

Traduzione dell'articolo "BALANCE" di Steve Ells tratto dalla rivista Sport Aviation di febbraio 2017.

MAGGIORE È LA VELOCITÀ, MAGGIORE LA NECESSITÀ DEL BILANCIAMENTO.

SOMMARIO

Prendendo lo spunto da un incidente avvenuto in sede di prove di volo, l'autore descrive l'importanza del bilanciamento delle parti mobili di un aeroplano che possa volare a velocità abbastanza elevate, superiori a 300 km/h. Oltre a spiegare come sono determinate le velocità massima e limite dei velivoli certificati, l'autore richiama, così come fa la AD 90-89B, la necessità di rispettare i disegni dei progettisti, di limitare al massimo i giochi alle cerniere dei comandi e del trim in particolare, la corretta tensione dei cavi. In più richiama i piloti ad una particolare attenzione quando volano in prossimità della V_{NE} : attenzione a percepire la presenza di vibrazioni/oscillazioni anomale e di ridurre subito potenza e la velocità, richiamando con dolcezza il velivolo.



V_{NE} on Piper PA-24s was restricted by an airworthiness directive until a Piper balance weight service kit (pictured here) was installed that placed weight forward of the rudder hinge line.

Nel tardo dicembre del 1979, Sherman Hall, ingegnere capo alla Robertson Aircraft a Bellevue, Washington, eseguì l'ultimo volo di collaudo come tecnico. Prima di quella data, Hall aveva volato per valutare le modifiche introdotte da Robertson su alcuni mono e bimotori. D'accordo con Hall, stava eseguendo il volo di collaudo secondo il protocollo per il flutter dei comandi di volo, allo scopo di raccogliere dati per la certificazione FAA dell'installazione della modifica dello spoiler sul comando del rollio e l'installazione di un serbatoio d'estremità su un Seneca II di un cliente.

Durante la prova, in cui doveva dare un impulso ai comandi a varie velocità, fino alla V_D (un 10 per cento superiore alla V_{NE}) in aria calma, proprio poco prima di dare l'impulso a cabrare coda e piano di coda si separarono, il parabrezza fu aspirato via, la prua si separò e entrambe le ali si ruppero. Fortunatamente dopo un poco (Hall scrisse che gli sembrò un'eternità ma in realtà tutto accadde in pochi ma lunghi secondi) il resto della cellula si stabilizzò, consentendo a Hall di abbandonare il velivolo e paracadutarsi con sicurezza fino al suolo.

Questo meo, intendo discutere l'importanza del bilanciamento delle superfici di controllo, per assicurarsi che l'impianto delle superfici di comando sia entro le tolleranze dovute all'usura e l'importanza della tensione dei cavi di comando.

La AC-90-89B della FAA, *Amateur-built aircraft & ultralight flight testing handbook*, stabilisce "Il flutter in una struttura aeronautica è un'interazione tra forze aerodinamiche, proprietà elastiche della struttura, distribuzione delle masse o dei pesi di diversi elementi e la velocità".

Un altro paragrafo recita "Anche quando il flutter è al limite per diventare catastrofico, può essere ancora difficilissimo riconoscerlo". Ecco perché Hall fu preso alla sprovvista quando il

velivolo oscillò tutto. "Ciò che genera questo fenomeno è l'elevata frequenza dell'oscillazione, normalmente tra 5 e 20 Hz (cicli al secondo). Esso è presente ma basta un piccolo aumento della velocità (1/4 di nodo o meno) per rimuovere quel piccolo smorzamento rimanente e il moto diventa rapidamente divergente." Poiché la velocità nel flutter è causata da qualcosa, osserviamo come i progettisti stabiliscono la velocità limite dell'inviluppo delle velocità di volo.

La formula della V_{NE} .

La formula matematica per determinare la linea rossa della velocità indicata di un velivolo, conosciuta anche come V_{NE} e la velocità massima dell'affondata, conosciuta anche come V_D , è la seguente:

- carico alare (WL) = peso lordo/superficie alare,
- velocità di crociera di progetto (V_C): $333 WL$,
- velocità dell'affondata di progetto (V_D) = $1,4 V_C$,
- velocità da non superare mai (V_{NE}) = $0,9 V_D$.

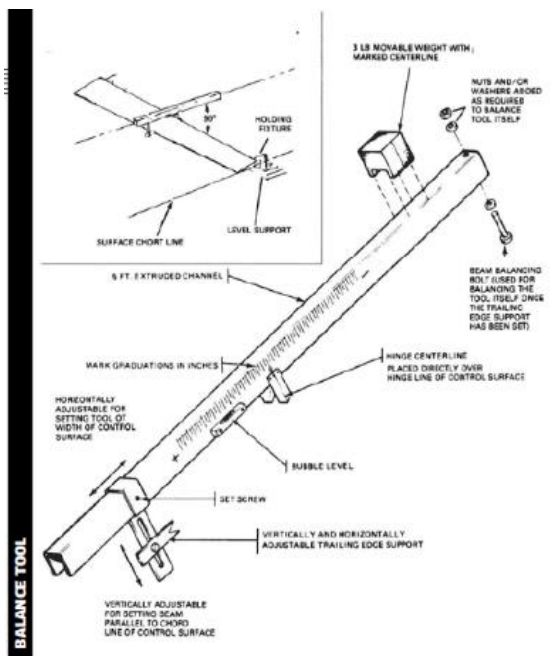
Tutti questi fattori per ogni velivolo certificato sono disponibili sulla specifica del tipo di velivolo (TCDS). Calcoliamo i valori per un Piper PA-24-250 Comanche.

$$W_L = 2800/178 = 15,73,$$

$$V_C = 333W_L \text{ o } 333*15,36 \text{ o } 33*3,966 = 130,88,$$

$$V_D = 1,4 V_C = 130,88*1,4 = 183,23,$$

$$V_{NE} = 0,9 V_D = 183,23*0,9 = 164,9.$$

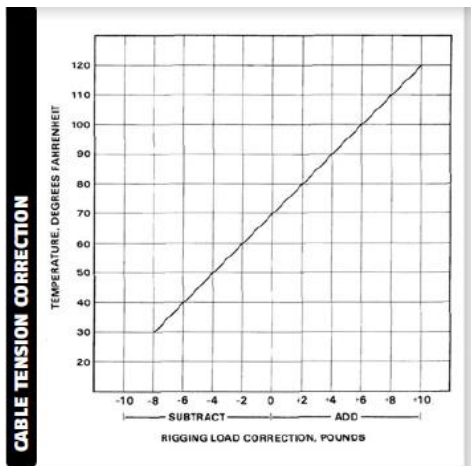


Se leggiamo la V_{NE} pubblicata sul TCDS del PA-24-250 vediamo 203 mph (177 kts) di velocità calibrata (CAS). Che cos'è successo? La V_{NE} in realtà non è solo il risultato di un singolo calcolo. Può essere il risultato di una manciata di altri fattori ma, secondo un esperto, è soprattutto il risultato di un requisito di progetto di un velivolo. Dopo sta agli ingegneri creare una struttura adeguata a quelle velocità. Ecco che cos'è accaduto. Il Comanche fu progettato per essere in competizione con il Beechcraft Bonanza e perciò doveva andare più veloce.

Limitazione della velocità in base alla AD.

Tutto andò bene fino al 1972 quando un incidente per flutter determinò la AD-72-22-05, la quale fu rilasciata allo scopo di "prevenire possibili effetti sfavorevoli delle vibrazioni sugli aeroplani",

richiese agli operatori del Piper PA-240 di limitare la V_D del loro velivolo fino a che il kit apposito della Piper (Piper kit 760-705) che modificava la massa di bilanciamento del timone non fosse stato applicato. Il kit prescrive l'installazione a destra e a sinistra di masse esterne poste verso l'avanti dell'asse di cerniera del timone.



Prima dell'installazione del kit, la V_{NE} per il PA-24-250 era stata ridotta di 15 mph, a 188 mph (molto prossima alla V_{NE} calcolata). Successivamente all'installazione del kit, la V_{NE} fu riportata a 203 mph. Inoltre, dopo l'applicazione di un secondo kit (Piper kit 760-747) che irrigidiva il longherone posteriore dello stabilator e la cerniera esterna, la V_{NE} del PA-24-250 e -260 aumentò a 227 mph.

Il messaggio è che il bilanciamento della superficie di comando diventa più critico all'aumentare della velocità.

Il flutter.

All'inizio, il regolamento CAR 3 stabiliva: "Che una rigidezza torsionale adeguata (*sia considerata*) come un fattore, che le masse di bilanciamento delle superfici siano tali da precludere il flutter e che le frequenze naturali di tutti i componenti strutturali principali siano determinate mediante delle prove di vibrazione per controllare il flutter".

Piloti e costruttori di velivoli sperimentali possono controllare la rigidezza della struttura delle ali e delle superfici di comando osservando le specifiche dei progettisti. Gli operatori di velivoli certificati non possono determinare le frequenze naturali delle superfici di comando; è un lavoro dell'industria.

Neppure la determinazione della massa di bilanciamento è compito dell'operatore, ma deve insistere affinché tutte le superfici di comando che siano state strutturalmente riparate e/o riverniciate siano bilanciate servendosi degli attrezzi e delle procedure riportate nel manuale di manutenzione del velivolo. Inoltre, tutti i cavi comando delle superfici primarie devono avere una tensione in accordo con la specifica del manuale.

La firma del meccanico deve attestare che le superfici sono state bilanciate e deve riportare capitolo e paragrafo del manuale citato per il controllo del bilanciamento e dev'essere riportato nel registro del velivolo con il nome del tecnico e il numero del suo certificato.

Uguale attenzione al bilanciamento dev'essere posta in cima all'agenda di ogni costruttore amatore di un aeroplano.

Nel passato, velivoli lenti come il Piper J-3 e anche il Piper PA-22 Triton del 195, non avevano i comandi bilanciati (alettoni, timone e equilibratore) per via della loro bassa velocità.

Bilanciamento delle superfici di comando.

Le specifiche nella sezione dello stabilator del Seneca II, come quello su cui ha volato Hall, prescrivono che la superficie dev'essere equilibrata per assicurare che non ci sia peso davanti all'asse di cerniera e un momento inferiore a 13 lb-in. dietro all'asse di cerniera.

Quando c'è troppo peso dietro o davanti all'asse di cerniera e un aeroplano vola alla V_{NE} o più, avviene un fenomeno chiamato "instabilità aeroelastica". Nei primi momenti lo sbilanciamento determina delle forze aerodinamiche che iniziano ad accoppiarsi insieme per causare un flutter (*un'oscillazione forzata ndt*) continuo. Se il flutter non è smorzato dal pilota appena se ne accorge, esso aumenta fino a diventare un flutter divergente.

Inoltre, un'instabilità da sbilanciamento può essere determinata dall'acqua intrappolata all'interno quando i fori di drenaggio sono otturati o da formazione di ghiaccio sulle superfici durante il volo.

Semplici azioni per prevenire il flutter.

Potete fare la vostra parte per prevenire il flutter domandando al vostro meccanico qual è il massimo gioco ammissibile o di trovarne il valore per ogni comando sul manuale di manutenzione del vostro velivolo. Pertanto, durante il prevolo muovete con cura ogni comando (trim incluso) fino a entrambi i fine corsa. Non dico di spingere con forza fino a portarlo a fondo corsa; mi riferisco a cercare di sentire lo "slop" cioè il gioco. Se vi sembra che sia eccessivo, controllatelo prima del volo.

La massima tolleranza del gioco sul Seneca II vale 0,125 in. (3,125 mm) o 1/8 di in. da un estremo all'altro.

Le probabilità di non provare mai il flutter sono molto buone. Se vi capitasse, o state volando alla V_{NE} , o molto prossimi, o oltre alla V_{NE} della vostra macchina oppure la superficie di comando è proprio fuori bilanciamento. Se apprezzate una vibrazione o dei bruschi strappi del volantino o della barra, riducete la potenza e caricate l'equilibratore (o lo stabilator) cabrando gradualmente per ridurre la velocità. Queste azioni vi aiuteranno e rallentare il velivolo.