起始點稱作平衡狀態。當載具沒有加速度且保持在穩定的配平狀況，直至大氣不規則擾動或操作之動作而造成作用力或力距之平衡被打破前，都稱之為平衡狀態。

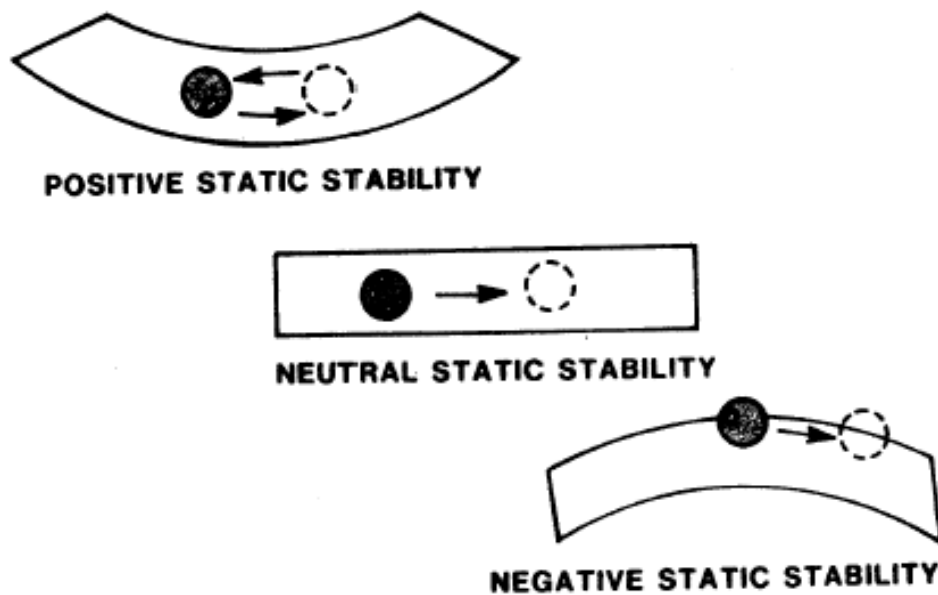


FIGURE 8. Static Stability

### (3) 名詞定義

- A、靜態穩定性：(正的)是當載具在受擾動後試圖返回初始之平衡狀態。
- B、靜態穩定性：(中性的)是當載具在受擾動而離開初始之平衡狀態後，在另一個新位置重新保持平衡狀態。
- C、靜態穩定性：(負的)是當載具從初始之平衡狀態，在經歷過擾動後，有向擾動方向上持續移動之趨勢。
- D、動態穩定性：載具自平衡狀態受到擾動後，受其靜態穩定性發展趨勢所作移動的時間歷程（如下圖）。

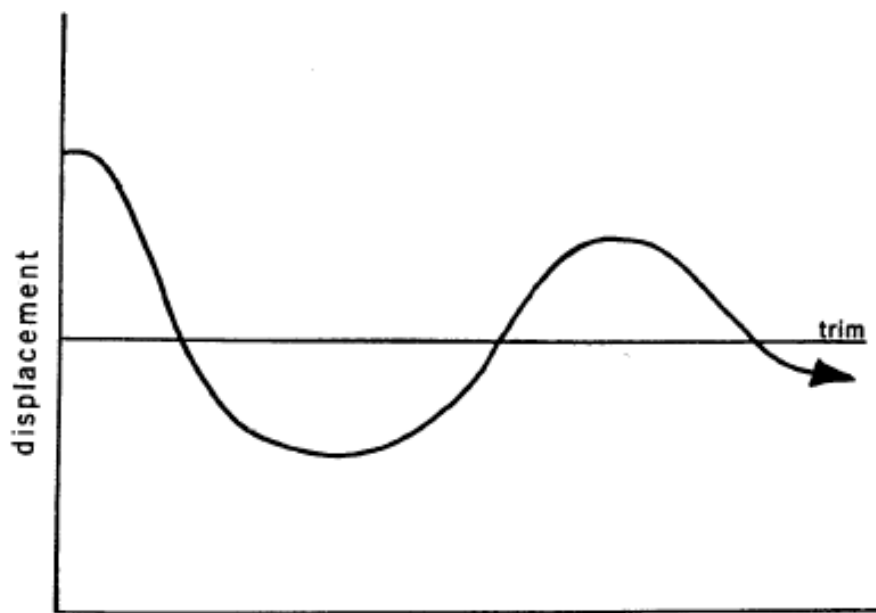


FIGURE 9. Time

#### E、靜態縱向穩定性測試。

- (a) 本項測試應先執行。所有的測試應在載具前重心之情況下執行，爬升至至少 6,000 呎絕對高度，在低巡航速度下將載具調整為平飛狀態（即配平）。

（註：在測試開始後不可重新配平載具）略為帶桿並在低於原巡航速度約 10% 之速度下穩定載具，在此一略減的速度下，應該需要以帶桿方式來維持相應空速。

- 如果需要帶桿時，增加桿量至大約低於原已配平之巡航速度約 20% 之速度來穩定載具。
- 如果仍需要對操縱桿再施用較大桿力來穩定此較低速度時，該載具則具有正的靜態縱向穩定性。
- 如果在前述兩測試點上，不需要對操縱桿施加桿力來穩定此較低速度時，該載具則具有中性的靜態縱向穩定性。
- 如果在任一測試點上，需要推桿來穩定此較低速度時，該載具則具有負的靜態縱向穩定性。

➤ 利用推桿來重覆執行另一系列之靜態縱向穩定性測

試。以高於原配平之巡航速度約 10% 之速度時，操縱桿會需要施加”推力”來穩定載具。如果需要以帶桿方式來穩定載具時，該載具已具有負的靜態縱向穩定性。

- 警告：如果該載具顯現出負的靜態縱向穩定性時，在再度飛行前，應尋求專家建議以矯正此問題。
- 在確認載具具有正的靜態縱向穩定性後，操作人可進行正的動態穩定性測試（短週期）。首先配平載具在正常巡航速度下向前平飛，柔和但快速地將機頭下推幾度。
- 柔和而快速地將機頭略朝上帶，以回至原配平狀態。當從俯仰角改至原配平狀態時，鬆開桿力，但仍護著操縱桿（But Guard it），具有正向動態穩定性之載具在回到配平狀態前會經歷短暫的振盪（Oscillate）。
- 要測試載具之正的動態縱向穩定性（長週期），先將載具配平為平飛狀態開始。不需重從新配平，拉（或推）操縱桿使其略低/高於配平速度約每小時 5 公里或 5 哩之速度，並鬆開操縱桿。不需在該新速度下重新穩定，預期該載具會在振盪減弱前經歷多次緩慢的振盪。如果飛操系統有明顯之摩擦阻滯現象，則該載具會穩定於與初始配平速度不同之某一速度。
- 如果振盪幅度隨者時間加大，則動態縱向穩定性是負的或發散的。只要發散率不大，則並不危險。然而，這意味著超輕型載具會不易真正配平，且需要操作人時時注意操作。
- 具有中性的動態縱向穩定性之載具（長週期），在經歷一連串之加速/減速動作會持續保持振盪，並且無法回到當初之配平速度。

F、橫向穩定性操控測試：橫向（上反角）和方向穩定性是用來決定當不使用副翼介入時，載具是否可展現出在側滑時

會將低邊翼向上抬舉。亦決定了方向舵是否可有效維持方向控制。

**注意：**此測試會對超輕型載具加諸很大之操縱負荷，不要超過其設計機動速度或其他任何空速限制。

- (a) 要測試橫向和方向性穩定性時，要在 5,000 呎絕對高度，低巡航速度下平飛並將載具配平。緩慢進入側滑，並以方向舵與反向副翼來維持載具之航向。載具應可運用方向舵配合 10 度之坡度，或蹬滿方向舵後配合適當坡度來維持航向。操縱份量應慢慢增加。兩者力量彼此不需為固定之比例（某些狀況下，方向舵之力量可小些），直到方向舵或是副翼打滿或是到達最大側滑角度為止。
  - (b) 此時應不會有施力忽然減少之情形，此可能意謂過度平衡或是方向舵卡住鎖死。
  - (c) 放開副翼但仍保持方向舵打滿。當鬆放副翼時，低邊翼應回復至水平位置，在作此測試時不可再移動副翼輸入。
  - (d) 要測試靜態方向穩定性時，要在 5,000 呎絕對飛行高度，低巡航速度下平飛並將超輕型載具配平。利用方向舵慢慢向左向右偏航，同時使用副翼來保持機翼的水平。當鬆開方向舵時，載具有回復直行之趨勢。
- G、盤旋穩定性：用以決定在某一個坡度下鬆開操縱桿後，載具試圖舉起低邊翼之程度。在測試盤旋穩定性時，向左或右施加 15 至 20 度之坡度後鬆開操縱桿。如果坡度減少，則盤旋穩定性是正的。如果坡度不變，則盤旋穩定性是中性的。如果坡度增加，則盤旋穩定性是負的。盤旋穩定性是負的並不一定就危險，但其發散率不可太大；否則操作人必須經常加以注意且飛行操作較為困難，尤其是在儀器飛行時。
- 註：**副翼操縱系統間之摩擦阻力有時會完全遮蔽掉機身固有之盤旋特性。

#### 4、有關振顫之說明



- (1) 目的：用以瞭解及解除有關振顫之狀況。
- (2) 說明：載具機身發生振顫是由於空氣動力作用、機身結構之彈性、各元件之質量與重量之分配、以及速度等因素之相互作用所產生。
- A、對大多數人而言，振顫可說是旗子受風吹動時旗面本身之動作。當風小時，旗面只輕輕晃動；但當風速增加時，旗面之晃動越來越劇烈。我們可運用一點想像力來聯想，如果機身結構發生同樣狀況時，其結果將是一個大災難。
- B、想像一個主要控制面利用鉸鍊加以連接至機翼（例如副翼），當超輕型載具遇上一股上升熱氣流，機翼的第一反應就是相對於機身作向上彎曲。
- C、如果副翼之質量中心與不是在鉸接線上，則當機翼向上彎曲時，其反應便會較延遲些。
- D、一個簡單的、非平衡式的、襟翼式鉸接控制面，其質量中心會在鉸接線的後方且此慣性的延遲會造成副翼向下偏轉。這會造成機翼突然間產生很大之升力，增加向上之彎曲力矩以及其相對於機身之速度。機翼之慣性力會將其向上帶過其平衡位置，而到達某一點；在該點其變形之結構內所儲存之能量大過作用於其上之空氣動力作用力。
- E、機翼會”彈回”並開始向下移動，但就像前面所說一樣，副翼之延遲反應此時則向上偏轉。此對機翼加諸了向下之空氣動力作用力，並再度帶其過平衡位置，而此週期重覆發生。
- F、振顫在任何速度下皆可能發生，包括在起飛速度時。在低速時，結構與空氣動力作用力之阻尼會很快的壓制振顫的作用；但在大速度時，副翼所產生之空氣動力作用力也增大。但當其作用力大過超輕型載具的自然阻尼力量時，其動作會持續的發生。
- G、再持續增加速度時將會造成發散作用，或是增加振盪；很

快便會超過機身之結構限制。甚至當振顫開始作用到將發生災難之邊緣時都很難加以偵測。主要是高頻率之振盪所引起的，典型的為 5 到 20Hz（次/秒）之間。此時，只要速度略為增加甚至僅僅（四分之一節或以下）便可越過阻尼效應並造成超輕型載具快速的發散運動。

H、如果副翼上具有小控制補片時，振顫也可能以較小幅度的方式發生。與前述的過程很類似，只是控制補片來取代了副翼，副翼取代了原來的機翼。其主要差別是所牽涉到之質量較小，頻率較高，對控制系統之影響也較小；這也使得控制片之振顫更難預測。有一種稱為“蜂鳴”的現象就常是控制片之振顫所引起的。既然振顫常在高速時發生，因此並不建議飛試計畫執行於最高速度（Red line）的 90% 以上。

I、振顫發生時如何處理？前已敘述振顫如何發生，以下之建議應可協助減少其發生之機率：

- (a) 依據設計者/製造廠之說明書執行所有飛行控制面之質量平衡。
- (b) 藉由減少連桿尾端軸承、和所有連接飛行控制面之鉸鍊、螺帽及螺絲上之間隙，以避免所有飛操面“間隙”。
- (c) 使用校正之張力計來確認飛操鋼繩索有裝調的張力皆遵照設計規範正確地設定。
- (d) 對於修理過、重新噴漆過、或改裝過之所有飛行控制面應重新執行平衡之動作。

註：當操作人遭遇振顫時，或認為已遭遇時；應馬上減速並儘快降落。不要嘗試繼續飛行，直到該超輕型載具已經過詳細檢查是否有因振顫所引起之損害為止。這項檢查應涵蓋所有機翼/機尾之連接處、飛操面、以及其連接點/鉸鍊、硬體、飛操連桿、和連桿軸承等是否有螺帽/鉚釘被擴孔、裂縫（尤其於飛操連桿尾端軸承上）、以及被剪斷的鉚釘。

5、螺旋(Spin)：「謹慎地從已知過渡到未知」----Chris Wheal 軍機試飛員 “Go from the known to the unknown -- slowly!” Chris Wheal, Military Test Pilot



(1) 目的：用以決定是否需要執行螺旋測試。

註：所有申請檢驗合格證之超輕型載具，在執行螺旋測試都需在超輕型載具上裝置抗螺旋傘，雖然購買組合套件自行組裝完成之載具並無此項強制驗證需求，但在螺旋測試時仍應考慮使用抗螺旋傘。

(2) 注意事項：

A、如果載具之製造者/設計者無法展示滿意之螺旋特性以及改出安全性，應避免任何種類之高攻角飛行測試並在超輕型載具標示牌上註明”禁止進入螺旋”。

B、如果原型機滿意地展示出螺旋改出特性，並且建造者之載具與原型機完全相同，則操作人可確認該載具在螺旋後會馬上改出。除非該載具被設計用以經常性地執行特技飛行，否則用以證明該載具在完全進入穩定螺旋（轉三圈或以上）後，仍可改出之進一步測試則可不必要執行。

- C、在執行所有螺旋測試時，強力建議操作人應揹負降落傘以及安裝可快速拋開座艙罩之裝置。如果操作人因為載具之設計限制而無法離開機體，雖然該載具之設計已成功地展示可進入螺旋並改出；但仍建議勿執行該螺旋測試
  - D、如果已針對機身結構之設計或外型作過改裝或是修改（例如加裝翼尖油箱或整型片），則便無法再假設該機仍與原型機一樣具有同樣之螺旋改出特性。對改裝過之超輕型載具在沒有諮詢合格之試飛操作員和/或試飛工程師前，不應嘗試執行螺旋測試。
  - E、執行螺旋測試之試飛操作員應具有進入完全發展的螺旋與正確改出之經驗，最好是有類似之機種或機型的飛測經驗。如果試飛操作員需要額外之經驗時，建議應接受有資格之教官教導有關螺旋的特技訓練。
- (3) 飛行計畫：在此時幾乎所有執行螺旋測試之準備工作皆已完成。對下一個飛行之計畫應與首次失速飛行之計劃一致。載具之重心位置是在前重心很重要，且任何壓艙物應堅固地固定於載具上。
- A、載具測試時起落架與襟翼應在上收之位置，操作人之最小進入高度為 10,000 呎絕對高度以上。  
註：以下之程序只是方法之一，但不是唯一的方法來執行螺旋測試與改出。非傳統式載具需要明顯不同的螺旋與改出控制之應用，試飛操作員應評估這些程序並決定在螺旋測試前其是否可與該載具相配合。
  - B、獲得清楚的進入螺旋的基本技巧為持續以每秒減速 1 公里/節的方式平飛，化油器保持加熱狀態，且出力在引擎慢車位置。
    - (a) 當載具開始失速時，向所欲螺旋方向蹬滿舵，接著馬上全力向後帶桿並保持副翼在中立位置。
    - (b) 從水平過渡到陡直的飛行路徑約需進行三至四圈的旋轉，此階段為螺旋之初期階段。

- (c) 在螺旋之初期階段，空氣動力與慣性力尚未達到平衡；很多載具可以從初期階段改出，但可能無法從穩定的螺旋階段改出過來。
- (d) 一般螺旋的改出技巧是向載具偏航之相反方向蹬滿舵(檢查針球儀指示)；柔和且快速地向前推桿直至旋轉停止。
- (e) 很快地將方向舵回復中立位置，並自俯衝中改出。不要嘗試拉起太快，那樣很容易會超過載具的結構極限，或者載具會再度失速。在轉完一圈半後，第一次的螺旋改正，應自半圈螺旋時即開始改正。

C、如果該載具不是為作特技表演而建造，則不需要進一步的螺旋測試；並建議儀表板上應標示”禁止進入螺旋”。

D、如果需要進一步的螺旋測試，強力建議應由專業的試飛操作員執行。

## 6、高速失速：「專業意見不應凌駕基本常識」-----美國空軍雷鳥特技小組“Does it pass the Common Sense test?” U.S. Air Force, Thunderbird

(1) 目的：用以進一步探索載具之失速特性。

A、高速失速並不是因為快速地減速而造成之失速，而是在大於 1G 之飛行時的失速，跟小轉彎或拉升時所經歷之失速有點類似。

**附註：**不要嘗試這個動作或任何其他極端的動作，除非設計者或製造者針對原型機已作過類似之測試。

B、高速失速的兩個標準方法為 g 值不變（坡度不變）或是速度不變（坡度增加）；兩者中坡度不變法較受喜愛，因其速度逐漸減少而坡度保持不變，至到超輕型載具開始失速為止。它所以最受喜愛是因為高速失速的產生主要受到 g 值以及速度的影響。就像執行每個測試一樣，應規畫好一連串之步驟。從 30 度坡度/1.15g 開始；慢慢減速，保持針球儀定中，以相同方式重覆進行測試，逐漸增加到 60 度坡度/2 個 g 值。

- C、載具不必每次都進入重失速，試飛操作員只需紀錄在失速開始發生前的坡度與速度；藉由增加動力或減少坡度來回復正常。

#### (六) 整合：36 小時及以後

「不正確的知識比無知更危險」 George Bernard Shaw

“Beware of false knowledge; it is more dangerous than ignorance.”

George Bernard Shaw

##### 1、載具最大起飛重量測試

###### (1) 目的：建立載具重量及重心之性能資料

- A、當到達該階段，除單座設計外載具所有之測試，均是以遠低於載具最大重量的條件下執行測試。因此從關動力、爬升率、爬升角度、穩定性、收放測試、慢速飛行到加速度失速速度等整系列，都應在最大空重之飛行測試條件下再次實施。
- B、這些測試必須證明載具能在全部的重心範圍內，並從最輕至最重的總重條件下安全操作，所有之數據必須紀錄於飛行手冊。
- C、每一階段測試必須緩慢、漸增的，並於小心注意詳細特徵的情況下完成。
- D、增加載具重量必須分幾個階段完成。通常每次增加最大負載之 20%（如沙袋或鉛球）以模擬乘客或行李重量。操作人必須小心量測本身重量並將壓艙物固定。新的載重平衡及重心位置必須根據每次增加之重量逐一記錄。當到達載具最大負載或總重時即停止測試。
- E、當測試到這一階段時都是以前重心為條件。在往後的測試中，重心必須在每次測試中緩慢但漸進地向後移動。限定重心範圍的變化在 20%。操作人必須在每一次飛行秤一次壓艙物之重量並重新做一份載重平衡表。隨著重心改變，

載具縱向安定性及失速特性必須用先前討論過之方法仔細的評估。當到達設計者或套裝件製造者後重心極限便停止測試。

F、當載具出現中性或者負的縱向安定性之問題時，或者載具在測試時出現不滿意之失速特性時，停止任何未執行之測試。

G、這些測試用以確定載具設計者後重心極限，或建立最後的安全後重心位置。假如後重心位置未能滿意，討教載具套裝件製造者、載具設計者或飛行測試工程顧問。

H、有三個原因操作人不應使用同乘人員來做為配重：

(a) 載具尚未證明安全於較高之總重。

(b) 操作人與乘客處於較高之風險，尤其是有跡象顯示操作人於飛行測試過程中產生自滿或過於草率的心理時。

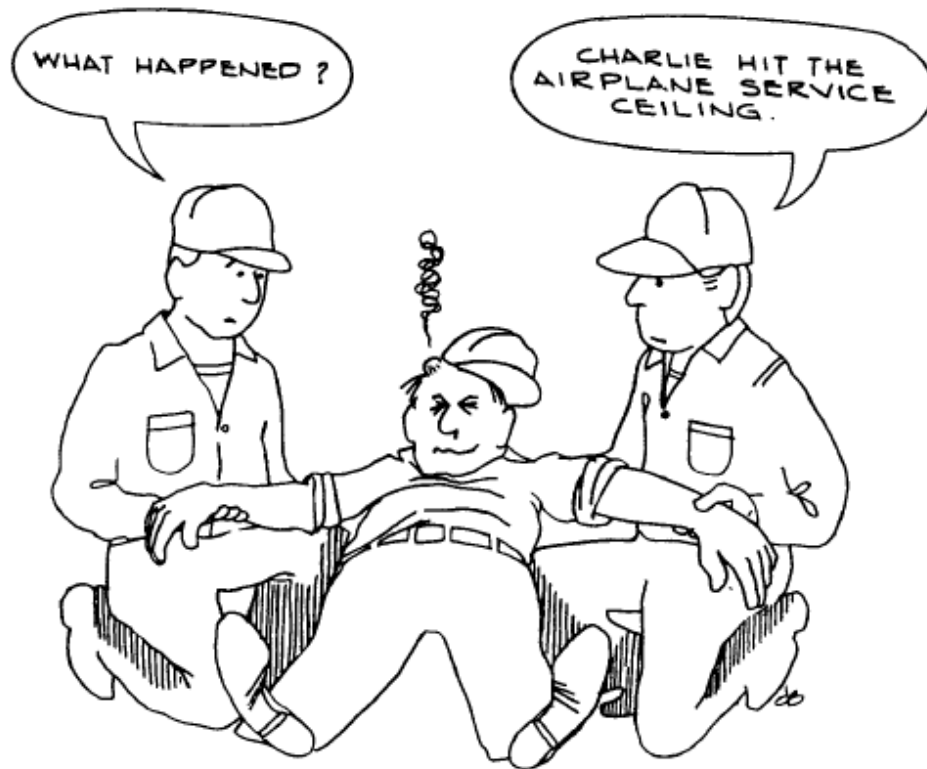
(c) 大部分情況下除非經過民航局核准，否則操作人會違反第一階段飛行測試並產生強制處分。

I、操作人必須確定置放於座艙中之壓艙物是固定住的，座椅安全帶覆於部分沙袋並防止重量在座艙中偏移或鬆脫。最後是操作人需在座艙中置放一個 20 磅重鉛塊袋，該袋子在爬升、降落及螺旋時需能自由由操作人移動，另外應把每一個重量分別固定並以貨網包覆。

J、確認繩/網及載具結構固定點足夠承受增加之負載。確認乘客座椅可以安全承受裝載之集中重量。

K、最大起飛總重測試結果必須紀錄於飛行手冊。假如對先前標示在速度計上之輕總重失速速度有所改變時，必須更改飛行手冊以反應最大起飛總重之失速速度。

2、升限高度測試：「人生而會犯錯，但勿刻意以嘗試錯誤來增長智慧；知其所不能，才能盡其所能」Frederick the Great“Man is made for error; it enters his mind naturally and he discovers a few truths only with the greatest effort.” Frederick the Great



(1) 目的：以確認載具可以持續爬升至最大升限高度（仍具有每分鐘 100 英尺之爬升率時）。

A、對於想決定載具實際最大操作高度之操作人，本指導書提供下列建議：

- (a) 超過活動空域規定之範圍，應專案申請核准。並建議操作人考量是否攜帶氧氣瓶，並熟悉組織缺氧或換氣過度之症狀及治療方式。
- (b) 聯絡航管單位以預約飛測時間及空域。
- (c) 檢視引擎製造者油氣混合程序。
- (d) 全程與地面管制人員保持聯絡。
- (e) 載具爬升至操作高度必須分階段完成，並於每階段紀錄引擎性能、溫度及壓力。若有一點點跡象顯示引擎性能或操作上之問題，操作人必須停止測試並返航。

### 3、導航、燃油耗損



## 超輕型載具僅限日間目視飛航



(1) 目的：確保所有對飛行而言重要的項目被測試並確認其可靠性。

A、磁羅盤：在第一次飛行之前，磁羅盤應先執行準確性檢查。此外，設備新增、移除、線路配置變更、及其它超輕型載具機體修改均可能影響儀器的準確性。下列為檢查建議事項：

(a) 使用位於活動場地內之方位標度面（Compass Rose）或手持式的"羅盤規"（master compass）檢查磁羅盤準確性。羅盤規是一個具有箭頭指針之反向讀值羅盤。操作人將超輕型載具面朝北方、引擎保持在每分鐘 1,000 轉，第二個人站在超輕型載具前方 30 英尺外，面向南方或將羅盤規對準超輕型載具的中心線。利用手勢，調校超輕型載具上磁羅盤。然後，操作人將引擎提高至每分鐘 1,700 轉，以建立超輕型載具磁場與羅盤讀數。

註：這個測試通常必須抬高機尾或水平架設羅盤，以讓磁羅盤保持在直線且水平位置。

- (b) 如果載具上之羅盤指針並未與羅盤規對齊（從北方開始），利用非金屬螺絲起子調整北/南向之調節螺栓以矯正誤差，直到羅盤指針讀值正確。轉換至交互方位（南方），以移除另一半誤差。以矯正南北向誤差相同之程序，在東/西向方位上利用另一調節螺栓做誤差矯正。
- (c) 在各個主要航向上再次檢查誤差值。記錄最後讀值並準備磁羅盤矯正卡片。在任何一個航向上，最大偏差（正值或負值）不得超出 10 度。
- (d) 如果羅盤無法被調整以符合這要求，以另外一個新的羅盤試裝。如果新羅盤仍不可行，嘗試在座艙內尋找其它安裝位置，並遠離所有具磁性金屬和電氣線束。  
**註：**影響羅盤的準確性的一個常見原因，是工作人員以鋼製而不是黃銅製之螺絲和螺帽，將磁羅盤固定在儀表板上。
- (e) 如果載具備有電氣系統，建議執行二次完整之羅盤檢查，一個為開啟所有電子輔助組件(即無線電/導航/燈光裝備)，另一個測試則為關閉所有電子輔助組件。如果開啟所有電子輔助組件時，在任一個航向超輕型載具平飛之偏差超過 10 度，為無線電儀器開啟時之磁航向製作單獨羅盤矯正卡片。
- (f) 在載具的飛行手冊記錄判定之結果，並製作二張羅盤矯正卡片，一為無線電儀器開啟時、另一張卡為無線電儀器與非必要性電子輔助組件關閉時之狀況，並將它鑲嵌在座艙內磁羅盤附近。

**B、特高頻多向導航臺(Very High Frequency (VHF)  
Omni-directional Radio Range , VOR)檢查保留**

- C、燃油消耗量：**燃油之消耗，可視為引擎對每分鐘產生轉速值一可靠的指標。一個全新的或最近被翻修的引擎，燃料耗損應每一飛行小時逐漸提昇，直到引擎完成它的"磨合"期間(例如 100 個小時數操作或依原廠規範)。

- (a) 計劃一條 8 到 10 哩航程之跑馬航線科目 (Race Track Course) 測試超輕型載具燃油消耗量。如果超輕型載具僅有一個油箱或無法切換油箱，則依下列程序執行，於高度的 1,000、3,000、5,000、7,000、和 9,000 英尺測試燃油燃燒估計值。以填滿之油箱，爬升至 3,000 英尺，以百分之 55 馬力執行跑馬航線科目飛航半小時。
- (b) 落地後，以調校過的燃油標尺浸入油箱測量，或由量測添加燃油直到油箱滿之油量，減去爬到該高度之燃油燃燒估計值，餘數乘以二即可得每小時使用燃料量。
- (c) 如果超輕型載具有二個獨立油箱，測試將會是更容易且結果更加準確。起飛時，啟用一個油箱，在測試高度時才切換至另一個油箱。在測試的完成後，切換回到第一個油箱，落地後測量在兩個油箱中加入之燃油量，並乘以二即可得每小時使用燃料量。
- (d) 使用相同程序，在同樣高度下以 65% 和 75% 馬力進行同樣測試後，再提高至下一個高度並進行同樣測試。

## (七) 對於具有前部小翼 (Canard) 超輕型載具之試飛注意事項

### 1、前部小翼

(1) 目的：本節主要在討論有關前部小翼的飛行特性。

A、一般而言，具有前部小翼之超輕型載具可分為兩大類：

LongEze 型式設計(後推式螺旋槳、前後座位)及 Quickie (Q2) 型式設計 (牽引式螺旋槳、並排座位)。其失速模式與一般型式之載具不同，所有成功可承受負載的前部小翼設計，其前部小翼的傾角 (Angle of Incidence, AOI) 皆比主 (後) 翼為高。

B、當載具的攻角 (Angle of Attack, AOA) 增加時，前部小翼會先失速，因而降低了主 (後) 翼的攻角，故主翼並不會失速，但載具將出現上下的飛行特性。當將操縱桿拉到最後位置時，會導致前部小翼的失速，但此時後翼仍不會失

速，可繼續飛行，由於此載具不易失速的特性，若設計妥當的話，具有前部小翼之超輕型載具將不易產生螺旋（Spin）的情況。雖然如此，但仍必須注意，具有前部小翼之超輕型載具比起其他一般傳統設計的載具，其失事率仍是差不多的，原因說明如下：

- (a) 起飛時由地面滾行至開始飛行這段過渡期間，對於具有前部小翼的載具而言，相較於其他傳統設計的載具，更具有決定性。
- (b) 某些具有前部小翼的載具，由於載具的重心及俯仰操控的敏感性，使得載具在離地（Lift-off）時，容易造成仰角過大。
- (c) 某些具有前部小翼的載具，從駕駛座看出去時，所能看得到周圍的載具結構太少。但有些具有前部小翼的載具，可看得到周圍的載具結構則太多。由於這些設計上的差異，對於具有一般載具操作時數及經驗的操作人，仍會因為參考點不同的問題，導致操作具有前部小翼之載具的俯仰姿態產生誤差，例如：起飛或降落時的機頭太高等。
- (d) 此外，具有前部小翼的載具，其起飛特性與其他一般傳統的載具亦不相同，對於配備推進式螺旋槳的前部小翼載具而言，其起飛時需要較高的仰轉速度。
- (e) 一般傳統設計的載具，只要維持足夠的空速，加上載具從主起落架（旋轉軸）至機尾所得的力臂較長，當操作人在良好的操控下，可使載具保持在一個正向的攻角的情況下，即可讓載具開始仰轉（Rotation），此時載具尾翼所需的升力不需要很大。也由於這個在相對較低空速所產生的升力，讓載具在速度稍小於飛行速度時，即可將載具仰轉進入起飛姿態，隨後則在載具加速至飛行速度後起飛離地。
- (f) 另外，具有前部小翼的載具，在升降舵全行程的情況下，

當載具速度所產生的升力未足以抵抗下列向下力量時，載具的鼻輪仍會緊貼著地面：

- 鼻輪所承受的重量，加上；
  - 鼻輪及主輪輪胎所產生之摩擦力導致將鼻頭轉向下的力矩，以及螺旋槳在起飛前進行地面滾行，所產生向下的推力分量。
- (g) 由於具有前部小翼的載具，其主翼可能比前部小翼更早達到起飛速度，因此鼻輪仍會緊貼著地面，直到載具已達到起飛速度。此時載具會產生旋轉，而整個飛離地面。
- (h) 當具有前部小翼的載具，其推力線高於重心位置時，對載具的俯仰配平操控，會隨著載具動力增加，而有更明顯的變化。當動力減少，需要將操縱桿往前推時，載具的反應情形對於有經驗的操作人而言，較無影響。但對於沒有提防或是較無經驗的操作人而言，將是一大考驗。若是對於飛行特性不熟悉，可能導致人為所引起的載具俯仰震盪（Pitch Oscillation），進而影響某些飛行情況，如：放棄起飛。
- (i) 由於具有前部小翼的載具的獨特性設計，在其降落時，機頭姿態相較於其他一般傳統的載具為高。但是操作人往往不願意將機頭抬高，因為此時從座位看出去的視野會較狹小，也因此前部小翼載具的操作人，常以較淺平的降落角度進場，而此較小的進場角度，將導致進場速度較所需的來得大。當操作人欲降落時，建議其測試時所用的跑道長度，比一般同等馬力、操控性能的載具，所使用的跑道至少再長 1,000 呎，換句話說，在操作人對於該載具的降落特性更加熟悉前，皆應使用較長的跑道。
- (j) 假如操作前部小翼載具降落時的攻角太高，則前部小翼會產生失速，但此時載具的主翼仍然繼續產生升力，因此載具的前起落架，會因為前部小翼失速，而重重地撞擊跑道而損壞前起落架。

(k) 至於 Quickie 型的前部小翼載具(具牽引式螺旋槳的設計)，其在地面旋轉機頭而起的能力較為有限，加上這種型式的載具，其前部小翼及主翼在地面的攻角較為受限，因此需要較大的起飛速度，也因而此型載具在起飛時，不需要太大的俯仰姿態變化，即可飄浮似起的飛離地面。

(1) 有些具有前部小翼的載具，其機翼前緣及上部翼面對於雨水或其他的污染物非常敏感。像水滴、霧氣、撞碎的昆蟲，或甚至是上漆的品質不良等，皆會擾亂流經前部小翼翼面層流 (Laminar Flow)，而導致升力的喪失。也由於升阻比 (L/D) 的降低，使得載具失事的機率提高。

(2) 試飛注意事項：純粹就設計的觀點而言，具有前部小翼的載具並不會失速，或者至少不會以一般的模式失速。但試飛員進行具有前部小翼的載具穩定特性飛行測試時，仍應注意下列事項：

A、在某些情況下（通常在載具重心偏後時），前部小翼載具的主翼會比小翼先失速，使得載具的機頭抬的很高，直到前部小翼也跟著失速為止，而此時載具的機頭將因失速而向下至幾乎為水平的姿態，使得載具最後的空速終趨近於零，而攻角亦會到達或超過 45 度。這樣的高攻角姿態 (High-alpha) 會一直將載具陷入在嚴重的失速的狀態，可能無法改正。

B、對於新設計或剛從組件完成組裝的前部小翼載具，應先進行飛行測試，以測試該載具的俯仰穩定性 (Pitch Stability)。而此飛行測試的目的在確認該載具並無危及飛行安全的現象出現，且其測試應以合乎邏輯及合理的方法、程序進行之。

(a) 若載具在平飛時進行配平操控，當在操縱桿施加力量及放開後，載具皆可回到其原來狀態時，則該載具具有正向的俯仰穩定性。

- (b) 若在操縱桿施與一定力量時，載具一直保持在所控制的姿態，則該載具具有中性的俯仰穩定性。
  - (c) 若在操縱桿施與一定力量時，載具會開始偏離所操控的姿態，且有逐漸越來越難以控制的趨勢，則該載具具有負向的俯仰穩定性。
- C、飛行測試前，應謹慎地量測與計算載具的重量及其重心位置。同時為使載具的承載能在原設計的前後重心限制範圍內，必須仔細計算所需的載具承載重量及相關的力矩數值。剛開始的飛行測試，應將載具的重心控制在重心限制範圍中最前面的位置，在飛行測試時，將載具操控在可將手離開操縱桿的飛行狀態，然後慢慢地將油門關小，此時利用增加俯仰姿態，來維持載具的飛行高度。當操縱桿拉到最後的位置時，瞬間將向後拉之操縱桿釋放，若該載具具有正向的俯仰穩定性時，則該載具將會回復原來的俯仰姿態，且一直維持在該姿態一段時間。切記一架安全的載具應能展現其正向的俯仰穩定性。
- D、後續可再進行另外的飛行測試，測試時可將載具重心位置由一開始飛行測試時在最前面的位置，逐漸往後移動，然後觀察載具的飛行姿態的變化趨勢。當測試時的重心位置，移動到快要接近重心限制範圍內的最後位置時，操作人可感受到載具呈現中性的俯仰穩定狀態，或者感受到載具無法自動回復到原來姿態。如果在重心限制範圍內，繼續再將重心往後移動時，則載具的飛行將開始偏離原來配平飛行（中性的俯仰穩定狀態）的路徑。
- E、有些載具的設計或製造者，在載具上安裝可移動式的配重容器，可在載具的飛行途中，調整載具的重心位置。另外，當載具所欲測試的重心位置，將超出重心限制範圍時，建議在載具上先行安裝彈射傘系統（Ballistic Recovery System）或抗螺旋傘系統（Spin Chute System）。且試飛員應在載具開始不可控制時，必須下定決心逃離載具。

#### （八）超輕型載具機體檢查

## 1、差異性

(1) 目的：作為超輕型載具操作人額外之參考及協助新超輕載具所有人發展飛行測試計畫。

(2) 定義：本章所定義之超輕型載具係指使用傳統 2 或 4 行程汽油引擎，並依超輕型載具管理辦法操作之固定翼超輕型載具。

A、許多通用航空團體視業餘組裝類或套裝類之載具為同一類設計，因此所有飛行測試之程序應完全相同，在許多案例中這個假設也許是正確的，但這兩類仍有數個顯著之差異：

(a) 大多數之超輕載具都是由套裝組件組裝，不像業餘組裝類大部分的機身 (51%) 及零組件是由組裝者自行製造。大部分套裝/超輕載具製造者的操作人操作/飛行手冊通常是精確並且滿足本通告中前幾個章節中所需之訊息。民航局建議新機所有人飛行前一定要查閱操作人之操作手冊。

(b) 超輕型載具所有人更換之頻率要比業餘組裝及通用航空超輕型載具高。超輕型載具雖然是使用過之超輕型載具，但新所有人通常不熟悉該超輕型載具之操作特性。對於一個新的載具所有人而言，一套完整測試/訓練計畫必須視為最優先之安全考量。

(c) 新的飛行技術必須發展出來。每一位超輕載具操作人/所有人必須能提出較小尺寸、較輕機翼負載、較輕之重量及較大拉力設計對慢速飛行之影響。

B、因為這些差異，民航局建議每一位新的超輕載具所有人不管超輕載具是買的，使用過的，或者超輕載具已有製造者提供之飛行手冊，都要設計一套自己的飛行測試計畫。超輕載具飛行測試計畫並不需要廣泛地像建議給業餘類超輕型載具一樣，但必須能描述飛行狀況及在緊急時被找出來使用。

C、當把這些差異都記住時，下 3 個章節將會說明超輕型載具



新機與舊機飛行測試之問題，包含飛行前檢查、引擎及燃油操作及檢查及超輕型載具飛行測試。

- D、建議超輕型載具所有人/操作人在新機或舊機是非前引用先前章節說明之飛行測試計畫或安全建議以維持專業性進行飛行測試。

## 2、試飛員（資深超輕型載具操作人）

- (1) 概述：不管超輕型載具是全新或使用過的都必須適當的評估。一個新的載具所有人必須雇用有經驗超輕型載具飛行指導員。

- A、指導員必須在超輕型載具經過適當的組裝、檢查、引擎試車及滑行才可進行飛試。本公告不建議一位新操作人與新/使用過超輕型載具一起學習飛行。

- B、試飛員必須是有經驗並且稱職的。他/她必須至少完成 100 小時單飛在類似型號與型別之超輕型載具，並且完全遵循飛行測試計畫。該飛行測試計畫必須能檢視超輕型載具及其性能，飛行測試開始於飛行前檢查，並只能在試飛員檢視過超輕型載具登載之飛行包絡線後才能結束。

## 3、試飛前之機體檢驗

- (1) 概述

- A、符合本章之超輕型載具所有人應了解，由於本身機體結構重量輕，並由薄金屬管構成整個機身及機翼結構，因此容易產生金屬疲勞。當鋁管所承受之應力超出其彈性變形之範圍時，會在最高的應力點產生像白色粉狀的外觀，亦即代表腐蝕的發生。其他像彎曲及變形等現象，亦為高應力點的徵兆，故一旦發現時，應立即停止飛行活動，並進行適當的修理工作。

- B、金屬管及結構搭接處會因為對緊固螺栓施予過大的扭力，而導致其承受力量的極限值降低。另外，如果支撐管件或機體結構產生的凹陷或受損且沒有修復時，折彎變形或凹

陷處將形成裂紋，最後這些裂紋將造成結構的失效。

**注意：**若購買的已使用過的超輕型載具，建議透過熟悉該型載具人士的協助，對該載具進行細部的接收檢查。並且應以航空品質等級的相同零件更換現有的五金標準件(如：螺帽、螺栓、彈簧等)。

C、如可能時，應將機體的織布移除，以檢查其下覆蓋的結構是否有凹陷、裂紋及腐蝕發生。同時檢查機翼縱樑的上下表面是否有壓傷(起皺的金屬表面)，並檢查所有的機翼、起落架、引擎支架、引擎本體，以及機尾連接點是否有磨損、伸長孔或其他的損傷。

D、如果發現機體上有先前所做的修理，則應與原製造廠連繫，確認該處是否可執行修理工作，以及該修理的現況是否仍然適合飛航。

(2) 檢查表：超輕型載具的試飛計畫應包括一份試飛前的檢驗用檢查表，該檢查表應包含原製造廠所有逐項的檢查步驟，加上下列從起落架檢查開始的建議檢查項目：

A、起落架：起落架為載具起飛前仍觸地以及降落後首先觸地的重要零組件，而且大部份的載具皆在道面條件很差的飛行場地起飛，因此載具的起落架承受極大的應力。故檢查表應包括原製造廠所有建議的檢驗項目，並同時檢驗下列項目：

- (a) 起落架與機身連接點的情況，以及起落架及輪胎與機身縱軸是否在同一直線，如果起落架連接點與機身縱軸有所偏差時，載具行進方向將偏離跑道，而影響到載具的起飛與降落。
- (b) 伸長的螺栓孔、鬆脫的 AN 等工業標準件、折彎的管件、輪轂及連接點的情況、輪轂軸承、胎壓不足、輪胎及剎車的情況。
- (c) 剎車的狀況及其作動是否正常，包括剎車管線/控制線是否與起落架支架互相磨擦。

(d) 如適用時，對於可控制方向的鼻輪，檢查其情況及其操作是否正常。

(e) 如適用時，檢查尾輪及滑橇，檢查其情況及其操作是否正常。

B、機翼零組件：超輕型載具的機翼，由緊繞過機翼結構管件的人造帆布所組成，此類的帆布容易受到陽光的紫外線而產生材質的變化，因此若不妥善的防護，則在六個月內該機翼就會變成安全性問題。故檢查表應包括下列檢查項目：

(a) 確認帆布沒有因為外物損害所產生的任何撕裂或磨損。

(b) 檢查上機翼帆布的狀況，是否有明顯因為陽光紫外線的照射，而使其強度降低的現象。如果與下機翼帆布相互比較後，顏色有嚴重褪色情形時，應利用帆布測試機 (Manule 或 Quicksilver 型)，測試帆布之強度是否仍在原製造廠規定的使用極限內。但如果原製造廠並無規定使用極限，可使用 46 磅，或原拉伸強度 70% 或更高，以其中較高者進行測試通過後，則仍為適合飛航。若測試未通過時，則必須在下次飛行前予以更換。

(c) 針對飛行控制與降落有關的鋼繩，檢查其張力、佈線、連接點及整體情況是否正常，同時仔細檢查鋼繩的末端 (Swaged End)。可在每條鋼繩與其末端之間漆上紅漆，當鋼繩已拉長時，鋼繩上之紅漆位置與鋼繩末端之間則會產生間隙，表示鋼繩末端即將失效，必須在下次飛行前予以更換。

(d) 檢查飛行控制鋼繩是否有磨損，以及裝調是否正確。可使用布料檢查所有飛行控制（機翼及機尾部份）與降落有關的鋼繩，如果移動布塊發生阻礙現象時，則可能在該處有鋼繩磨損現象，應再進行細部檢查，如可能的話，將鋼繩彎成 U 字型，然後檢查內部鋼繩是否磨損、斷裂。此外，檢查鋼繩的滑輪是否有磨損、操作是否正常，如果產生的嚴重的磨損情形，則代表鋼繩佈線可能有誤，

必須在下次飛行前予以改正。

- (e) 針對機翼翼前/後緣、機翼支柱、副翼、襟翼、擾流板之鉸鏈及連接點，檢查是否有鬆脫的鉚釘、裂紋、伸長孔及磨損。確認所有使用五金標準件（螺帽、螺栓等）皆為航空品質之等級。
  - (f) 檢查所有機翼擾流板（如適用）上的彈簧或幫機彈簧（bungee）是否仍然在可用狀態，而且確認在擾流板未使用時，其平面仍保持與上機翼之平面一致。
  - (g) 在每次載具進行重新組裝後，檢查整個載具的飛行控制鋼繩是否調校（Rigging），建議以顏色區分不同的鋼繩（如：紅色對紅色、藍色對藍色），以方便組裝。
  - (h) 檢查所有金屬表面是否有腐蝕的情況。鋁件的腐蝕現象通常是在表面產生白色的粉狀物，而且表面不甚平整；至於不銹鋼件的腐蝕現象通常是在表面產生鏽斑。異金屬的腐蝕的產生來自於不同類的金屬互相接觸所致，可參考 FAA AC 43.9「Corrosion Control for Aircraft」文件。
  - (i) 在起飛前確認機翼翼前緣、機尾表面之清潔，沒有昆蟲、雜草或泥巴。
- C、機身組零件：機身為載具龍骨結構，所有飛行及地面操作應力，皆會由機翼、機尾、起落架及引擎透過與機身的連接點傳回機身。因此，必須特別注意這些承受高應力的區域，否則這些連接點及相關的五金標準件的失效，將導致整個結構的嚴重失效。
- (a) 檢查飛行控制相關零組件之操作、行程及操控止檔（Stop）是否正常。確認所有的飛行控制鋼繩沒有急劇的彎曲角度。
  - (b) 檢查引擎控制鋼繩操作是否正常，是否沒有彎曲且牢固在機體上，且無滑脫情形，以免傳遞不正確的訊號至引擎控制上。

- (c) 檢查儀表板是否牢固在機體上，所有儀表的連接是否穩固，操作是否正常，以及儀表指示的範圍及極限值是否正確。
  - (d) 檢查結構管件是否彎曲或損壞，當管件已經彎曲時，必須予以修理或更換，此時如將已彎曲的結構管件矯直，會使損壞區域產生局部硬化的情形，而加速其失效。
  - (e) 檢查玻纖結構是否有裂紋、脫層、孔洞，特別是機身底部。
  - (f) 檢查座椅、座椅支架、安全帶/肩帶、座椅與機體連接點、夾持裝置/環，以及其他五金標準件等，是否牢固、安全(如：開口銷 Cotter pin、保險絲 Safety Wiring)，以及整體狀況是否正常。
  - (g) 檢查座椅安全帶/肩帶是否可正常操作、整體狀況是否良好。
  - (h) 檢查緊急彈射傘的裝備及安裝是否正常(可參閱第 1 章第 3 節)。
- D、機尾：機尾段包含載具三大飛行操縱面中的其中兩項：方向舵（轉向控制）及升降舵（俯仰控制）。對於兩軸控制的載具而言，機尾則僅有升降舵進行飛行控制。檢查時特別注意連接點、五金標準件，並確認兩項控制系統的操作正常。
- (a) 確認主控制及配平系統(如適用)的操作行程正常，飛行控制鋼繩已正確拉緊，以及所有的鋼繩連桿（Turnbuckle）已安全上緊。
  - (b) 針對方向舵及升降舵控制桿上的鉸鏈及連接點，檢查是否有磨損、裂紋、伸長的螺栓孔。確認所有操控停止點（Stop）已安裝牢固。
  - (c) 檢查飛行操縱面的前/後緣是否損壞。
  - (d) 檢查帆布是否有損傷或因陽光紫外線照射而產生材質變

化。

## （九）超輕型載具發動機及燃油系統檢查

### 1、發動機檢查

（1）目的：本章提供超輕型載具飛行員與發動機及燃油系統相關；除了製造商所列之檢查項目外，附加之檢查項目建議。

#### A、發動機部份

- （a）每次飛行時必須檢查發動機與機身介面、避震機構（Vibration Mount）及連接點之結構及固定是否良好。  
**注意：**如果在之前安裝發動機時；在用螺桿將發動機鎖緊在機身上時曾在螺桿頭和機身固定介面劃上標記（如第八章所述，紅色指甲油是一種很好用的標記工具），則此時可檢查該標記在介面處是否有不連續現象，如果發現標記不連續表示固定螺絲可能已鬆動。
- （b）檢查所有的軟管固定箍子（Clamp）是否已將軟管箍緊。
- （c）檢查燃油或滑油是否有洩漏。
- （d）檢查空氣濾網是否清潔及是否固定良好。
- （e）確定所有的火星塞規格正確並已鎖緊。檢查火星塞線路、火星塞套是否安裝牢固。如果是汽缸非對稱排列（如汽缸為一字排列或 V 型排列於機軸下方）的發動機（俗稱反式發動機 Inverted Engine），由於火星塞可能承受應力，所以也需檢查火星塞套的止擋機構是否完好且牢固。其次；如果有緊急關斷開關，也需確定其易於進手且功能正常。
- （f）檢查化油器及活門連桿狀態是否良好，並確定皆可平順地由怠速位置移動至全功率位置。
- （g）檢查化油器座（Boot）是否有裂痕，化油器座有裂痕時可能會吸入空氣，導致貧油、高汽缸頭溫度（CHT）及高尾溫（EGT）等現象，並可能造成發動機失效。

- (h) 檢查燃油開關閥、燃油濾及燃油交輸閥 (Crossover Valve) 是否功能正常。
- (i) 將燃油系放水及排放沉澱物。
- (j) 檢查燃油箱固定是否牢固、是否加滿油。適用時並檢查其燃油/滑油混合比是否正確。

## B、廢氣排放系統檢查

- (a) 大部份的二行程發動機出廠時已進行排氣系統調整，以提供發動機所需要的背壓。但有時為因應發動機安裝限制，排氣系統需要做一些修改。如果安裝時要進行排氣系統的部份修改，需先諮詢發動機製造商意見，並於獲其同意後再進行。
- (b) 排氣系統必須安裝載具抑震 (Vibration-damping) 作用的元件上，並上保險。排氣系統與機身接合處的球式接頭 (Ball Joint，為固定排氣系統的一種彈性可變形接頭，以抵消排氣系統零件因溫度大幅變化熱漲冷縮對接合處所造成的應力作用) 其安裝位置應不承受張力，球式接頭內部則應加入防止機件咬死及耐熱的潤滑機油，以確保球式接頭能自由活動。有些發動機的排氣系統會使用彈簧將球式接頭保持在壓縮狀態。對於此類發動機，請將通過彈簧的保險再打緊一點，以確保彈簧與排氣系間接合的牢固性，避免萬一彈簧斷裂鬆脫時打到螺旋槳 (如為後置螺旋槳式飛機)，或打到機翼上表面或機尾 (如為前置螺旋槳式飛機)。
- (c) 另一種防範彈簧斷裂打到螺旋槳的方法是順著彈簧變形的方向打上耐高溫矽膠。萬一飛行中彈簧發生斷裂時，在飛機落地前矽膠可將斷裂的部份或全部彈簧碎片卡住，降低打到螺旋槳的機率。

## C、風扇冷卻

- (a) 對於以風扇散熱並附外罩的發動機，安裝時要特別小心。

必須確定發動機安裝後由風扇散熱管道出口所排出的熱氣不會迴流回到散熱風扇進口（因為可能導致散熱不良）。如果有任何疑慮，量測進入散熱風扇的溫度，判斷其溫度是否過高。

- (b) 對於全新的發動機，散熱傳動皮帶通常不會有張力異常的問題。但對於已使用過的發動機，由於傳動皮帶由皮帶輪（Pulley）帶動，經過一段時間，皮帶張力可能會降低。其次，如果皮帶輪某些部位已經生鏽現象，可能造成皮帶快速的磨損。因此在進行目視檢查時，要小心檢查散熱傳動皮帶或皮帶輪上是否有生鏽和磨損的跡象。

#### D、減速齒輪

- (a) 大多數裝在輕型航空器上的發動機是配置減速齒輪的二行程氣冷式發動機。減速齒輪通常是以螺栓固定，其功用則是將發動機的高轉速輸出降低至適用於螺旋槳使用且較具效率之低轉速輸出。
- (b) 減速齒輪 V 型皮帶張力檢查：通常減速齒輪的 V 型皮帶的張力檢查方法是將皮帶抓住扭轉，正常態狀下皮帶可以扭轉的範圍應該不超過半圈。
- (c) 接下來確定減速齒輪箱已依據製造廠家的手冊或指令加入適量的滑油，且滑油漏油螺栓及濾網皆功能正常。
- (d) 減速齒輪箱測漏：保持發動機關車，拔掉火星塞，用手抓住每片螺旋槳葉片大約中間位置，將葉片向上及向下旋轉，再將葉片向外拉及向內推動，然後檢查減速齒輪箱軸承是否有滑油洩漏的現象。
- (e) 不論驅動皮帶輪或被驅動皮帶輪的偏心都會造成轉動時皮帶張力的變動，並可能造成皮帶、發動機或螺旋槳傳動軸承的快速故障。檢查皮帶輪是否偏心的方法為：拔掉火星塞，然後用手分多次慢慢旋轉發動機（每次旋轉約 45 度）。不論發動機的旋轉角度為何，皮帶的張力應該都沒有明顯的變化。如果測試中發現皮帶張力有變化



的明顯，則必須進行進一步的檢查；例如可使用刻度盤檢查發動機皮帶輪或螺旋槳皮帶輪傳動軸的平直度（Straightness）。

## 2、發動機檢查：

（1）一般性說明：許多輕型航空器用發動機所遭遇的問題是源起於其所使用的燃油。由於有些國家或地區所核准銷售的部份車用燃油會添加 10% 的酒精，且不加標示，而燃油加入酒精對飛機用發動機可能造成不良的影響，所以在加油前必須確定使用的燃油成份不含酒精。

A、燃油酒精成份測試：用一個有蓋的細長的玻璃瓶，在由底部向上約一英吋的位置用膠帶或奇異筆做記號。先將玻璃瓶加水至該記號位置，然後用測試的燃油樣本將玻璃瓶加滿，此時在水及油的介面可以看到會有明顯的分界線。接下來將玻璃瓶加蓋後用力搖晃，然後靜置約一分鐘再做觀察，如果發現油及水的分界線向上移動，則代表燃油樣本中含有酒精，這種燃油不適用於飛機發動機。

B、燃油系點火系（Primer，為往復式發動機使用的小型手動泵，功能為將汽油噴入進氣系中以啟動發動機）檢查：仔細檢查位於進氣系文氏管中間的點火球（Primer Bulb）外觀是否良好，因為點火球會隨時間逐漸劣化，並可能因此造成漏氣及貧油現象（已知使用塑膠製單向閥的點火球可能會破裂而鬆脫，進而阻塞燃油管路）。建議調整燃油管路安裝方式，使燃油以由下而上的方式通過點火球，如此可將點火球破裂鬆脫後阻塞燃油管路的機率降至最低。其次，建議在燃油管路上加裝固定式的燃油壓力表，萬一發動機油路阻塞時油壓表可供以檢查燃油系操作情況，飛機在大攻角姿態時也可供以檢查燃油流量。

C、濾網、燃油管路及活門（Throttle）

（a）燃油箱中的指型濾網應每飛行 10 小時檢查一次，確定是否含有碎片或掉漆。對於二行程發動機，建議使用奈龍

(Nylon) 網狀燃油濾網。避免使用以紙成份所製成的濾網，因為水接觸到滑油清洗劑所產生的化學反應會導致這類濾網嚴重地限制燃油流動，而且不易被發現。燃油濾網的位置應與燃油泵、化油器等分開安置，並位於兩者之間，以利進行起飛前檢查，並防止濾網兩側低壓側可能之氣漏現象。

- (b) 檢查塑膠製燃油管路是否有因使用過久產生硬化、褪色及其它可能的異常現象。每次飛行前必須檢查燃油管路接頭。用套接方式固定的燃油管在飛行中可能會發生脫落，造成燃油供應中斷，所以燃油管的入口及出口都必須用箍子 (Clamp) 固定。最後，注意燃油管路中必須留有鬆弛部份，以防止因振動可能造成的龜裂。
- (c) 如果二行程發動機有兩個化油器，必須確定這兩個化油器的活門是同步作動的。化油器活門不同步作動將導致一個化油器富油而另一個貧油，進而造成汽缸過熱，並可能造成彈缸或汽缸穿孔。

#### D、造成高耗油的可能原因

- (a) 空氣濾網太髒，造成富油。
- (b) 螺旋槳與發動機配合不良。
- (c) 化油器燃油量測浮動探針調整不良。
- (d) 燃油壓力設定過高。
- (e) 安裝了錯誤的化油器燃油噴嘴組件。
- (f) 燃油量測浮動閥故障。
- (g) 發動機或螺旋槳的過大振動量造成燃油量測浮動閥為“開”狀態。

#### (十) 超輕載具飛行測試建議

「倉促是憂慮的明顯表徵」 Arnold H. Glasgow

“Hurrying is a visible sign of worry.” Arnold H. Glascow

## 1、三個建議

(1) 目的：列出適用於超輕載具飛行測試計畫的額外項目。

(2) 建議

- A、即使一位超輕載具製造商/所有人或操作人，具有波音 747 超輕型載具 20,000 小時飛行經驗的機長身份，如果開始時未接受經檢定及授權的超輕載具指導員的訓練及指導，是不能操作超輕載具。
- B、超輕載具的特性是易受超過 15 哩/小時風速影響，所以超輕載具飛行測試需於微風（Light）及靜風狀況下執行。
- C、即使是頂尖的戰鬥機駕駛員，在操作超輕載具時仍需處理空速，由於失速至全動力最大速度間的範圍很小、高阻力及輕重量，空速是操作超輕載具最重要的事。

## 2、活動場地選擇

(1) 目的：選擇活動場地以執行測試飛行超輕載具。

- A、大部分超輕載具是從未整理的簡易草坪起飛，超輕載具於任一地方飛行測試起飛前，須確定裝設於附近的風向袋或旗誌可提供風向及風速之指示。
- B、小心檢查每一活動場地，注意並將周圍地勢、人工建築物、電線、電話線及樹林紀錄於飛行測試計畫內，紀錄哪些因素可能危害飛航。
- C、確定活動場地迎向盛行風方向，在選擇活動場地前，需確定發動機失效時，附近是否有迫降場地。

## 3、滑行

(1) 概述：就如同第 2 章所敘，滑行的設計與執行需符合飛行測試計畫目的。除了確定超輕載具於低速及高速滑行、煞車、發動機監控及增進操作人員的技能外，飛試計畫需考量發展

下列：

- A、於滑行中的側風操作特性。
- B、觀察當動力快速變化時載具的反應。
- C、練習發動機從啟動到關車的程序。

註：當滑行前三點式超輕載具時，方向舵的輸入反應為正比，就如同汽車一樣。如果是後三點式的設計，則預期在轉彎時要先施以較大的操縱輸入再緩慢減輕方向舵上的壓力，如果不這樣操作，因為主起落架到尾輪的力臂較主起落架到鼻輪的力臂為大——將會使載具打地轉（Ground Loop）。

#### 4、首飛差異

「彷彿天使就在一旁注意並紀錄你的言行般地飛行」 Dr. Anthony Romanazzi, DMD and Ultralight pilot(1994)“Fly as if angels are watching you and taking notes.” Dr. Anthony Romanazzi, DMD and Ultralight pilot(1994)

- (1) 動力使用：普通航空器（General Aviation Aircraft）與超輕載具間最大差異在於超輕載具動力的改變會迅速改變空速。載具有可能在4秒內就從巡航速度掉至失速速度以下，這是由於大部份超輕載具有輕重量、高阻力外型及速度範圍較小的特性。為避免非預期的失速，勿於短時間內減少過多動力，並應隨時監控空速。
- (2) 操控感覺：因為超輕載具有較低巡航速度及較輕總量，所以飛行操縱感覺會較輕而靈敏。然而，當操縱輸入後，如為快速機或總重較重時，其反應速率會較為遲緩。
- (3) 失速：由於有較大的上反角，大部份超輕載具的失速的發展極為平直（Straight Forward），尤其當無動力失速時，載具僅會有輕微的結構顫震，唯一可讓操作人員感受到的失速現象，就緩慢的機頭下沉、高度急遽損失以及突來的操縱遲緩與無效。

- (4) 小轉彎：當超輕載具執行小轉彎時，會增加重量(g 值)及阻力，使得動能（空速）很快被消耗，操作人員需監視空速以避免不慎失速或進入螺旋。

## 5、緊急程序

- (1) 發動機失效：對於超輕載具及業餘製造載具，最常見的緊急情況便是發動機失效。當一具發動機失效時，先保持操控載具！推機頭以維持空速，選擇適當降落地點並逆風降落。

A、假如操作人員瞭解發動機失效的原因（如忘記更換油箱）且在飛行中很容易修復，就進行故障排除，不要專注於重新起動發動機，如果太專注於發動機重新啟動程序，會使操作人員過於分心，一不小心就會因消耗過多的空速而使載具進入失速/螺旋。

B、最好方法就是重覆熟練發動機失效程序，直到完全熟練為止。

- (2) 失控：這是另一個需於飛測計畫書中提及的緊急程序，諸如副翼/擾流器(滾轉軸)、方向舵(偏航軸)或升降舵(俯仰軸)突然失去作用等。在所有的緊急情況下，操作的修正輸入量都必需微小且柔和。

A、方向舵失控或方向舵卡住，通常可以反向的副翼來克服，這是交叉操作的情形。大量及快速的操縱輸入會引起失速/螺旋，尤其當載具處於於落地外形及/或於低速操作下。

B、副翼失控，通常可以運用方向舵來克服，轉彎坡度應力求平緩，以避免方向舵操縱輸入引起過大的偏航移動（Yaw movements）。

C、升降舵失控是操作人員可能經歷的最嚴重失控情況，假如升降舵卡於一固定位置或失效於隨風擺動的位置，操作人員需測試不同動力配置，以決定增加推力會抬高或降低機頭的份量。

- (3) 嚴重（災難性）故障

A、對於可能造成人員損傷的嚴重災難性故障，可藉由緊急彈射傘系統來減低失去生命或損傷的機會，如果已無法重新獲得操控，且載具配置有該等彈射傘系統，則可及時於高度失去前啟動該裝置。

(a) 操作人員需確定啟動彈射傘較諸其他可行方法是最佳的選擇。一旦開啟傘艙 (Canopy)，操作人員就會變成乘客，因其已無法控制超輕型載具。

(b) 然而，即使傘艙已被開啟，操作人員仍需注意下方可能會阻礙他/她安全降落的電線、樹木、岩石、水面及公路。

## 六、相關規定及參考文件

(一) 適用範圍：

超輕型載具進行飛行測試之操作高度必須依操輕型載具管理辦法之規定，飛行測試之操作高度如超過原有核准空域之規定，則必須依規定向民航局提出飛試申請，經核准後才可進行。

(二) FAA AC90-89B 「Amateur-Build Aircraft and Ultralight Flight Testing Handbook」

簽署：\_\_\_\_\_

飛航標準組組長林俊良

**AMATEUR-BUILT**

**AIRCRAFT**

**FLIGHT**

**TEST**

Reference

AC 90-89A Amateur-Built Aircraft And Ultralight Flight Testing

# **AMATERU-BUILT**

## **FLIGHT TEST**

### **CONTENTS**

#### **Requirements**

#### **Section 1. Low Speed Taxi Tests**

#### **Section 2. High Speed Taxi Tests**

#### **Section 3. Weight and Balance**

#### **Section 4. Pre-Flight 1<sup>st</sup> Flight**

#### **Section 5. First Flight Procedures, 1<sup>st</sup> hour**

#### **Section 6. Second Flight, 2<sup>nd</sup> hour**

#### **Section 7. Third Flight, 3<sup>rd</sup> and 4<sup>th</sup> hour**

#### **Section 8. Forth Flight, 4<sup>th</sup> through 10<sup>th</sup> hour**

- a. Climbs**
- b. Descents**

#### **Section 9. Fifth Flight, 11<sup>th</sup> through 20<sup>th</sup> hour**

#### **Section 10. Stability**

- a. Static Longitudinal Stability**
- b. Negative stability**



- c. Static stability
- d. Positive Dynamic Longitudinal Stability
- e. Lateral-directional Stability
- f. Static directional Stability
- g. Spiral Stability

## Section 11. Flutter Tests

## Section 12. Spin Tests

## Section 14. Emergency Procedures

Make: \_\_\_\_\_

Model: \_\_\_\_\_

N-number: N\_\_\_\_\_

## Section 1. Low Speed Taxi Tests

### Objective:

1. To ensure aircraft “**tracts**” straight.
  - a. Directional control at 20 percent below anticipated take off speed \_\_\_\_\_.
2. Engine instruments and braking are adequate:
  - a. Cooling temperature      low \_\_\_\_\_ Normal \_\_\_\_\_ High \_\_\_\_\_.
  - b. Oil temperature              low \_\_\_\_\_ Normal \_\_\_\_\_ High \_\_\_\_\_.
  - c. Oil pressure                      low \_\_\_\_\_ Normal \_\_\_\_\_ High \_\_\_\_\_.
  - d. Cylinder head temperature low \_\_\_\_\_ Normal \_\_\_\_\_ High \_\_\_\_\_.
  - e. Left brake \_\_\_\_\_ Right brake \_\_\_\_\_  
 Grabs \_\_\_\_\_ Spongy \_\_\_\_\_ Holds \_\_\_\_\_ Normal \_\_\_\_\_

**\*\* NOTE \*\***

**All taxi tests should always be monitored by a minimum of one other member of the flight test team who will watch for smoke/fire or other problems no visible to the pilot.**

**First taxi test:**

1. Begin with a taxi speed of no faster than a man can walk.
2. Practice 90, 180, and 360 degree turns.
3. Check braking action and for leaks after each taxi test, see above.

**On the run way flight instruments check:**

1. Check compass should match run way heading Yes ☐ No ☐ Off by \_\_\_\_\_
2. Turn coordinator/turn and bank
  - a. Right hand turn ball should skid left Yes ☐ No ☐
  - b. Left hand turn ball should skid right Yes ☐ No ☐
3. Vertical speed indicator should read zero Yes ☐ No ☐
4. Artificial horizon should indicate level Yes ☐ No ☐

**Section 2. High Speed Taxi Tests**

**Objective:**

Determine the aircraft's high speed handling and braking parameters.

1. **Propeller rotation**, determine which rudder pedal to push and how much to compensate of the asymmetrical thrust of the propeller blades.
2. Each taxi test should be 5 mph faster than the last run until the aircraft is within 80 percent of the predicated stall speed.

- a. Test 1, date and speed \_\_\_\_\_
- b. Test 2, date and speed \_\_\_\_\_
- c. Test 3, date and speed \_\_\_\_\_
- d. Test 4, date and speed \_\_\_\_\_
- e. Test 5, date and speed \_\_\_\_\_
- f. Test 6, date and speed \_\_\_\_\_
- g. Test 7, date and speed \_\_\_\_\_
- h. Test 8, date and speed \_\_\_\_\_
- i. Test 9, date and speed \_\_\_\_\_
- j. Test 10, date and speed \_\_\_\_\_
- k. Test 11, date and speed \_\_\_\_\_
- l. Test 12, date and speed \_\_\_\_\_

**\*\* NOTE \*\***

**In a nose gear aircraft the pilot should be able to raise the nose of the aircraft to take off attitude at 80 percent of the stall speed.**

**In a tail dragger aircraft at 80 percent of stall speed the pilot should be able to lift the tail and assume a take-off position.**

**If NOT recheck the weight and balance and CG range.**

3. If runway conditions permit, duplicate each test with the **flaps** in the take-off and landing configuration.

- a. Test 1, date and speed \_\_\_\_\_
- b. Test 2, date and speed \_\_\_\_\_
- c. Test 3, date and speed \_\_\_\_\_
- d. Test 4, date and speed \_\_\_\_\_
- e. Test 5, date and speed \_\_\_\_\_
- f. Test 6, date and speed \_\_\_\_\_
- g. Test 7, date and speed \_\_\_\_\_
- h. Test 8, date and speed \_\_\_\_\_
- i. Test 9, date and speed \_\_\_\_\_
- j. Test 10, date and speed \_\_\_\_\_
- k. Test 11, date and speed \_\_\_\_\_
- l. Test 12, date and speed \_\_\_\_\_

4. Determine how much runway the pilot will need to abort the take-off:

- a. Distance in feet \_\_\_\_\_
- b. **ADD 30 percent to the distance and mark it with a RED flag.**

5. Determine how much runway the pilot will need to take-off:

- a. Distance in feet \_\_\_\_\_

6. Repair all discrepancies before proceeding to Flight Tests.

- a. Date completed \_\_\_\_\_

### SECTION 3. WEIGHT AND BALANCE

Figure 1.

#### DETERMINING TAKE-OFF WEIGHT CG

<u>Items</u>	<u>Weight(LBS)</u>	<u>Arm(Inches)</u>	<u>Moment (IN-LBS)</u>
A/C			
Pilot			
Fuel			
<b>Totals</b>	(**)		(*)

**TOTAL MOMENT** = Takeoff CG or (\*) \_\_\_\_\_ = CG \_\_\_\_\_

**TOTAL WIEGHT** (\*\*)

Figure 2.

#### EMPTY WEIGHT CG

<u>Items</u>	<u>Weight(LBS)</u>	<u>Arm(Inches)</u>	<u>Moment (IN-LBS)</u>
Left Wheel			
Right Wheel			
Tail Wheel or Nose Wheel			
<b>Totals</b>	(**)		(*)

**TOTAL MOMENT** = Empty Weight CG or (\*) \_\_\_\_\_ = CG \_\_\_\_\_

**TOTAL WIEGHT** (\*\*)

## Section 4. Pre-Flight First Flight

### Objective:

1. Date \_\_\_\_\_ Time \_\_\_\_\_ **Recommend early morning.**
2. Winds calm Yes \_\_\_\_ No \_\_\_\_
3. Pilots knee board to write discrepancies and record indications Yes ☐ No ☐
4. Radio works Yes \_\_\_\_ No \_\_\_\_ **If no DO NOT proceed.**
5. Preflight Inspections completed by builder Yes ☐ No ☐
6. Preflight Inspections completed by second experience personnel Yes ☐ No ☐
7. Current weight and balance on board Yes ☐ No ☐
8. Fuel on board 4 times the amount of usable Yes ☐ No ☐
9. Engine oil quantity OK Yes ☐ No ☐
10. Brake fluid quantity OK Yes ☐ No ☐
11. Hydraulic fluid quantity OK Yes ☐ No ☐
12. Canopy or cabin door latches/locks Yes ☐ No ☐
13. Preflight Inspections completed by builder Yes ☐ No ☐
14. Preflight Inspections completed by builder Yes ☐ No ☐
15. Fuel valve proper position/vent line open Yes ☐ No ☐
16. Trim tabs set for take off Yes ☐ No ☐
17. Altimeter set to field elevations and cross checked local Yes ☐ No ☐
18. Control system functional check Yes ☐ No ☐
19. Radio ground frequencies \_\_\_\_\_ Yes ☐ No ☐
20. Radio air frequencies \_\_\_\_\_ Yes ☐ No ☐
21. Engine cowling/fairing secured Yes ☐ No ☐
22. Airspeed indicator marked with sticky tape **BEST Climb** Yes ☐ No ☐
23. Airspeed indicator marked with sticky tape **BEST Glide** Yes ☐ No ☐
24. Airspeed indicator marked for **BEST Maneuvering** Yes ☐ No ☐
25. Landing gear in the down position first flight only Yes ☐ No ☐
26. Log tach time, start time \_\_\_\_\_ Yes ☐ No ☐

**Number of ground hours logged** \_\_\_\_\_ **hours** **total hours** \_\_\_\_\_

**\*\* NOTE \*\* CHASE PLANE**

**Determine whether a chase plane should be used during the Flight Test Phase.**

**Yes** ☐ **No** ☐

## Section 5. First Flight Procedures

**Objective:** First hour of flight

1. Take off time noted \_\_\_\_\_AM/PM
2. Monitor engine RPM \_\_\_\_\_
3. Monitor take off air speed for rotation \_\_\_\_\_
4. Take off power Full
5. Take off roll, Smooth \_\_\_\_\_ Rough \_\_\_\_\_
6. Best Climb Speed \_\_\_\_\_
7. Monitor oil temperature gauge \_\_\_\_\_
8. Monitor oil pressure gauge \_\_\_\_\_
9. Monitor cylinder head gauge \_\_\_\_\_
10. Monitor climb speed/rate \_\_\_\_\_
11. **Climb to 3,000 feet above ground level (AGL) and level off.**
12. Reduce power slowly.
13. **Circle the airport or emergence field as engine performance is being monitored.**
14. **Radio aircraft location, altitude, and intentions to tower, every 5 to 10 minutes.**
15. Limit cruise speed to no more than 1.5 stall speed or \_\_\_\_\_.
16. **ALL normal then proceed.**
17. Monitor engine gauges.
  - a. Oil temperature \_\_\_\_\_
  - b. Oil pressure \_\_\_\_\_
  - c. Engine Cylinder temperature \_\_\_\_\_
  - d. Engine rpm \_\_\_\_\_
18. Move the rudder nose 5 degrees left. OK \_\_\_\_\_
19. Move the rudder nose 5 degrees right. OK \_\_\_\_\_
20. Raise the nose 3 degrees up, note the response. \_\_\_\_\_
21. Lower the nose 3 degrees down, note the response. \_\_\_\_\_
22. Move the flight controls gently and slowly 5 degrees to the left.
23. Move the flight controls gently and slowly 5 degrees to the right.

**If aircraft is stable.**

22. Fly a 90 degree clearing turning.

23. Fly a 360 degree:

a. Turn Left \_\_\_\_\_ 10 degree bank angle.

b. Turn Right \_\_\_\_\_ 10 degree bank angle.

24. Fly a 360 degree turn:

a. Turn Left \_\_\_\_\_ 20 degree bank angle.

b. Turn Right \_\_\_\_\_ 30 degree bank angle.



## **ALL normal Stage 2.**

1. Climb to 5,000 feet AGL
2. **Radio aircraft location, altitude, and intentions to tower, every 5 to 10 minutes.**
3. Monitor engine gauges.
  - a. Oil temperature \_\_\_\_\_
  - b. Oil pressure \_\_\_\_\_
  - c. Engine Cylinder temperature \_\_\_\_\_
  - d. Engine rpm \_\_\_\_\_
28. Level off, fly imaginary landing pattern, descending to 4,000 feet AGL
29. Test flaps, OK \_\_\_\_\_ Not OK \_\_\_\_\_

### **\*\* NOTE\*\***

**Control pressures should increase in proportion to control deflection.**

**If control pressure remains the same as control deflection increases or if stick forces become lighter as control deflection increases, the aircraft may have a stability problem.**

**Land as soon as possible.**

30. Climb back to 5,000 feet ALG, level off
  - a. Low cruise power setting.
  - b. Straight and level
  - c. Observe aircraft trims out, Do trim tabs need adjustment
    1. On rudder Yes ☐ No ☐
    2. Aileron need adjustment Yes ☐ No ☐
    3. Elevator need adjustment Yes ☐ No ☐
    4. Control stick/yoke straight and level Yes ☐ No ☐

### **Questions to answer**

1. **Is the aircraft controllable at low speeds?** Yes ☐ No ☐

2. What is the approximate stall speed? \_\_\_\_\_

**DO NOT perform a FULL STALL check at this time!**

**When the pilot has completed all the tests in Test 1.**

1. Notify tower intent to land.
2. Perform landing checklist.
3. After landing debrief the flight with members of test team.
4. Perform Post-flight inspection of the aircraft.

**Date completed** \_\_\_\_\_ **Total flight time** \_\_\_\_\_

**Signature of pilot** \_\_\_\_\_ **Certificate No.** \_\_\_\_\_

## Section 6. Second Flight

**Objective:** Second hour of flight, Re-affirm the first flight findings.

1. Pre-flight inspection see section 3.
2. Same as first flight.
  - a. Insure all modifications work.
  - b. Observe aircraft trims out, Do trim tabs need adjustment
    1. On rudder Yes ☐ No ☐
    2. Aileron need adjustment Yes ☐ No ☐
    3. Elevator need adjustment Yes ☐ No ☐
    4. Control stick/yoke straight and level Yes ☐ No ☐

### Questions to answer:

1. Is the aircraft controllable at low speeds? Yes ☐ No ☐
2. What is the approximate stall speed? \_\_\_\_\_

**DO NOT perform a FULL STALL check at this time!**

**When the pilot has completed all the tests in Test 1.**

1. Notify tower intent to land.
2. Perform landing checklist.
3. After landing debrief the flight with members of test team.
  - a. Perform Post-flight inspection of the aircraft.

**Date completed** \_\_\_\_\_ **Total flight time** \_\_\_\_\_

**Signature of pilot** \_\_\_\_\_ **Certificate No.** \_\_\_\_\_

## Section 7. Third Flight

**Objective:** 3rd and 4<sup>th</sup> hour of flight, Validate the engine reliability.

**Record the following engine performance during this flight to:**

1. Carburetor heat temperature
  - a. ON \_\_\_\_ Response \_\_\_\_\_
  - b. OFF \_\_\_\_ Response \_\_\_\_\_
2. Leaning fuel mixture temperature
  - a. Rich \_\_\_\_ Response \_\_\_\_\_
  - b. Lean \_\_\_\_ Response \_\_\_\_\_
3. Changes to airspeed temperature
  - a. Normal \_\_\_\_ Response \_\_\_\_\_
  - b. High \_\_\_\_ Response \_\_\_\_\_
  - c. Low \_\_\_\_ Response \_\_\_\_\_
4. Response to switching fuel tanks
  - a. Left \_\_\_\_ Response \_\_\_\_\_
  - b. Right \_\_\_\_ Response \_\_\_\_\_
  - c. Both \_\_\_\_ Response \_\_\_\_\_
5. Engine oil pressure:
  - a. 55 percent rpm Low \_\_\_\_ Normal \_\_\_\_ High \_\_\_\_
  - b. 75 percent rpm Low \_\_\_\_ Normal \_\_\_\_ High \_\_\_\_
  - c. 80 percent rpm Low \_\_\_\_ Normal \_\_\_\_ High \_\_\_\_
6. Engine oil temperature:
  - a. 55 percent rpm Low \_\_\_\_ Normal \_\_\_\_ High \_\_\_\_
  - b. 75 percent rpm Low \_\_\_\_ Normal \_\_\_\_ High \_\_\_\_
  - c. 80 percent rpm Low \_\_\_\_ Normal \_\_\_\_ High \_\_\_\_
7. Cylinder head temperature:
  - a. 55 percent rpm Low \_\_\_\_ Normal \_\_\_\_ High \_\_\_\_

- b. 75 percent rpm                      Low \_\_\_\_ Normal \_\_\_\_ High \_\_\_\_  
c. 80 percent rpm                      Low \_\_\_\_ Normal \_\_\_\_ High \_\_\_\_

8. Fuel pressure:

- a. 55 percent rpm                      Low \_\_\_\_ Normal \_\_\_\_ High \_\_\_\_  
b. 75 percent rpm                      Low \_\_\_\_ Normal \_\_\_\_ High \_\_\_\_  
c. 80 percent rpm                      Low \_\_\_\_ Normal \_\_\_\_ High \_\_\_\_

**Date completed** \_\_\_\_\_ **Total flight time** \_\_\_\_\_

**Signature of pilot** \_\_\_\_\_ **Certificate No.** \_\_\_\_\_

## Section 8. Forth Flight

**Objective:** 4 through 10 hours of flight, build data for aircraft's flight manual.

**1. Gear retraction (if applicable):**

- a. Place aircraft on jacks perform several retractions.
- b. Review emergency gear retraction procedures.

**2. Take off and climb to 5,000 feet AGL, over airport or emergency field.**

**3. Straight and level below gear extension airspeed, perform gear up.**

- a. Monitor pitch Response \_\_\_\_\_
- b. Monitor roll Response \_\_\_\_\_
- c. Monitor yaw Response \_\_\_\_\_
- d. Aircraft trim Response \_\_\_\_\_

**4. Gear retraction Normal:**

- a. Cycle gear several times. Response \_\_\_\_\_

**5. After normal retraction, try emergency extension.**

- a. **Only if this is practical** Response \_\_\_\_\_

**6. Simulate normal takeoff.**

- a. Increase rpm to full power.
- b. Raise nose 3 degrees
- c. Trim
- d. Retract gear

**Observe the following:**

- a. Monitor roll Response \_\_\_\_\_
- b. Monitor yaw Response \_\_\_\_\_
- c. Aircraft trim requirements Response \_\_\_\_\_
- d. Gear retraction time Response \_\_\_\_\_
- e. **Necessary time** to establish 1,000 feet ALG clime before leveling off \_\_\_\_\_
- f. Perform climb time several times at least three, to establish average.

## CLIMBS AND DESCENTS

**Purpose to monitor engine performance and reliability.**

1. Flying straight and level. 1,000 ALG, minimum of 10 minutes.
2. Stabilize engine oil pressure and temperature.
3. Start climb at 15 degrees climb angle.
4. FULL power for **ONE** minute.
5. Record engine temperature \_\_\_\_\_
6. Record engine oil pressure \_\_\_\_\_
7. **Reduce power** stabilize engine temperature and repeat test at steeper angle for **TWO** minutes.
8. Record engine temperature \_\_\_\_\_
9. Record engine oil pressure \_\_\_\_\_

**Descents**

1. Begin at 5,000 feet ALG.
2. Stabilize both engine temperature and oil pressure.
3. **Carb heat ON.**
4. Clear airspace below before starting descent.
5. Low rpm and last for 30 seconds.
6. Do not exceed 1.5 times the estimated stall speed.
7. Monitor engine cooling and drop in oil pressure.
8. If noticeable drop in cooling/pressures increase rpm.
9. Repeat test.

**Date completed** \_\_\_\_\_ **Total flight time** \_\_\_\_\_

**Signature of pilot** \_\_\_\_\_ **Certificate No.** \_\_\_\_\_

## Section 9. Fifth Flight

**Objective:** Flight hours 11 through 20, focus on stalls and rate of climb limitations.

**\*\* NOTE \*\***

**It is recommended the aircraft undergo a :Condition/Annual Inspection” per  
FAA Operation Limitations before proceeding.**

**To improve safety and reduce the possibility of spins, the aircraft should be  
tested with the forward CG loading. Start the stall tests at 6,000 feet ALG.**

**Make clearing turns and stabilize the airspeed and altitude.**

1. First stall should be conducted:

- a. With power OFF.
- b. No flaps.
- c. Gear-up if applicable.
- d. Reduce airspeed to 1.3 times the predicted stall speed and trim.

**\*\* NOTE \*\***

**DO NOT TRIM WITHIN 10 KNOTS OF STALL.**

2. **The preferred pre-stall** and behavior are:

- a. Unmistakable warning buffet. Yes ☐ No ☐
- b. Buffet starting at 5 to 10 mph/knots above eventual stall speed. Yes ☐ No ☐
- c. Buffeting growing in intensity as aircraft slows down. Yes ☐ No ☐

3. **Desired stall characteristics:**

- a. Should be straight forward.
- b. Nose drop with no tendency for roll or pitch.
- c. Ailerons will continue to operate until stall speed is reached and wings stall.



4. **Let the aircraft Stall:**

- a. Recover immediately
- b. With stick forward and increasing power.
- c. **Note stall speed when this happens, airspeed** \_\_\_\_\_
- d. Practice stall several times, note airspeed each time \_\_\_\_\_

## Best rate of climb Speed test

1. Perform test in smooth air free of thermal activity.
2. Select an altitude of 1,000 feet ALG as a BASE altitude.
3. Use heading 90 degrees to the wind.
4. Reverse heading 180 degrees after each climb test.

### Begin Test for Climb Test

1. Altitude at 1,000 feet ALG and stabilize at preselected airspeed \_\_\_\_\_ approximately 15 mph/knots above predicted best rate of climb speed.
  - a. Begin a full throttle climb below the BASE.
  - b. Begin a one minute check starting at 1,000 feet ALG.
  - c. **After one minute record altitude gained \_\_\_\_\_ ALG.**
  - d. Descend and repeat test at 5 mph/knots decreased.
  - e. **After one minute record altitude gained \_\_\_\_\_ ALG.**
  - f. Descend and repeat test at 10 mph/knots decreased.
  - g. **After one minute record altitude gained \_\_\_\_\_ ALG.**
  - h. **Repeat test until reaching an airspeed that is 10 mph/knots higher than the stall speed of the aircraft.**
  - i. The airspeed that shows the greatest gain in altitude is the aircraft's best rate of climb speed ( $V_y$ ). Reference AC90-89A Figure 6 page 47 to plot graph.

### Best Angle of Climb Speed Test

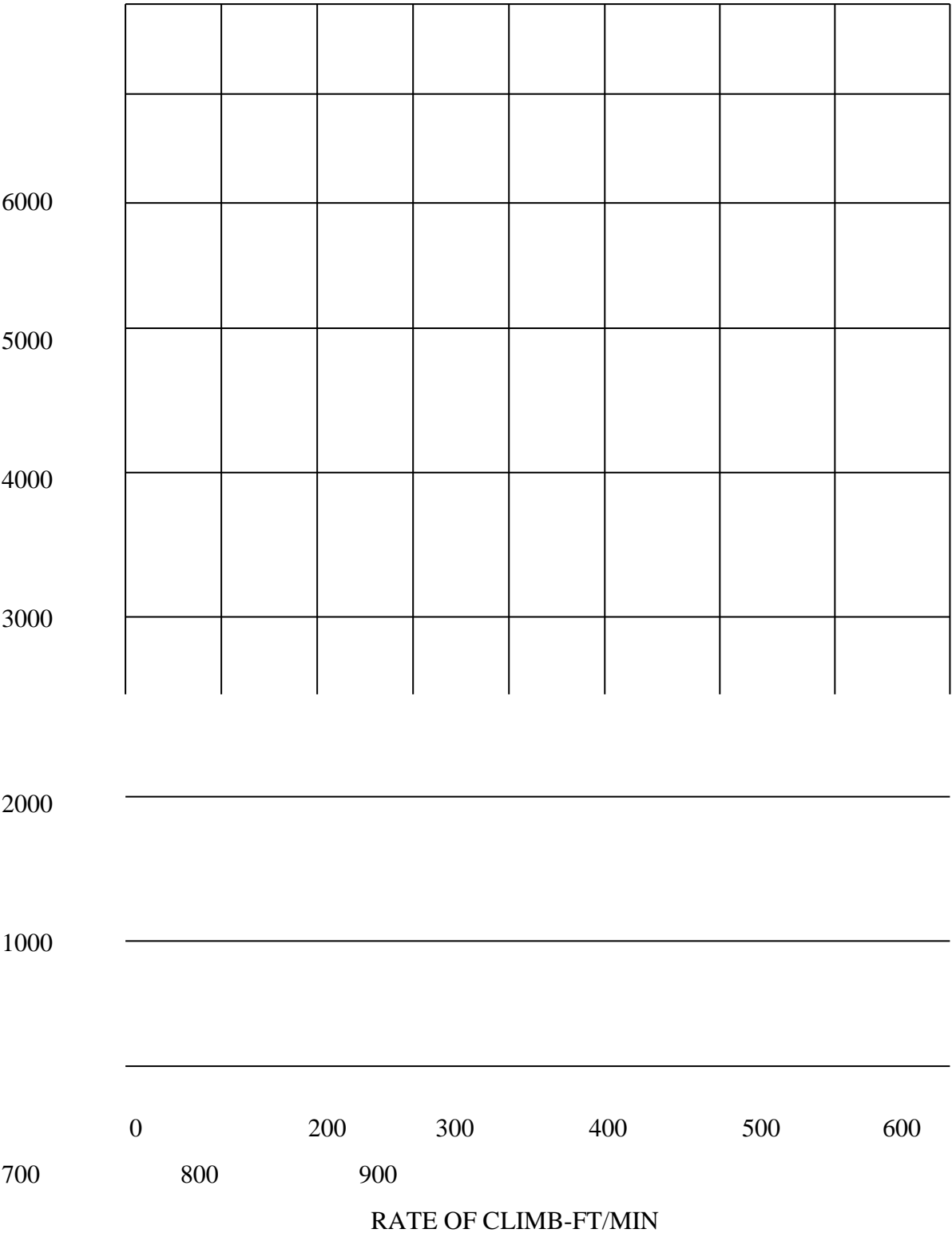
1. Use same chart developed for the best rate of climb tests.
  - a. Draw a line (Tangent ) from the zero rate of climb feet per minute.
  - b. Where the two lines touch, draw line straight down to the airspeed.
  - c. Airspeed that the line intersects is the best angle of climb airspeed ( $V_x$ )\_\_\_\_\_

Date completed \_\_\_\_\_ Total flight time \_\_\_\_\_

**Signature of pilot** \_\_\_\_\_ **Certificate No.** \_\_\_\_\_

**Best Rate of Climb Graph**

**Figure 3.**



**Example Only**

## **Section 10. Stability and control checks,**

### **Flight hours 21 through 35**

**Objective: Stability and control checks Reference CFR91.319(b)(2)**

#### **\*\* NOTE \*\***

**Perform another complete inspection of the aircraft before proceeding with this flight check.**

#### **Static Stability and control checks or State of equilibrium.**

1. Longitudinal or roll axis (ailerons).
2. Lateral or pitching axis (elevators).
3. Vertical or yaw axis (rudder).

The state of equilibrium when it experiences no acceleration and remains in a steady trimmed condition a force or moment balance is disturbed by an atmospheric irregularity or by the pilot.

#### **\*\*NOTE\*\***

**All test should be conducted with the aircraft in the forward of center CG**

#### **Test for Static Longitudinal Stability**

1. Climb to 6,000 feet ALG.
2. Trim aircraft for zero stick force in straight and level flight.
3. Low cruising speed.

#### **\*\*NOTE \*\***

**DO NOT retrim the aircraft once the test has begin.**

4. Apply a light “pull” force and stabilize at an airspeed about 10 percent less than the trim cruise speed.

5. At this reduced airspeed it should require a “**pull**” force to maintain the slower speed.
- a. If it requires a “**pull**” force, pull a little further back on the stick.
  - b. Stabilize the airspeed at approximately 20 percent below the initial cruise trim speed.
  - c. If it requires still a greater “**pull**” force to maintain this lower airspeed.

**The aircraft has a POSTIVE STATIC LONGITUINAL STABILITY.**

Yes ☐ No ☐

6. If at either test points, no “**pull**” force is required to maintain the reduced airspeeds.
- a. **The aircraft has NEUTRAL STATIC LONGITUDIANL STABILITY.**
- Yes ☐ No ☐

7. If either of these test points require a “**push**” force to maintain the reduced airspeed.

a. **The aircraft has NEGATIVE STATIC LONGITUDINAL STABILITY.**

Yes ☐ No ☐

8. Repeat test series of static longitudinal stability using a “**push**” force on the control stick.
9. At an speed 10 percent above the trim cruise speed the control stick should require a “**push**” force to maintain the airspeed.

a. If a “**pull**” force is required.

**The aircraft has a NEGATIVE STATIC LOGITUDINAL STABILITY.**

Yes ☐ No ☐

**WARNING**

***If the aircraft exhibits negative static longitudinal stability, seek professional advice on correcting the problem before further flight.***

10. After confirming aircraft has positive **STATIC** longitudinal stability proceed.

Yes ☐ No ☐

Date completed \_\_\_\_\_ Total flight time \_\_\_\_\_

Signature of pilot \_\_\_\_\_ Certificate No. \_\_\_\_\_

### Test for Positive Dynamic Longitudinal Stability

1. Climb to 6,000 feet ALG.
2. Trim aircraft to fly straight at level.
3. Normal trim cruise speed.
4. With a smooth, but rapid motion, push the nose **DOWN** a few degrees.
5. **Quickly** reverse the input to the nose **UP**, back to trim altitude.
6. As the pitch attitude reaches trim attitude, **RELEASE** the stick (**but guard it**).
7. Aircraft should oscillate briefly about the trim altitude before stopping at the trim attitude position. Yes ☐ No ☐

Date completed \_\_\_\_\_ Total flight time \_\_\_\_\_

Signature of pilot \_\_\_\_\_ Certificate No. \_\_\_\_\_

### Test for Lateral-directional Stability

#### **CAUTION**

**This test may impose high flight loads on the aircraft. Do not exceed the design maneuvering speed or any other airspeed limitations.**

1. Climb to 6,000 feet ALG.
2. Trim aircraft to fly straight at level.
3. Low cruise sitting.
4. Slowly entry a sideslip by maintaining the aircraft's heading with rudder and ailerons.
5. Aircraft should hold a heading with rudder at a bank angle of 10 degrees or bank angle appropriate for full rudder deflection.
6. At no time should there be a tendency toward a force reversal.
7. **Release** the ailerons while still holding full rudder.
8. The low wing should return to the level position. Yes ☐ No ☐
  - a. **DO NOT** assist the ailerons during this evaluation.

Date completed \_\_\_\_\_ Total flight time \_\_\_\_\_

Signature of pilot \_\_\_\_\_ Certificate No. \_\_\_\_\_

### Test for Static directional Stability

1. Climb to 6,000 feet ALG.
2. Trim aircraft to fly straight at level.
3. Low cruise sitting.
4. Keep wings level using the ailerons.
5. Slowly yaw the aircraft **left** using the rudder.
6. Slowly yaw the aircraft **right** using the rudder.
7. **Release redder**, aircraft should tend to return to straight flight. Yes ☐ No ☐

Date completed \_\_\_\_\_ Total flight time \_\_\_\_\_

Signature of pilot \_\_\_\_\_ Certificate No. \_\_\_\_\_



## Test for Spiral Stability

1. Climb to 6,000 feet ALG.
2. Trim aircraft to fly straight at level.
3. Low cruise sitting.
4. Apply a 15 to 20 degree bank **left**.
5. **Release** the controls.
  - a. If bank angle decreases, the spiral stability is positive. ☐
  - b. If bank angle stays the same, stability in neutral. ☐
  - c. If bank angle increases, stability is negative. ☐

### **\*\*NOTE \*\***

**Friction in the aileron control system can completely mask the inherent spiral characteristics of the airframe.**

**Date completed** \_\_\_\_\_ **Total flight time** \_\_\_\_\_

**Signature of pilot** \_\_\_\_\_ **Certificate No.** \_\_\_\_\_

## Section 11. Flutter Tests

### **\*\* NOTE \*\***

**Remember Flutter can happen at any speed including take-off speed.**

1. The initial response on a wing is to bend up due to lift relative to the fuselage.
2. The primary control surfaces act to counter this, but the **center of mass** of the aileron is not exactly on the hinge line, it will tend to lag behind the wing as it bends upwards.
3. **If a unbalanced, flap-type** hinge control, the center mass will be behind the hinge line.
4. The inertial lag will result in the aileron being deflected downwards.
5. This will cause the wing to produce more lift momentarily, increasing the upward bending force on the wing relative to the fuselage.
6. This inertia of the wing may exceed the upward equilibrium position to a point where more energy is stored in the deformed structure than the fuselage can be opposed by the aerodynamic forces acting on it.
7. **What to look for or feel for.**
  - a. Small oscillations at one speed.
  - b. Oscillations will increase with speed about ¼ knot.
  - c. **Throttle back immediately.**
  - d. Level off and slowly increase power.
  - e. Feel the aileron control for vibrations.
  - f. If oscillations return, Throttle back.
  - g. Land as soon as possible.

### **Possible ways to correct flutter problem.**

#### **Reference Advisory Circular (AC) 23.629-1A**

1. Perform a mass **balance of all flight controls** in accordance with the designer/kit manufacturer's instructions.
2. Eliminate all **"Free Play"** to all control surfaces.
  - a. Rod end bearings.
  - b. Hinges and hinge pins tolerances.

- c. Check every hole drilled and hardware used to attach the flight control for tolerance.  
Reference AC 43.13 or **MIL-HDBK-5**
  - d. Re-torque every nut and bolt in the flight control system. Reference AC43.13
  - e. Recheck cable tension using a calibrated cable tensiometer, note temperature to design specifications.
- 3. Re-balance any flight control surface it is been repaired, repainted, or modified.
  - 4. Inspect all attach points for cracks or elongated bolt/rivet holes.
  - 5. Inspect for sheared rivets.
  - 6. Re-inspect all cable pulleys for proper movement.

## **\*\* NOTE \*\***

**IF YOU THE PILOT EXPERIENCE FLUTTER, OR  
BELEIVE YOU DID, REDUCE POWER  
IMMEDIATLEY AND LAND THE AIRCRAFT AS  
SOON AS POSSIBLE. DO NOT ATTEMPT  
FURTHER FLIGHT UNTIL THE AIRCRAFT HAS  
BEEN THOROROUGHLY INSPECTED AND  
REPAIRED. SEEK THE GUIDANCE FROM THE  
DESIGNER/KIT MANUFACTURER AND NOTE ANY  
CHANGES YOU MAY OF MADE DURING  
CONSTRUCTION TO THEM.**

## Spin Tests

### **\*\* NOTE \*\***

**All FAA spin tests for type certification require a spin chute attached to the aircraft. Even though amateur-built aircraft have no such certification requirements, use of a spin chute during testing should be considered.**

### **CAUTION**

**If the manufacturer/designer** of the aircraft has not demonstrated satisfactory spin characteristics and safe recovery, avoid all types of high angle of attack flight testing and add placard to the aircraft: **“SPINS PROHIBITED”**. Yes ☐ No ☐

**If the prototype aircraft** has satisfactorily demonstrated spin recovery and the builder's aircraft is identical to the prototype aircraft, the pilot may confirm the aircraft will recover promptly from inadvertent spin entries. Further tests are not necessary.

Yes ☐ No ☐

## MODIFICATIONS

**If any modifications or alterations** have been made to the airframe's original design or configuration (e.g. adding tip tanks or fairing), it is **NOT SAFE** to assume the aircraft still has the same spin recovery as the prototype. Spins in modified aircraft **SHOULD NOT BE ATTEMPTED.**

Yes ☐ No ☐ Builders signature \_\_\_\_\_

Is the pilot spin test qualified in this aircraft Yes ☐ No ☐

Pilot signature \_\_\_\_\_

Certificate Number \_\_\_\_\_

1. Aircraft should be tested at **minimum altitude 10,000 AGL.**

2. Landing gear and flaps up.
3. Center of gravity of aircraft at forward CG limits.
4. Any ballast used securely attached to the aircraft.

**Date completed** \_\_\_\_\_ **Total flight time** \_\_\_\_\_

**Signature of pilot** \_\_\_\_\_ **Certificate No.** \_\_\_\_\_

## Section 12. Emergency Procedures

**Objective:** Just in case.

1. In-flight emergency procedures check sheet Yes ☐ No ☐
2. **Engine failure on take off:**
  - a. **Fly the aircraft!!!**
  - b. Try to restart engine.
  - c. Land straight ahead or 20 degrees on either side of runway centerline.
  - d. **Keep tower informed of intended actions Prior to execution. If possible.**
3. **Engine Vibration increases with RPM:**
  - a. **Fly the aircraft!!!**
  - b. Reduce power or increase power to minimize the effect of vibration.
  - c. Maintain safe airspeed and altitude.
  - d. Land as soon as possible.
4. **Smoke in cockpit:**

### **Response 1.**

- a. **Fly the aircraft!!!**
- b. Smell like burnt plastic wire, shut off the master switch.
- c. Put on smoke goggles.
- d. Open fresh air vents to clear cockpit.
- e. Land as soon as possible.

### **Response 2.**

- a. **Fly the aircraft!!!**
- b. Smoke is bluish/gray and has acid odor like burning oil, shut off fresh air/hot air vents.
- c. Put on smoke goggles
- d. Monitor oil pressure and temperature.

- e. Be prepared to shut down engine.
- f. Land as soon as possible.

**5. Engine Fire:**

- a. **Fly the aircraft!!!**
- b. Shut off Fuel selector.
- c. Mixture OFF.
- d. Master switch OFF.
- e. Magnetos OFF.
- f. Land as soon as possible.

**6. Flight Controls out of rig:**

- a. **Fly the aircraft!!!**
- b. Try to use appropriate trim to offset adverse control pressures.
- c. Keep the airspeed high enough to maintain altitude.
- d. Make small control inputs.
- e. Reduce power slowly to avoid controllability problems.
- f. Land as soon as possible.

**7. Cabin door open:**

- a. **Fly the aircraft!!!**
- b. Reduce air speed.
- c. Maintain level flight.
- d. Open the side vent window to reduce air pressure.
- e. Attempt to shut door.

**8. Loss of Communications:**

- a. **Fly the aircraft!!!**
- b. Hand single the chase plane.
- c. Follow chase plane as pre-planed.
- d. Land as soon as possible.

9. **Oil on windshield:**

- a. **Fly the aircraft!!!**
- b. Notify tower and declare **Inflight Emergency**.
- c. Follow control tower instructions.
- d. Monitor oil pressure.
- e. Monitor engine temperature.
- f. Land as soon as possible.

10. **Propeller throws a blade:**

- a. **Fly the aircraft!!!**
- b. Magnetos OFF.
- c. Mixture OFF.
- d. Fuel selector OFF.
- e. Declare in **Flight Emergency**.

**Land as soon as possibl!**