



109 年度

超輕型載具學科講習

Va 與結構安全

- 從空氣動力學角度探討 -

教官：陶 乃 俠

2020.10.31. 於高雄國際航空站

2020.11.22. 於民航局國際會議廳



CAA Sponsored

2020

Sports Aviation Ground School

Va & Aircraft Structure Integrity

— A discussion based on Aerodynamics —

Instructor: James N.S. Dao

Oct. 31, 2020 at Kaohsiung International Airport



CAA Sponsored

2020

Sports Aviation Ground School

Va & Aircraft Structure Integrity

— A discussion based on Aerodynamics —

Instructor: James N.S. Dao

Nov. 22, 2020 at CAA International Convention Hall

空速與空速錶

發現

空速錶沒有的

V_a

正視

黃弧的起點

V_{no}

空速與空速錶

V_a

Design Maneuvering Speed

— 設計操練空速 —

維持飛機在空中完整的流動空速

空速與空速錶

Vno

Maximum Structural Cruising Speed

— 最大結構安全空速 —

黃弧 的起點 — 飛機結構安全的 **門神**

真正認識空速表

新學及先進

一起談談

航空器的空速指示

- * 在空速錶上的顯示

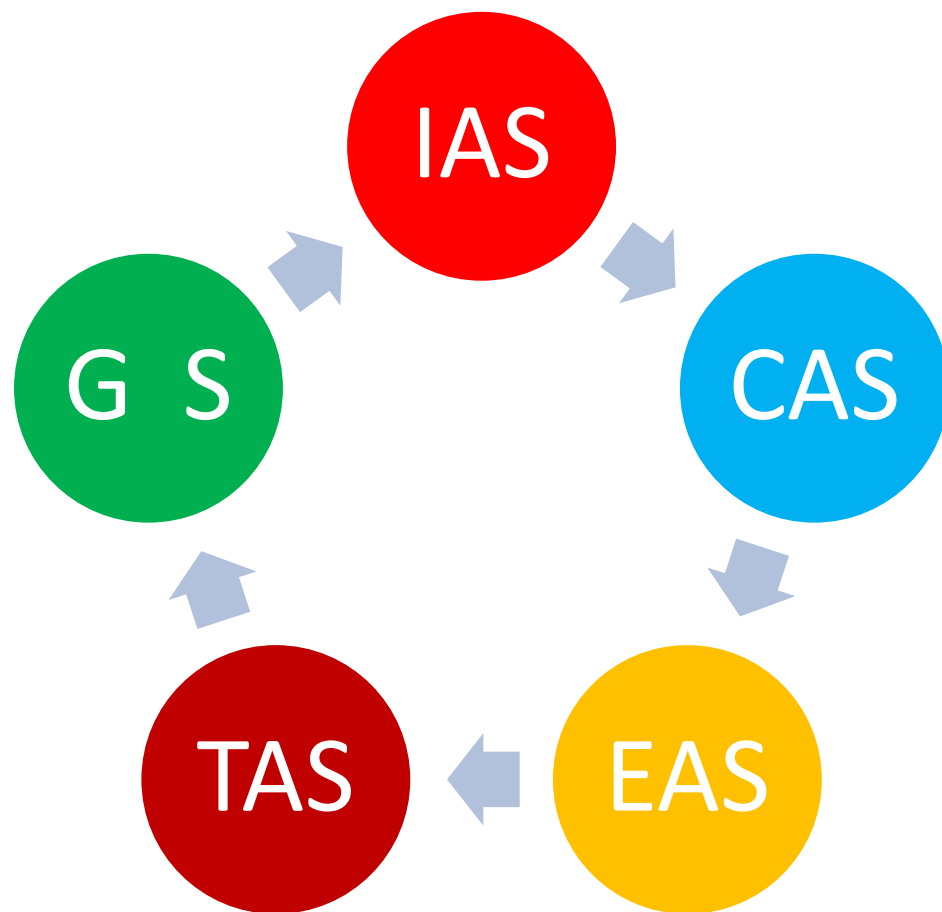
- * 你讀不到的空速

- * 各種空速所代表的意義

- * 空速與飛行安全

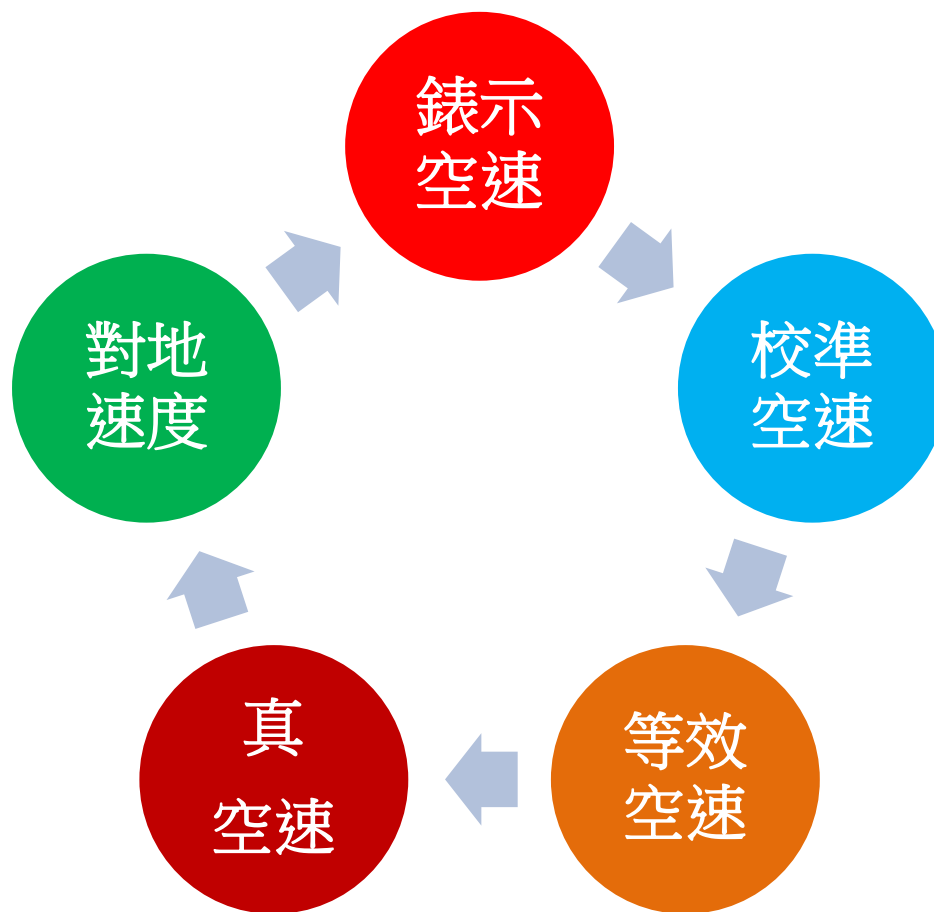
Va 系列

真正認識空速表



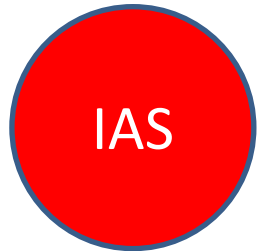
Va 系列

真正認識空速表



Va 系列

真正認識空速表



錶示空速

飛機於空中飛行時，「空速錶」所顯示的，由皮托/靜壓系統所提供的「全壓與靜壓差異」以機械或電子裝置所顯示之飛機對空氣的速度。

「錶示空速 - Indicated Airspeed」為飛行員於空中讀取的主要速度。

Va 系列

真正認識空速表



校準空速

修正儀表誤差及安裝位置誤差後之空速。於高速、高海拔條件下，尚須修正由於空氣可壓縮性所產生的誤差，此時的校準空速也稱為「等效空速」。

Va 系列

真正認識空速表



等效空速

簡言之，ESA - 「等效空速」 - 是「動態壓力」之「不能壓縮」特性功能的測量。*結構分析往往以「動態壓力」之「不能壓縮特性」為依據。*因此，等效空速在結構測試用途上為一「有用空速」。

基本上 ESA 與我們此階段的飛行型態沒有直接關係

ESA is a measure of airspeed that is a function of incompressible dynamic pressure. Structural analysis is often in terms of incompressible dynamic pressure, so equivalent airspeed is a useful speed for structural testing.

Va 系列

真正認識空速表

【ISA = 國際標準大氣】：

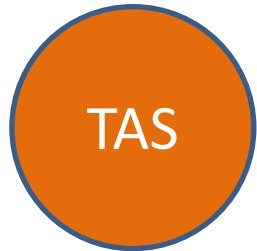
* 於平均海平面高度；

* 氣溫為15 °C

* 大氣壓力為 1013.25 hPa (百帕) 】

Va 系列

真正認識空速表



真空速

係**校準空速**依飛機高度，及非標準氣溫所修正之空速－也即飛機在其相對氣團中飛行的速度；飛機的「飛行性能表現 - Performance」必需以TAS 計算以求精準。

飛機於**IAS**微小 或空氣壓縮可忽略之低速飛行時，IAS 大至呼應TAS; 但當飛機周圍之空氣密度或氣溫與海平面標準大氣狀況明顯差異時，ISA就不再反映TSA; 由於高度所致空氣密度及氣溫減少，ISA會低於TAS，也就不再反應飛機性能表現了，因而TAS 是無法直接測量，而需要透過計算求得。

現代化GPS及電子儀器已能相當程度透過IAS 提供較精確數據。

Va 系列

真正認識空速表



對地速度

飛機於空中以「水平姿態」飛行時對地面的相對速度。假設飛機垂直飛行，則對地速度顯示為「零」。

一般航線飛機為乘客所提供之座艙消遣設施所提供之飛行速度為「對地速度 - GROUND SPEED」。

Va 系列

真正認識空速表

V_{SO} = 降落配置失速空速

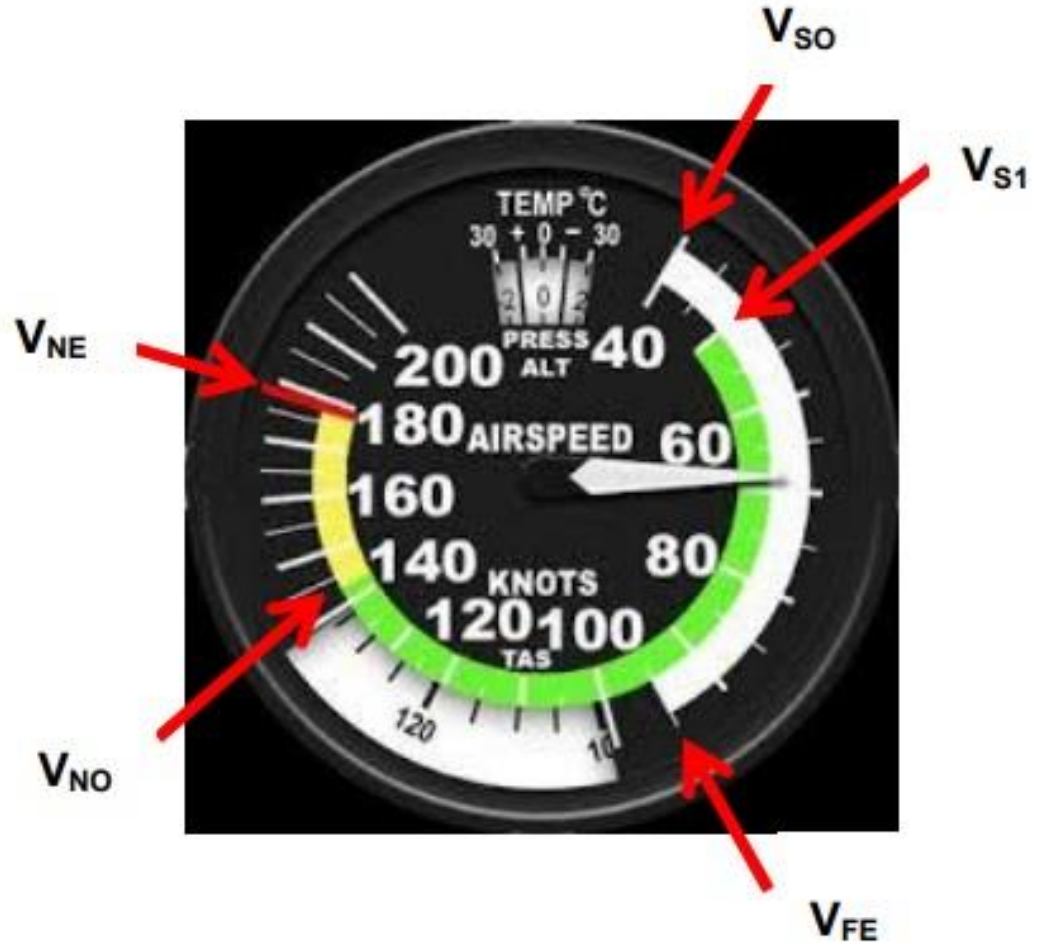
V_{S1} = 特定配置失速空速/Clean

V_{fe} = 襟翼收放空速

V_{no} = 最大結構安全空速 *

V_{ne} = 永遠不得超越空速

* V_{no} 近年稍有爭議

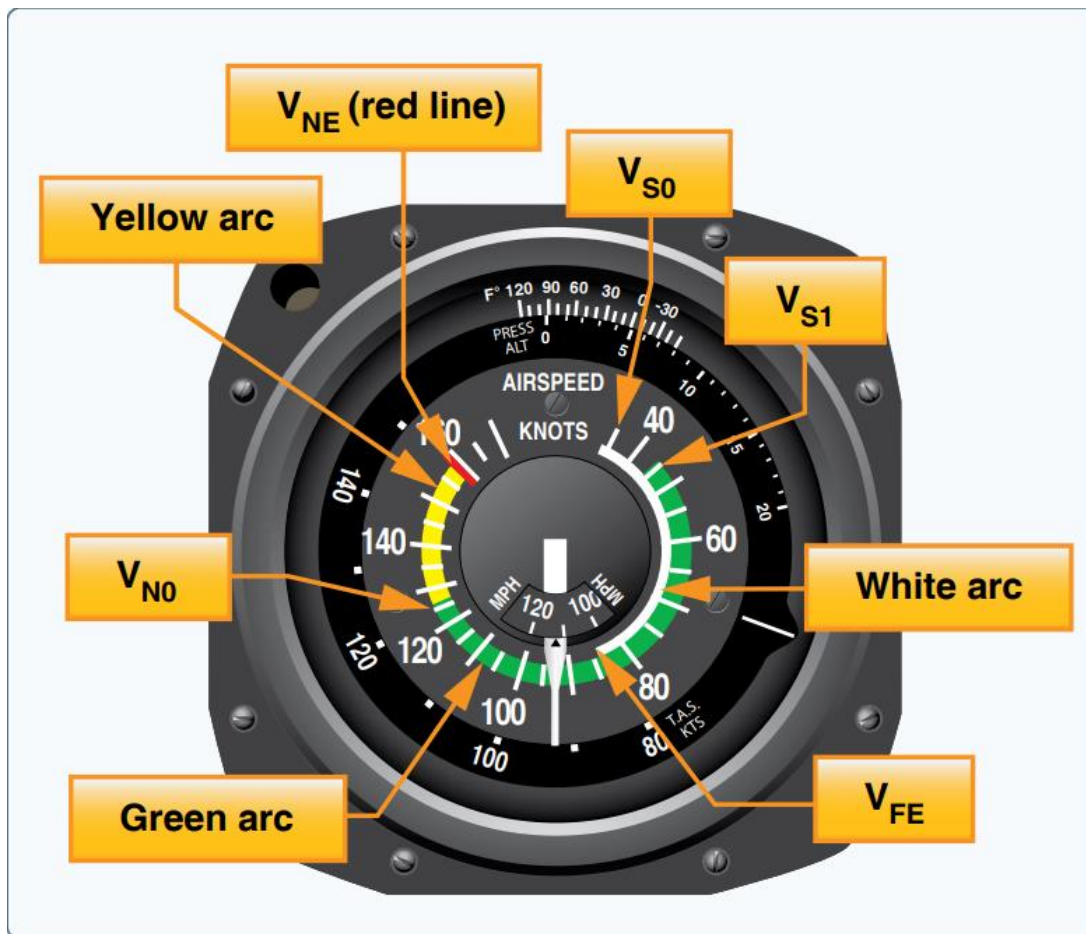


White Arc = 白弧 = 襟翼操作範圍/ $V_{SO} \sim V_{FE}$ /用於進場降落

Green Arc = 綠弧 = 正常操作範圍/ $V_{S1} \sim V_{NO}$

Yellow Arc = 黃弧 = 警示僅限平穩氣流操作/ $V_{NO} \sim V_{NE}$

Red Line = 紅線 = V_{NE} 警告超越此空速飛機可能損壞或解體



真正認識空速錶

V係英文Velocity即速率之字首



Vne=紅線=永不超越空速。

此處為159 Kts.

Va 系列 空速確解

海哩/英哩/公里換算
Kt/Sm/Km

$$1 \text{ Kt} = 1.15 \text{ Sm} = 1.85 \text{ Km}$$

$$1 \text{ Sm} = 1.61 \text{ Km} = 0.87 \text{ Kt}$$

$$1 \text{ Km} = 0.54 \text{ Kt} = 0.62 \text{ Sm}$$

- * 海哩用於 “速度” 時為 Knot=Kt.
- * 海哩用於 “距離” 時為 Nautical Mile=NM.
- * 上表為極近似值，以超輕言可以直接使用。
- * 人類先航海後航空。

Va 系列 FAA Special Airworthiness Information Bulletin

聯邦航空總署 / 特別適航資訊通告說明

The FAA issued Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) CE-11-17 on January 18, 2011 to clarify the definition of design maneuvering speed, V_A , and its importance vis-à-vis airplane design limits. All pilots, but especially aviation educators need to understand that V_A is not a static value. By its very definition, V_A is fluid, varying with aircraft weight. It is equally important to appreciate that design limits are fluid as well, and when listed, are applicable to a specific set of conditions.

V_A is simply the stall speed corresponding to a particular design limit g -load. For example, in positive g flight at max gross weight, in the Normal category, and with flaps up and the pilot only pulling on the stick/yoke, V_A represents the airplane's +3.8 g stall speed as follows:

$$V_A = V_S \times \sqrt{(\text{design limit})} = V_S \times \sqrt{3.8} = 1.95V_S$$

In other words, V_A (CAS) will be about twice the wings-level stall speed (CAS) under the conditions stipulated. Modern light aircraft certificated under CFR Part 23 generally cannot have either V_{SO} or V_{ST} speeds in excess of 61 knots CAS at max gross weight. Hence, V_A will not exceed about 120 knots (≈ 140 mph) CAS with flaps up at max gross weight; it will often and necessarily be slower than this in practice.

Design limits vary as well, as illustrated in the following table (max gross weight):

Flaps	Control Input	Positive g Design Limit	Corresponding CAS $V_A = V_S \times \sqrt{(\text{design limit})}$
Up	Pulling Only	+3.8	$V_A = 2V_S$
Down	Pulling Only	+2.0 (unless AFM notes otherwise)	$V_A = 1.4V_{SO}$
Up	Simultaneous Rolling/Pulling	+2.5 (at least 2/3 of Flaps Up, Pulling Only value)	$V_A = 1.6V_S$

Another good example of the fluid nature of V_A and design limits occurs in the Acrobatic category. At max gross weight, with flaps up and pulling on the elevator control only, the positive design limit is typically +6.0 g . V_A in this case is 2.4 times the corresponding V_S (CAS). But given simultaneous inputs along multiple axes, the design limit shrinks to +4.0 g . V_A likewise decreases to $2 \times V_S$ (CAS). The maximum recommended entry speed for snap rolls (accelerated stall/spins often initiated with rapid and full inputs along at least two axes simultaneously), therefore, is generally set so that the max load imposed will not exceed +4.0 g (simultaneous inputs) and not +6.0 g (elevator only input). In other words, snap roll speeds are usually equal to or slower than the +4.0 g design maneuvering speed.

Be careful not to confuse design maneuvering speed, V_A with operating maneuvering speed, V_O in newer designs. When it comes to discussions about "full or abrupt" use of controls, flying in turbulence, etc., V_A for the particular configuration is the key speed.

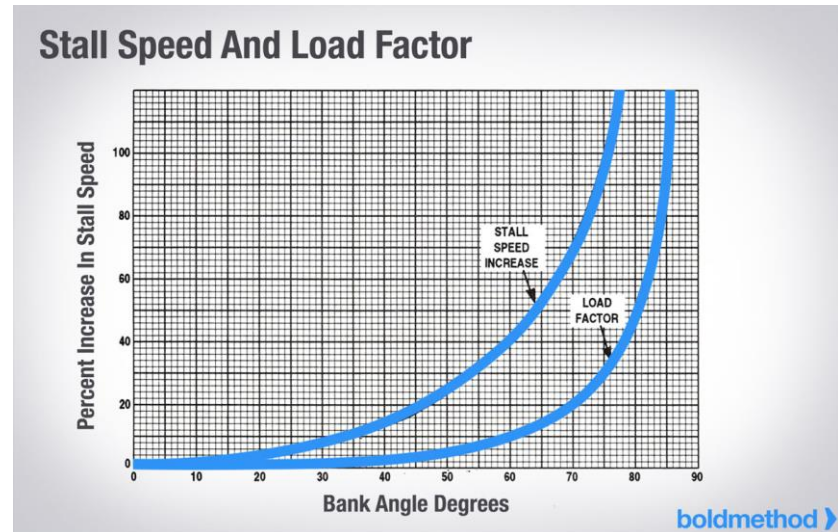
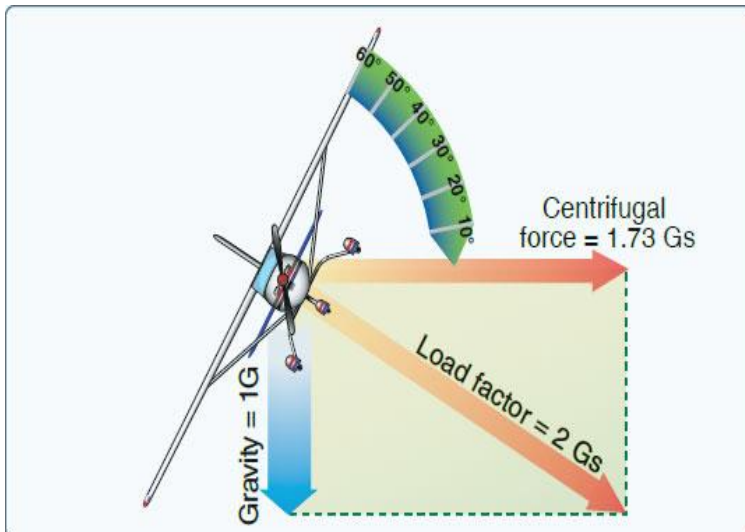
Va 系列 聯邦航空總署 / 特別適航資訊通告說明

摘要

* 澄清「Design Maneuvering Speed - 設計操作空速 - 即 **Va**」

* 飛行員與飛行教育者必需瞭解**Va** 是一「流動數據」而非固定數據。

* 「設計限制 - Design Limits」也是流動的- 而隨著飛機重量變動。



Va 系列 非客貨運飛機之適航授證角度，飛機及其承受G力限制分為下列三屬別：

※標準飛機 (Normal) = +3.8 G 及 -1.52 G /LSA 標準 (NOTE)

※實用飛機 (Utility) = +4.4 G 及 -1.76 G

※特技飛機 (Aerobatic) = +6.0 G 及 -3.0 G

(為便於討論引用聯邦航空總署 14 CFR 23 & 21 適航證屬別)

NOTE: CH750 STOL Load Factor (G) ultimate+6/-3 g

Va 系列 聯邦航空總署 / 特別適航資訊通告說明 摘 要

* **Va** 是對於獨特「設計限制 **G 力負載**」的「**失速**空速」。

標準飛機 (Normal) = +3.8 G 及 -1.52 G

* 標準屬別飛機：襟翼收起、而僅帶升降舵時，

Va 代表著飛機的 +3.8 G；公式如下：

* $Va = Vs \sqrt{\text{design limit}} = Vs \times \sqrt{3.8} = 1.95 Vs.$

* 換言之；以上條件下之 **Va** 將近機翼水平失速空速的 **一倍**。

Va 系列 邦航空總署 / 特別適航資訊通告說明 摘要

Va 系列 聯邦航空總署 / 特別適航資訊通告說明

摘 要

* 設計G力限制也是變動的：

Design limits vary as well, as illustrated in the following table (max gross weight):

Flaps	Control Input	Positive g Design Limit	Corresponding CAS $V_A = V_S \times \sqrt{(\text{design limit})}$
Up	Pulling Only	+3.8	$V_A = 2V_S$
Down	Pulling Only	+2.0 (unless AFM notes otherwise)	$V_A = 1.4V_{SO}$
Up	Simultaneous Rolling/Pulling	+2.5 (at least 2/3 of Flaps Up, Pulling Only value)	$V_A = 1.6V_S$

襟翼配置	操作輸入	正 g 設計限制	對應CAS/校正空速 $V_a = V_s \times \sqrt{(\text{設計限制})}$
未配置	僅帶桿	+3.8	$V_a = 2 V_s$
配置	僅帶桿	+2.0 (除非AFM另有註明)	$V_a = 1.4 V_{so}$
未配置	同步帶桿轉向	+2.5 (襟翼至少2/3收起;則屬帶桿「僅帶桿值」)	$V_a = 1.6 V_s$

Va 系列 聯邦航空總署 / 特別適航資訊通告說明 摘要

* Va 值的流動特性，另一例可證諸於「特技飛機屬別」：

* 襟翼在上、僅帶升降舵，典型正設計限制為6.0 G; Va 則為對應失速空速之2.4倍。（以CAS論）。

* 然而同步多軸操作輸入時，設計限制值則縮至 +4.0 G.

* 而Va也同時減低至 $2 \times V_s$.

* 多軸急翻滾通常限制於「飛機不會承受大於 4.0 G」，而於「僅帶升降舵則不超過 6 G」。

Va 系列 聯邦航空總署 / 特別適航資訊通告說明 摘 要

- * 小型飛機、LSA 即超輕載具，通常為「標準飛機 + 3.8 G / -1.52 G 屬別」；之操作手冊（POH/AFM）通常禁止「特技飛行、高速失速，或進入旋轉（Spin）」。
- * 標準飛機屬別飛機，一旦進行特技飛行，則機身結構「少則具有相當程度金屬疲勞甚至於變形」，而「多則具有結構體暗傷」。
- * 此類二手機「市場價格陡降」甚至於構成「安全問題」。

Va 系列 聯邦航空總署 / 特別適航資訊通告說明 摘 要

* 依據CFR23適航飛機之 V_{SO} 或 V_{S1} 不得超過 61 海浬 CAS;

* 因此 V_a 於未放襟翼/最大重量也不超過
約 120海浬 (140 英哩)。

* 基本上，常態低於此數。

* V_{SO} = 降落配置之「失速或最低飛行空速」

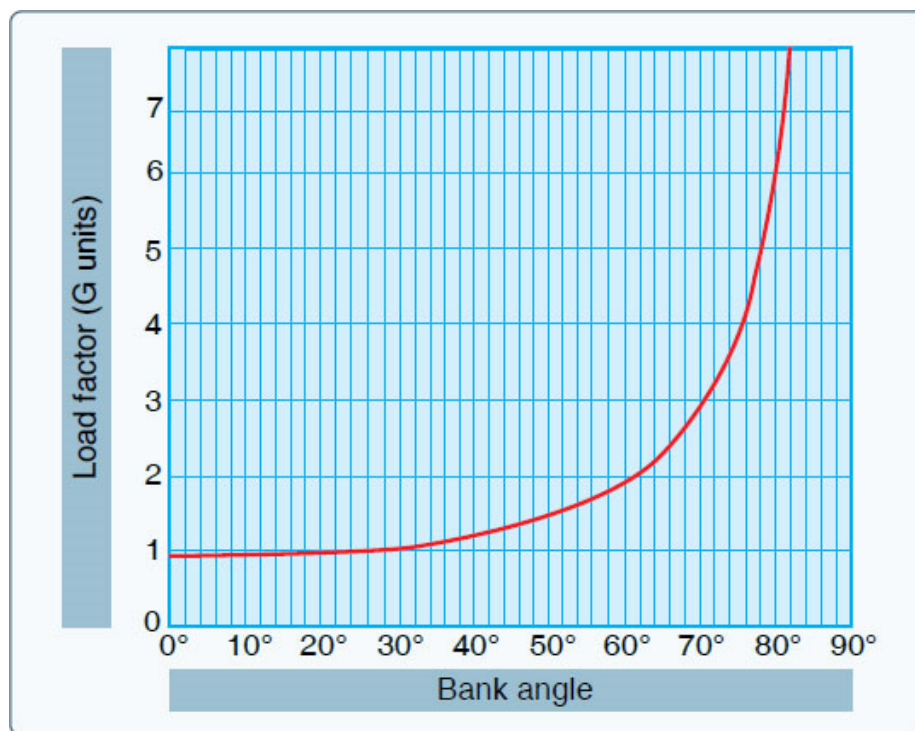
* V_{S1} = 特定配置下之「失速或最低可控飛行空速」

Va 系列

* 曾有人告訴你避免在黃弧內飛行嗎？在有些飛機，說起來可比去做要難！

* Vno 是甚麼？

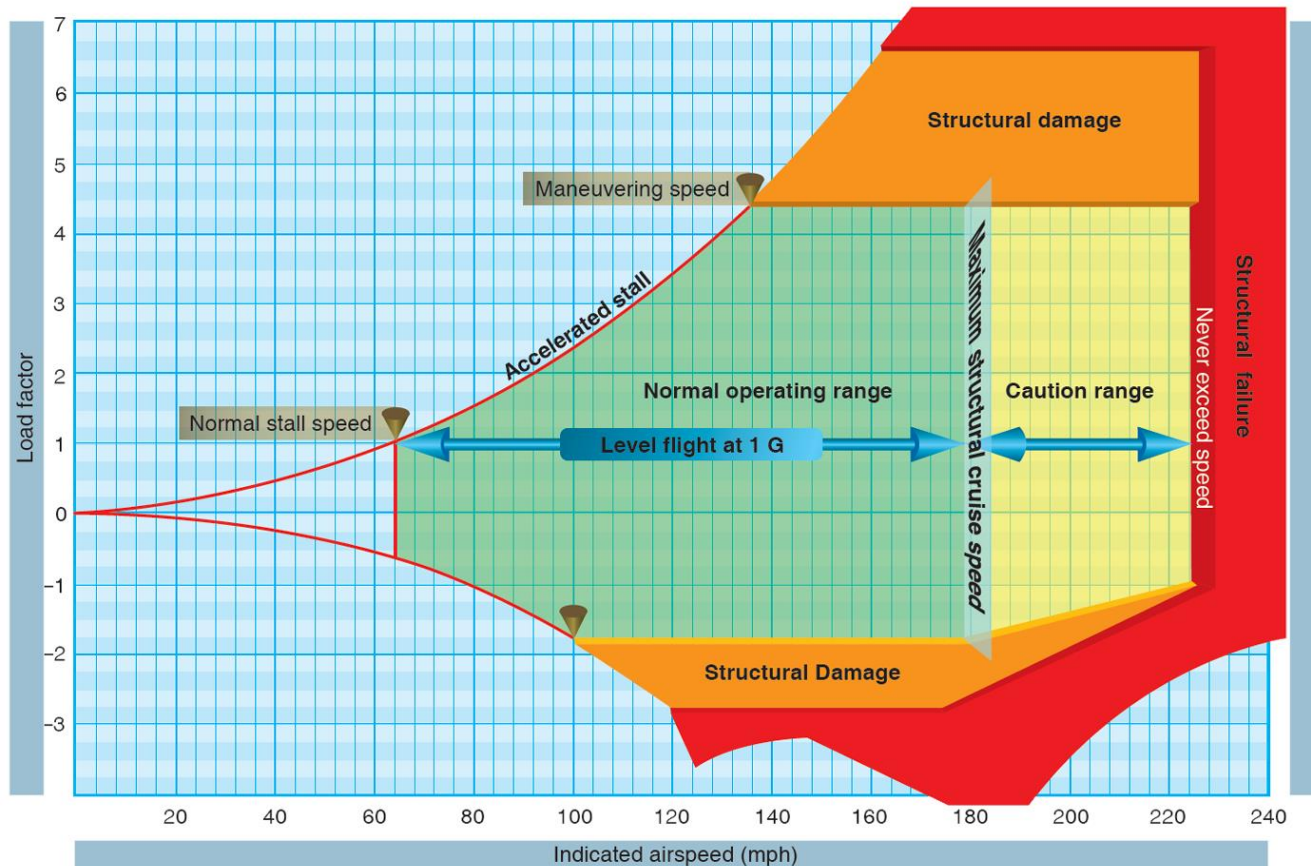
* FAA 於《飛行員航空知識手冊》定義 Vno 為「正常操作飛機的最大空速，或為『最大結構巡航空速』。這個可以超越『裝載限制係數』的空速將導致飛機永久性結構變形」。聽起來有些沈重，對嗎？



Va 系列

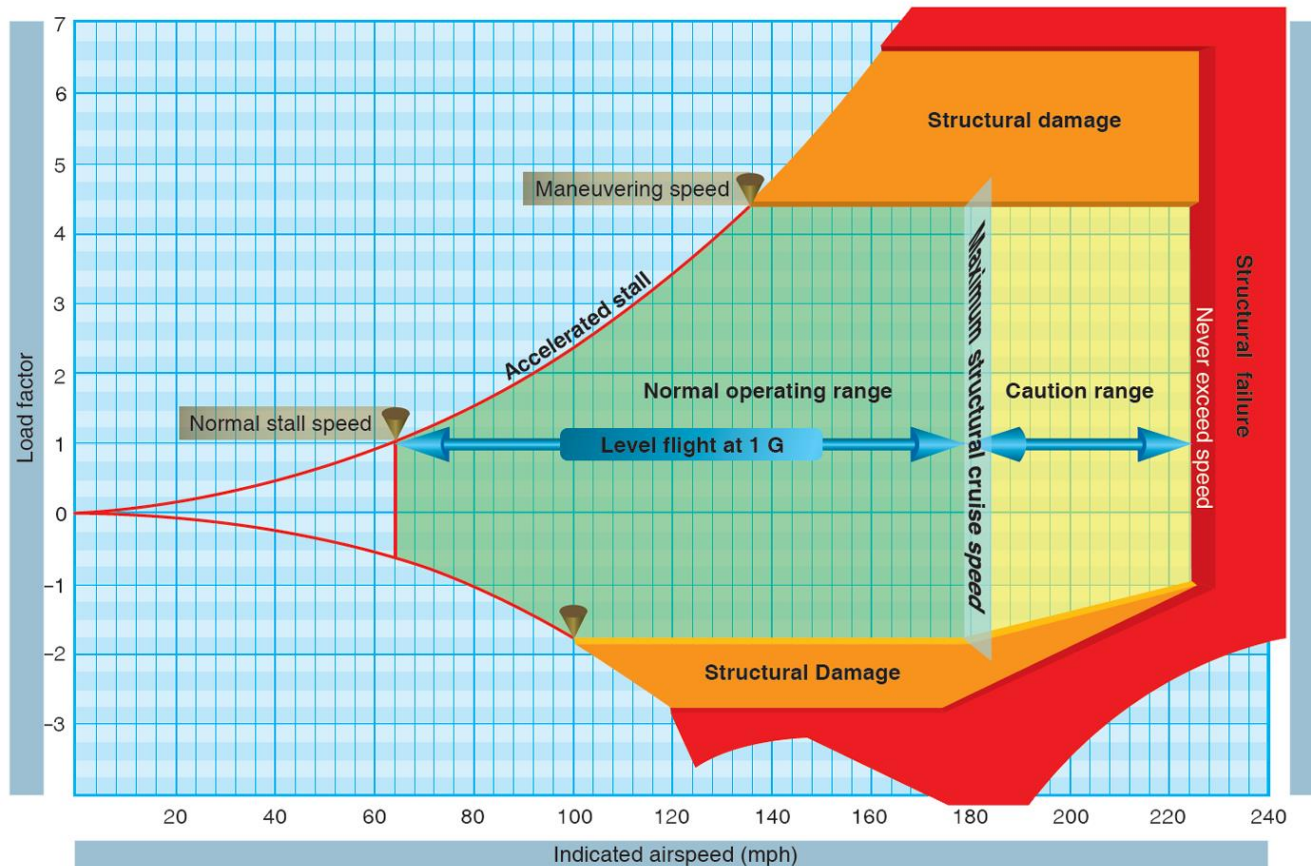
繼續往下閱讀，「最大結構巡航空速」經常與Vne混淆，但事實上這個說法離開實情甚遠。

察看一下「速度/負載圖-Vg 圖 (Vg diagram)」，你會發現一條指定為最大結構巡航速度的「分隔線」：



Va 系列

- * 當你越飛越快時，任何改變「攻角」動作，將導致較大的G 負荷加諸於飛機。
- * 這將可能導致飛機到達 Vg圖 所顯示的上層，或下層的「結構損壞區 – Structural damage area」。



Va 系列

- * V_{no} 為廠家所公布是為了在足以傷害飛機的高速飛行與正常空速飛行之間提供一項「緩衝區」。
- * 慢速飛行時，溫和的亂流加諸相對較小的 G 負荷。但是當速度增加時，伴隨著亂流的 G 負荷就對飛機的「裝載限制」具有強得多的負面效應。
- * 這也是你以較大空速飛入亂流時讓你較早感到耽心的原因，因為你的身體與飛機一樣的在感受著更大的 G 力。

Va 系列

* 飛西斯納 C-172 很難到達 V_{no} ，更不可能在平飛時達到。

* C-172 的 飛行員操作手冊 (POH)，最大結構巡航空速為129KIAS (129 海浬錶示空速。同時指示「除了平穩氣流，不可超越此速，而應謹慎為之」。

* 飛過C-172 的人都知道，欲達到 V_{no} 必需以高馬力高速下滑；說穿了，發現自己在「黃弧」裏飛行的機會相當罕見。

Va 系列

* 但是駕駛如 **Moony** 或 **CIRRUS SR22** 之類飛機，則需要自己判斷是否要以巡航動力配置，或者以較低馬力下降。

* 這在另一方面牽涉到平穩氣流有多平穩？這種判斷並不容易，而**FAA**並沒有為「平穩氣流」提供定義。

* 偶而的小起伏可以不要掛心。但當開始感到操控困擾，或可觀的空速變化時，減速至 **Vno** 總是機警的。

* 平穩氣流在快速飛行時總是機身是好的。而你的乘客也會感到比較舒適。

Va 系列

那怎麼辦呢？

- * 永遠參閱 POH 對 V_{no} 空速及程序的規定。不必害怕於黃弧內飛行，但一直保持對你周遭氣流的警覺。
- * 自己發現飛得太快，降低馬力或下降速率以減速，這兩個選項的合併使用，是保證你永遠以安全的空速在飛行。
- * 你不需要把 V_{no} 當 V_{ne} ，因為你的飛機被認證在適當條件下在此範圍飛行。
- * 只要你謹慎，你就不會傷害飛機。
- * 雖然如此說，一再的於亂流中在黃弧飛行，也就一再的加諸壓力給機身。長期以續，可導致結構失效。
- * 簡單一句話：「氣流不穩」就減速至「 V_{no} 」以下！



FAA
Aviation Safety

SPECIAL AIRWORTHINESS INFORMATION BULLETIN

SUBJ: Instruments

This is information only. Recommendations aren't mandatory.

SAIB: CE-11-17

Date: January 18, 2011

Introduction

This Special Airworthiness Information Bulletin informs you of an airworthiness concern that is relevant to all airplanes certificated under Title 14 of the Code of Federal Regulations (14 CFR) part 23, as well as those certificated under the previous Civil Air Regulations (CAR) part 3. This information is also relevant to any special light-sport category airplanes (S-LSA), experimental light-sport airplanes (E-LSA), and experimental amateur-built airplanes.

At this time, the Federal Aviation Administration (FAA) has determined that this airworthiness concern is not an unsafe condition that would warrant airworthiness directive (AD) action under 14 CFR part 39.

Background

On November 12, 2001, American Airlines Flight 587, crashed shortly after takeoff from New York's John F. Kennedy International Airport. The crash killed all 260 people aboard and 5 people on the ground. The National Transportation Safety Board (NTSB) determined "the probable cause of this accident was the in-flight separation of the vertical stabilizer as a result of the loads beyond ultimate design loads that were created by the first officer's unnecessary and excessive rudder pedal inputs." As a result of this accident and subsequent investigation, it was revealed that many pilots have a misunderstanding of what the design maneuvering velocity (speed), V_A , represents. Many pilots believe that as long as the airplane is at or below this maneuvering speed, they can make any control inputs they desire without any risk of harm to the airplane. This is not true.

The design maneuvering speed (V_A) is the speed below which you can move a single flight control, one time, to its full deflection, for one axis of airplane rotation only (pitch, roll or yaw), in smooth air, without risk of damage to the airplane.

Even though the accident discussed above is a part 25 airplane, V_A is applicable to part 23, CAR 3, and LSA airplanes. Also, even though experimental airplanes may not have a published V_A , they will still have some maximum maneuvering speed associated with the maximum structural design loads. Therefore, the pilot should be aware of what speed this is, and adhere to the guidance herein. The regulations governing the design strength requirements for airplane structure require adequate strength for full control deflection (below V_A). However, they do not require the manufacturer to make the airplane strong enough to withstand full control input followed by a full control input in the opposite direction, even below V_A . Neither do they require the manufacturer to design the airplane for more than one simultaneous full control input such as full ailerons with full elevator and/or rudder.

V_A , as published in the airplane flight manual (AFM) or pilot's operating handbook (POH), is valid for operation at the gross weight stated, which is typically at max gross weight. It is especially important to note that V_A decreases as the airplane weight decreases. At first, this may seem counter intuitive. All pilots understand that when the airplane is subjected to an external force, such as the

aerodynamic force from a control surface, the airplane responds by accelerating (rotational acceleration) about one of the airplane's axes. This was stated many years ago in Newton's Second Law of Motion. The law states that when an object of mass 'm' is acted upon by a force 'F', it will undergo acceleration 'a' in the same direction as the force. More simply stated in the widely known equation " $F = ma$ ", which can be rewritten as " $a = F/m$ ". Rewritten this way, it is clear for a given control force 'F', as the airplane weight 'm' decreases then the acceleration 'a' will increase. This higher acceleration gives rise to higher loads on the airplane structure. Therefore, as the airplane weight decreases, the allowable maneuvering speed must also decrease, to ensure that the airframe is not damaged. Pilots may remember from their written exam that $V_{A-NEW} = V_A \sqrt{W_{NEW}/W_{MAX-GROSS}}$ as the way to calculate the corrected (new) maneuvering speed due to operating at a weight less than the maximum gross weight. NOTE: This formula is for calculating the V_A change about the pitch axis; however, it can be used for all axes.

Recommendations

The FAA wants to clarify that operators should know what the maneuvering speed is and to caution pilots on what to avoid by adhering to the information described above and contained in the regulations. We recommend the following for maneuvering at, or even below, V_A :

- DO NOT apply a full deflection of a control, followed immediately by a full deflection in the opposite direction.
- DO NOT apply full multiple control inputs simultaneously; i.e., pitch, roll and yaw simultaneously, or in any combination thereof, even if you are below V_A .
- Reduce V_A when operating below gross weight, using the following formula:

$$V_{A-NEW} = V_A \sqrt{W_{NEW}/W_{MAX-GROSS}}$$

For Further Information Contact

Mark James, Aerospace Engineer, 901 Locust, Room 301, Kansas City, MO 64106;
phone: (816) 329-4137; fax: (816) 329-4090; email: mark.james@faa.gov.

Va 系列 空速確解

1/26

專題探討

Va

Va 系列

**When Flying At Va, Critical AOA Reached At
Limit Load Factor Of 3.8 Gs**



boldmethod ▶

Va 系列 空速確解

2/26

VA = 設計操練空速

Design Maneuvering Speed

* 未顯示於空速錶的空速 *

“設計操練空速”

遭遇 “陡峭及突然” 之全滿操作輸入，
而依然不可能造成飛機結構損壞的空速。

* 可在 “空氣亂流” 中飛行之最大空速。

Va 系列 空速確解

3/26

探討Va之真相

- * 當你生平第一次遇到亂流時、你會看看右翼，再看看左翼—以確定它們還在，好像否則你發現不到似的！
- * **其實**雖然機翼承受著許多應力，你不必憂慮它們折斷解體。**只要你作到一件事—單純的**，在於亂流裏飛行時，把飛行空速維在Va或以下！
(陶教官個人選擇遇到亂流時將空速維持在額定Va以下5 至10 Kts. 或Sm 以策絕對安全)。
現在讓我們探討一下**真相**：

Va 系列 空速確解

4/26

我們的超輕機隊和飛行模式日趨複雜；

* 原裝、自組/製之管布、全鋁、複材機身充斥於空域內外；時而缺乏山區飛行知識飛到中央山脈。

* 高屏的朋友們可望在落山風盛行的五里亭空域飛行。

* 這是實踐前諾和各位探討Va的時候了！

Va 系列 空速確解

5/26

重要先決觀念之一

- * 一位 合格稱職的教練 必然會教你如何進入及改出 “失速”，而且也相對易學。
- * 但是，沒有人能教你如何從 “飛機解體” 改出，而只能教你如何不使飛機解體!!!

Va 系列 空速確解 6/26

重要先決觀念之二

我們以下的探討基礎**限**於：

* 飛機全新或近似全新。

* 飛機沒有潛在受傷或金屬疲乏。

Va 系列 空速確解

7/26

Va — “設計操練空速”：

是當飛機遭遇亂流，或當有“陡峭及突然”之全滿操作輸入時，飛機在超越其核定之“設計裝載係數極限”之前將先進入“失速”的一項空速。因為這時機身遭遇到了“G 力(裝載係數)”的增進。

易言之，飛機可能解體之前，先進入：
“可解決之失速狀態”。

Va 系列 空速確解

8/26

- * 授有適航文件航空器的“限制裝載係數”係基於“機身在損壞之前所可承受之最大G力”之假設而定訂。
- * 雖承受較大應力，但未超越其“限制裝載係數”，則機身不應發生結構性損壞。
- * “限制裝載係數”為“升力與重量”之比率； $n = \frac{L}{W}$
n=裝載係數. L=升力. W=重量.

Va 系列 空速確解 9/26

※ **非**客貨運飛機之適航授證角度，飛機及其承受G力限制分為下列三屬別：

※標準飛機 (Normal) = +3.8 G 及 -1.52 G

※實用飛機 (Utility) = +4.4 G 及 -1.76 G

※特技飛機 (Aerobatic) = +6.0 G 及 -3.0 G

(為便於討論引用聯邦航空總署 14 CFR 23 & 21 適航證屬別)

Va 系列 空速確解

10/26

* 讓我們假設以持續穩定空速作平直飛行，
於此情況；

升力=重量

(見次頁回到基本)

* 此時我們可以感受到一個 $G = "1 G"$;

Va 系列 四種力如何作用? (回到基本)

How are the 4 forces acting?

升力 是氣流通過於機翼上方與下方時所產生之壓力差所造成之向上的作用力. 飛機於飛行時靠升力支撐滯空, 升力與重力相對抗. 於無加速狀態下與重力平衡.

重力 對抗升力, 作用自飛機中心垂直至地球中心. 於無加速狀態下與升力平衡.

推力 是推動飛機通過空氣的前進力量, 其能量隨引擎出力變化. 與阻力對抗. 於無加速度狀態下與阻力平衡.

阻力 是一向後之力, 對抗推力. 或稱阻礙之力(亦譯拉力), 限制飛速. 阻力隨升力之產生而產生, 基本上分為寄生阻力及誘導阻力. 於無加速狀態下與推力平衡.

Va 系列 空速確解

11/26

- * 於“無加速狀態”平直飛行時，機翼產生的升力相等於飛機的重量，因而為 1 G .
- * 假如攻角突然因操作輸入或受垂直強風而增加，機翼將產生立即的升力增加，飛機向上加速 (Accelerate)，而你將感受到被壓迫入座椅的力。
- * 也就是向上拉抬的升力大於下壓的重力。

Va 系列 空速確解

12/26

* **G力** 之增加與突然增加的升力成 “**正比**” 。

而

* **升力** 因瞬間增至 兩倍、三倍、四倍。

* **G力** 也隨即增至 兩倍、三倍、四倍。

Va 系列 空速確解

13/26

* 攻角與升力之間存在一種直接的“一比一”關係 (或極近似值)；

* 例如：✖在持續空速做平直 1 G 飛行狀況下，一次突然加一倍的攻角，使機翼之升力加一倍，也將G力加一倍。

✖三、四倍增加攻角也三、四倍增加G力。

Va 系列 空速確解

14/26

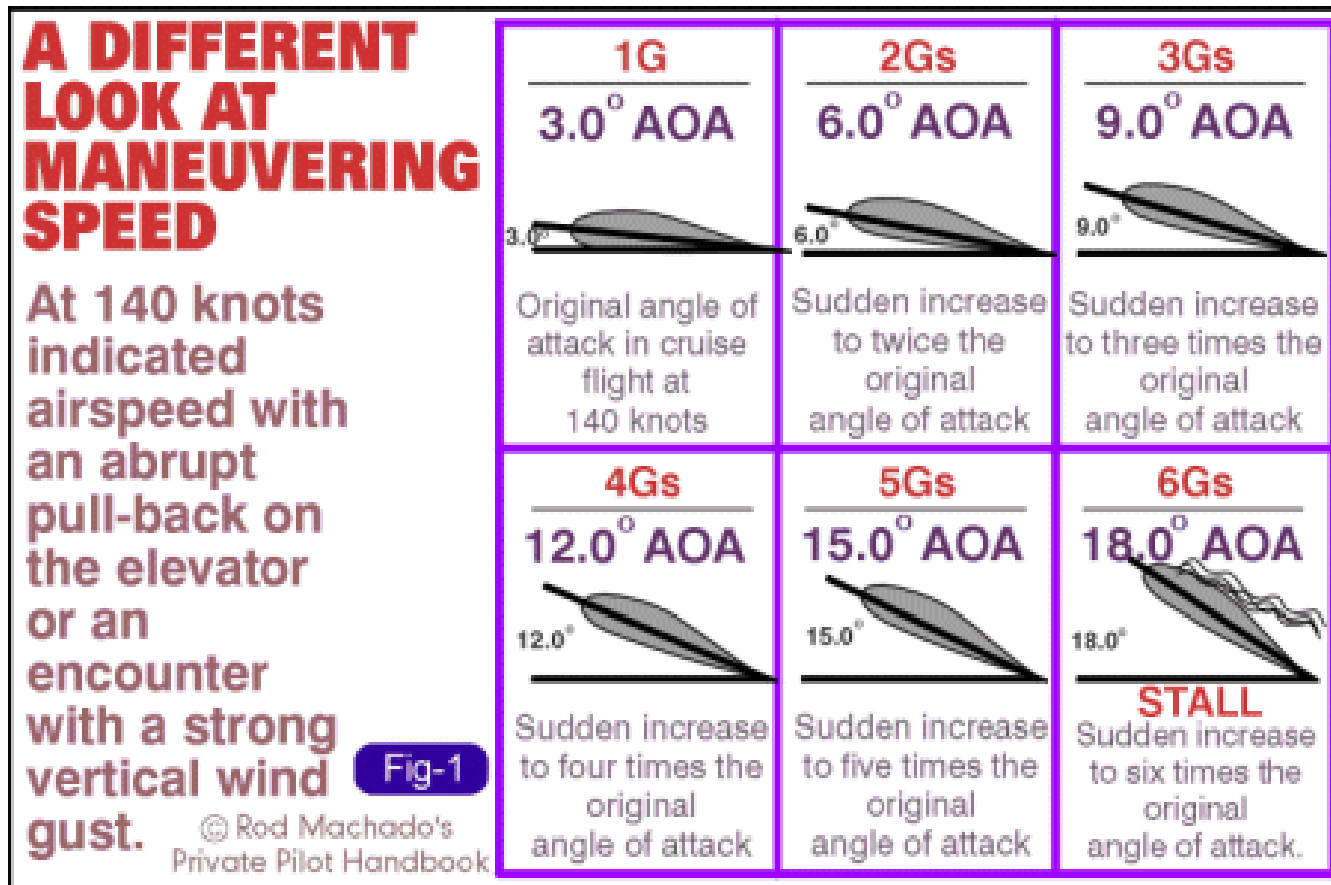
- * 試想，如圖一，飛機以140 Kts.巡航，飛機及其載重以 3° 攻角平直飛行時承受著1G.
- * 假設一突然強風使攻角再增 3° 時，機翼原本的攻角就增加到 6° ；結果升力突然加倍而產生2G。突然增加攻角至 9° 將使升力與G力增至三倍。攻角增至12、15或18度時，也使升力及G力倍增至原本的4、5、6倍。

Va 系列 空速確解

15/26

圖

一



Va 系列 空速確解

16/26

- * 既知機翼於大約 18° 攻角失速(升力減少)，也知道更進一步增加攻角至原來 3° 攻角之6倍以上時，也因已失速不進一步增加G力。
- * 因此，這架飛機以140 Kts. 巡航時，有機會於失速之前遭受大到6個G之負荷。
- * 但此一飛機之“限制載重係數”為4G時，在強烈亂流中，飛機結構會遭受損壞。
(為易於說明及計算此處以4G替代+3.8、+4.4及+6G)!

Va 系列 空速確解

17/26

- * 如圖二，當我們將飛機減速至110 Kts. 時，將需要 4.5° 攻角以維持 1G之平飛。
- * 以110 Kts.空速飛行，我們突然將原攻角加倍增至 9° ，則升力也加倍，而現在我們感受到 2G.
- * 突然將攻角增至原來的三倍的 13.5° 時，則升力增至三倍，而我們感受到3G.
- * 最後，將攻角增至四倍的 18° 則產生四倍升力，而感受到4G.

-----接次頁-----

Va 系列 空速確解

18/26

-----承上頁-----

* 因此，110 Kts. 就是我們這架額定
“限制裝載係數” 為4G的飛機的
“設計操練空速” — **Va**。

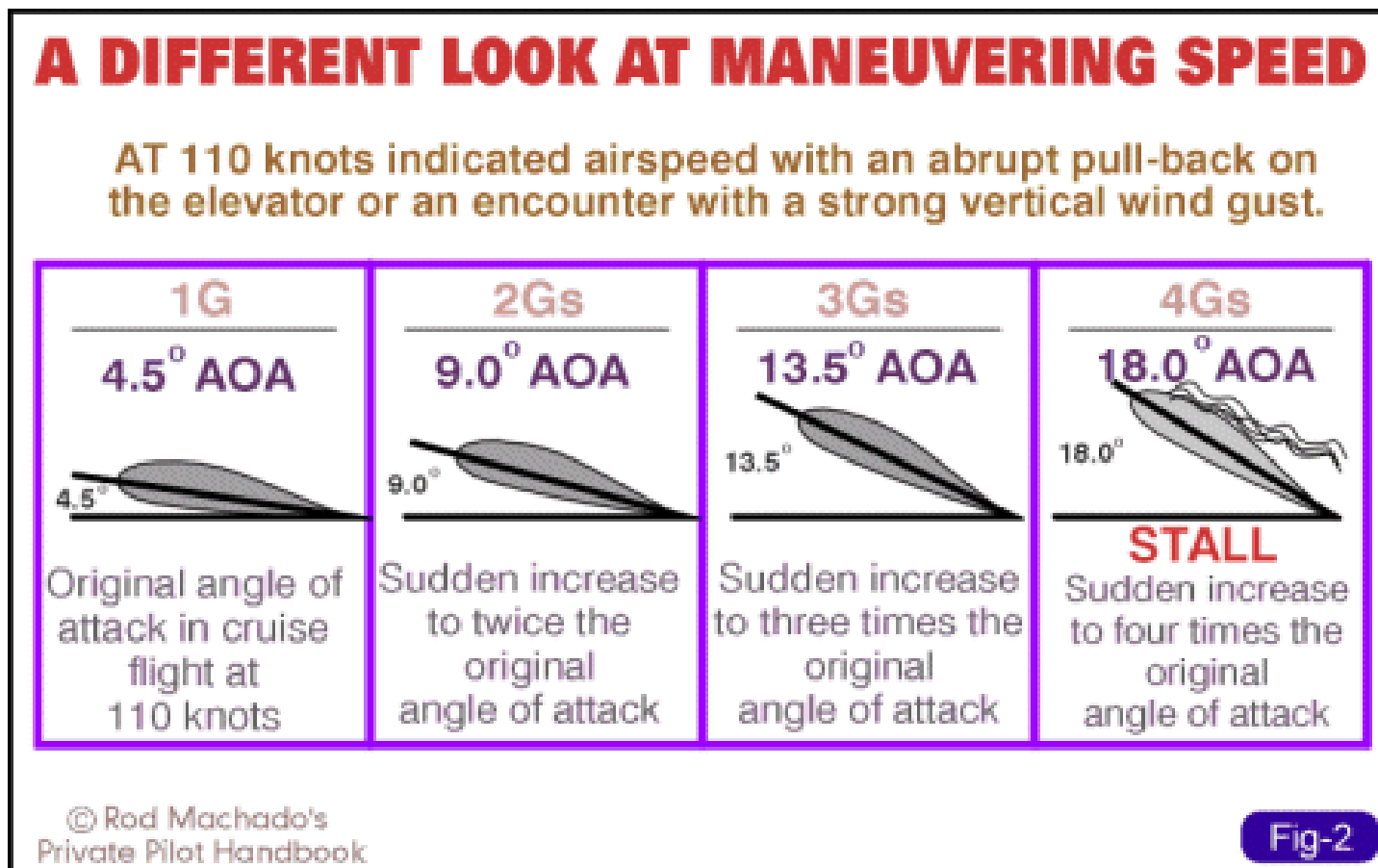
* 於110 Kts.錶示空速飛行，飛機於遭受亂流
或突然的陡峭全滿操作輸入時，將於
超越 “限制裝載係數” 之前，先失速!!!

Va 系列 空速確解

19/26

圖

一一



Va 系列 空速確解

20/26

- * 攻角被強陣風拉抬至2、3或4倍原值，完全以飛機在1G狀況飛行時的攻角為依據。
- * 我們可明顯看出，飛速較快的飛機，其攻角原本就相對較小。
- * 因為起始攻角相對較小，達到其原始攻角之2、3、4倍也就相對容易。
- * 也因此，在遭遇一定強度亂流時，較大的空速導致較大的G力施加與感受。

Va 系列 空速確解

21/26

Va與重量變化之關係：

* **Va** 空速以飛機**滿載總重**為定訂基礎。

* 飛機總重減少時，**Va** 空速則隨之降低：

因為：

* 低於滿重平直飛行所需之升力相對較少。

* 較少升力代表**攻角**可以較小。

-----接次頁-----

Va 系列 空速確解22/26

-----承上頁-----

換句話說, 設如:

- * 一架重2,500 磅飛機以110 Kts. 需要 4.5° 攻角以平飛。
- * 減到1,800 磅總重以110 Kts. 平飛, 則只需要 3° 攻角。
- * 以110 Kts. 平飛此較輕總重飛機, 如突然遭遇強陣風時, 可以立即將 3° 攻角劇增至 18° , 引用前述範例; 升力劇增6倍, 人機則承受6G。
- * 大幅超越“標準屬別”所定之 +3.8G, 或本範例的 +4G。
- * 那麼我們駕駛較輕飛機時, 我們如何在遭遇亂流時, 避免超越範本的 4G 呢?

-----再接再頁-----

Va 系列 空速確解

23/26

-----再承前頁----- 答案是

* 降低空速！降低空速！降低空速！

* 當以較低空速(假設95 Kts.)，則為以 1G
平飛所需之攻角也當較大(假設 4.5°).

* 以此空速飛行，攻角可增至四倍的 18° ，飛機
才可能失速。

因此：

Va 系列 空速確解 24/26

* 依上例: 假如你要將“限制裝載係數”維持在安全的4 G 以內時:

* 95 Kts. 就變我們的新 Va!!!

* 顯然的;

飛機減重，就必須減低“設計操練空速”，
也就是自己定出較低的Va!!!

Va 系列 空速確解

25/26

- * 大部份較新的 “飛機操作手冊” (POH 或 AFM) 提供二到三種針對不同飛機總重的Va.
- * 如果你的手冊只提供一種Va空速，你可以用下列方式推算更多符合你飛行模式的Va:
- * 總重每減少2%，自最大總重之Va減少1%Va空速。
- * 也即總重減20%時，自原提供之最大Va空速減少10%作為該總重的Va。

Va 系列 空速確解

26/26

一句中肯之言：

* 萬一你在飛行中遭受亂流，

務必要維持兩翼平飛姿態：

* 以犧牲正確空速為代價試圖維持高度，

機身將承受過度負荷！

— Va 完結篇 —