

Traduzione dell'articolo "REDUCING THE RISK OF FLUTTER" di Neal Willford, EAA 169108 tratto dalla rivista Sport Aviation di dicembre 2003.

Le sue cause e i suoi effetti potenzialmente catastrofici.

RIDURRE IL RISCHIO DEL FLUTTER

SOMMARIO

L'autore esamina la questione del flutter, fenomeno dinamico legato alla rigidità strutturale e alla velocità del velivolo, ne indica le cause e suggerisce le modalità per tenersene lontani e come correggere la struttura del proprio velivolo in modo opportuno. Fornisce anche i riferimenti documentali per raccogliere le informazioni necessarie.

La leggenda racconta che il famoso pilota da gara del Wisconsin Steve Wittman fosse uso provare i suoi velivolo da gara per il flutter, eseguendo dei passaggi ad alta velocità proprio sopra il lago ghiacciato Winnebago. Affermava che se si fosse manifestato il flutter, egli avrebbe potuto atterrare rapidamente e scivolare sul lago fino a fermarsi.

Non troverete un solo manuale che raccomandi questo genere di procedura, ma nel 1930, quando i racers spingevano gli involuppi delle prestazioni, i progettisti sapevano che il flutter era un fenomeno pericoloso, anche se non ne avevano ben capito le ragioni. La prova in volo era il modo principale a loro disposizione per dimostrare che i loro progetti erano esenti dal flutter. Fortunatamente, una gran quantità di ricerche era stata compiuta fino ad allora, permettendo ai progettisti e ai costruttori di ridurre il rischio del flutter potenzialmente catastrofico.

Diamo uno sguardo ad alcune delle cause del flutter e a come ridurre il rischio. Un foglio di lavoro di nuova preparazione, che vi aiuterà a stimare la quantità di bilanciamento necessaria della superficie di comando, è disponibile sul sito della EAA www.eaa.org. Basta cliccare sulla copertina EAA Sport Aviation e cercare i links di dicembre (2003).

Quali le cause del flutter

La FAA definisce così il flutter: "L'oscillazione instabile, autoeccitata di un profilo alare e della sua struttura associata, causato dalla combinazione di effetti aerodinamici, inerziali ed elastici in modo tale da estrarre energia dal flusso dell'aria. L'ampiezza dell'oscillazione (alla velocità critica del flutter) conseguente un disturbo iniziale si manterrà. Quest'ampiezza aumenterà alle velocità più elevate".

Voi probabilmente non usereste questa definizione per spiegare al vostro coniuge perché la bandiera sventola sotto l'azione di un vento teso! Comunque, questa lunga definizione descrive le cause del flutter, approfondiamole per vedere quali ruoli hanno e come ridurre il rischio. I tre fattori che si combinano insieme e causano il flutter sono:

- ◆proprietà elastiche della struttura,
- ◆effetti dell'inerzia,
- ◆effetti aerodinamici.

Proprietà elastiche: la maggior parte degli oggetti è flessibile e può oscillare o vibrare, alla sua frequenza naturale, quando è sotto l'azione di una forza. La frequenza naturale è funzione

della geometria dell'oggetto, del peso e delle proprietà del materiale. Potete accertarvene con questo esperimento. Mettete una barra da una iarda sul tavolo e lasciatene sporgere dal bordo 6 in.(1/6 della sua lunghezza, ndt). Mentre la tenete ferma, tirate e rilasciate la parte libera. Vedrete e sentirete oscillare la barra. Ripetetele lasciandone 12 in. liberi e vi accorgete che oscillerà ad una frequenza più bassa.

Ogni tipo di moto che un oggetto possiede è chiamato “modo” e, di solito, esso accoppia due o più modi insieme quando si realizza il flutter. La barra da una iarda è un esempio del modo flessionale. Avremmo potuto ruotare e rilasciare la barra ed essa avrebbe oscillato a qualche frequenza torsionale, come esempio del modo torsionale.

La fusoliera di un velivolo, l'ala e la superfici di coda possono oscillare in questi due modi. La velocità critica del flutter di un velivolo è una funzione della frequenza naturale delle sue varie parti e, a parità di tutte le condizioni, una frequenza naturale elevata comporta una velocità critica di flutter elevata. E' imperativo per il progettista assicurare che la velocità critica del flutter per ciascuno dei modi possibili, sia superiore alla massima velocità di picchiata del velivolo.

Le fusoliere convenzionali, con i piani di coda vincolati direttamente al cono di coda, sono abbastanza rigide sia a flessione che a torsione. E' una buona cosa, perché un'elevata rigidità comporta una frequenza naturale elevata. Una fusoliera a guscio molto snella (pod and boom fuselage), in altre parole, tende ad essere più flessibile a causa della sezione trasversale molto piccola. I progettisti che utilizzano questa soluzione, devono avere ben presente questa caratteristica e cercare d'irrigidire il guscio quanto più possibile.

Le superfici mobili e le alette trim aumentano il numero dei modi e l'elenco delle combinazioni dei modi possibili si allunga immediatamente. Fortunatamente, l'interazione dei modi è abbastanza ben conosciuta e un buon progetto e una buona realizzazione minimizzano i rischi di flutter.

Anche il materiale strutturale del velivolo aiuta a determinare le caratteristiche elastiche. I ricercatori hanno sottoposto a trazione, flessione e torsione diversi tipi di materiali per trovarne i limiti. Due caratteristiche dei materiali sono il modulo di elasticità longitudinale e quello trasversale. Ciascuno misura la capacità elastica del materiale, il primo quanto esso si flette e il secondo quanto si torce, quando è sottoposto ad un carico. Un valore elevato del modulo corrisponde ad una maggiore rigidità, desiderabile per ridurre il rischio flutter.

Alcuni materiali hanno dei moduli molto più elevati di altri. Per esempio, la fibra di vetro è un materiale resistente, ma il suo modulo elastico è inferiore del 50% rispetto a quello della lega leggera. Ciò significa che un'ala in fibra di vetro progettata per lo stesso livello di resistenza di una in lega leggera, sarà, grossolanamente, il doppio più flessibile.

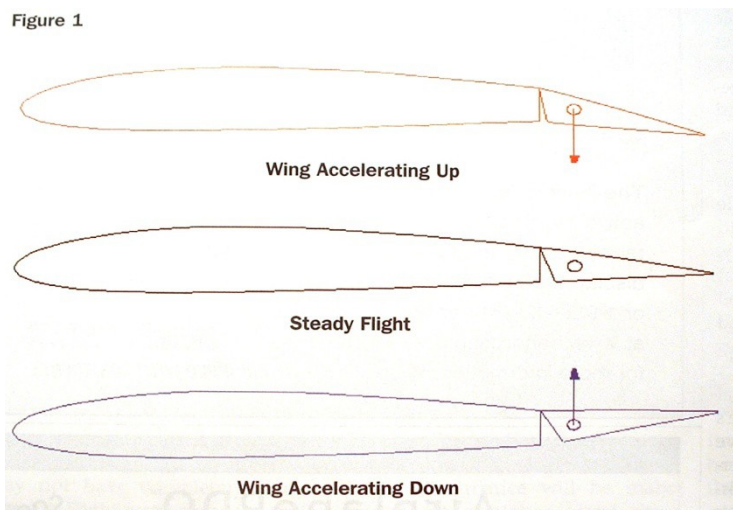
Una ragione per la quale i velivoli in composito hanno gli strati di tessuto del rivestimento e delle centine orientati a 45° è per migliorare la rigidità torsionale. La fibra di carbonio ha un modulo ancora più elevato della fibra di vetro, che costituisce una ragione per la quale è spesso usato sulle superfici di comando e per il rivestimento alare di velivoli in composito di elevate prestazioni.

La rigidità torsionale delle superfici di comando è importante per ridurre il rischio del flutter, cosicché è desiderabile rivestirle con materiale leggero e rigido. Dal punto di vista del costo e del peso, la lega leggera e il compensato sono difficili da piegare. La prossima volta che vedrete il Cirrus SR-22, realizzato con molto composito, osservate le superfici di comando: sono in lega leggera!

Effetti dell'inerzia: l'inerzia è la resistenza di un corpo a cambiare direzione e più pesante è il corpo, maggiore sarà l'inerzia. Gli effetti dell'inerzia dipendono dal peso e dalla disposizione delle singole parti del velivolo. Essi sono strettamente legati alle caratteristiche elastiche del velivolo. Potete sperimentarlo ripetendo la prova con la barra da una iarda e fissandovi un paio di morsetti all'estremità libera. Con questa massa aggiunta, la barra oscillerà ad una frequenza più bassa delle precedenti. Senza i morsetti, quando la barra raggiunge la massima deflessione, scatta indietro immediatamente. Con i morsetti, la barra non è così desiderosa di cambiare direzione e, pertanto, oscillerà a una frequenza più bassa. Questo non va bene; noi vogliamo che la frequenza naturale sia elevata, non bassa.

Un esempio, in campo aeronautico, consiste nell'installazione di serbatoi all'esterno, sia sull'ala che all'estremità. Come le pinzette, i serbatoi alterano la frequenza naturale dell'ala e possono ridurre la velocità critica di flutter. Una coda a T costituisce un altro esempio come i morsetti. I progettisti che si servono di questa configurazione devono assicurare che sia la deriva che il cono di coda (o guscio) siano quanto più rigidi possibile per ridurre l'oscillazione torsionale della fusoliera e flessionale della deriva. Gli alianti con la coda a T presentano, spesso, il piano orizzontale installato sulla parte anteriore della deriva in modo che si trovi davanti all'asse elastico della deriva, riducendo la tendenza al flutter.

Finora la nostra discussione al riguardo degli effetti dell'inerzia è stata limitata alla struttura fissa, ma non dobbiamo dimenticare il timone, l'equilibratore, gli alettoni. I loro effetti inerziali hanno un ruolo critico nei confronti del flutter del velivolo. Per determinarne la ragione, guardiamo la figura 1. Il profilo centrale rappresenta la porzione esterna dell'ala in volo uniforme. Il circolo sull'alettone rappresenta il suo centro di gravità, che in una superficie non bilanciata è, di solito, dietro all'asse di cerniera. Supponiamo che il velivolo incontri una raffica verticale intensa che, improvvisamente, deflette l'ala verso l'alto. Ricordando che l'inerzia è la resistenza di un corpo al cambio di direzione e che le forze d'inerzia agiscono nel baricentro del corpo, l'alettone tenderà a ritardare il moto verso l'alto rispetto all'ala, come si vede nella parte superiore della fig. 1.



Rispetto al flusso d'aria in arrivo, l'alettone in ritardo diventa come un flap deflesso, che aumenta la sua portanza e tende a svergolare la parte esterna dell'ala. In qualche posizione, la rigidità dell'ala blocca questa deflessione e l'estremità alare rimbalza in un moto verso il basso. L'alettone, ancora una volta, ritarda rispetto all'ala, come si vede nella parte bassa della fig. 1 e la deflessione verso l'alto riduce la portanza e aumenta la tendenza a svergolare il bordo d'entrata verso l'alto. La deflessione verso il basso continua finché la rigidità dell'ala prevarrà ancora e farà scattare l'ala verso l'alto.

Questo moto combinato di flessione e torsione finalmente si smorzera se il velivolo sta volando a velocità inferiore a quella critica di flutter per questo tipo d'interazione. Se il velivolo sta volando oltre questa velocità, l'oscillazione acquisterà energia dalla corrente d'aria e l'ampiezza della deflessione aumenterà rapidamente, finché il pilota non ridurrà la velocità, o, peggio, qualcosa si romperà. Fortunatamente, ci sono modi per ridurre il rischio di questo tipo di flutter, che vedremo in breve.

Effetti aerodinamici: questi rappresentano l'ingrediente finale della ricetta del flutter. L'aria che incontra il velivolo in volo costituisce una notevole sorgente di energia, che un'ala o una superficie di comando, che può oscillare, può utilizzare. Quest'energia è proporzionale al quadrato della velocità, cosicché un velivolo lento mostrerà una ridotta tendenza al flutter. (Osservate che non ho detto tendenza nulla).

Le raffiche di vento e il buffeting dovuto al flusso separato possono anch'esse fornire una forza pulsante per originare il flutter. Quanto più questi disturbi si manifestano al disotto della velocità critica di flutter, tanto più le forze aerodinamiche e la rigidità strutturale smorzano le oscillazioni, una volta innescate. Alle quote elevate, l'aria è meno densa e, di conseguenza, lo smorzamento è anch'esso ridotto. Inoltre, un velivolo che voli ad alta quota e ad elevata velocità può sperimentare la comprimibilità dell'aria su porzioni dell'ala o dei piani di coda dovuta al flusso locale che raggiunge un numero di Mach elevato. Questo fatto può determinare il buffeting aerodinamico che a sua volta può innescare l'oscillazione dei piani di coda a valle.

Come ridurre il rischio del flutter

Sia che voi, o qualcun altro, stiate costruendo il vostro velivolo, avete bisogno di fare ciò che potete per assicurarvi che il velivolo non sperimenti mai quest'esperienza distruttiva. Anni di ricerche e l'esperienza accumulata in volo hanno permesso di fornire suggerimenti per ridurre il rischio del flutter.

Aerodinamica: la forma aerodinamica della superficie di comando può influenzare la tendenza del velivolo al flutter. Le superfici di comando con lati piani o concavi sono più resistenti al flutter di quelle che hanno un contorno convesso, anche poco. Un altro mezzo che i progettisti usano per ridurre il rischio di flutter è di inclinare un po' il bordo d'uscita.

Rigidità dei comandi di volo: il gioco dei comandi dev'essere ridotto al minimo. Le cerniere e i collegamenti dei comandi non devono essere troppo morbidi e i cavi devono avere la tensione corretta. Dal punto di vista del flutter, un sistema di comando che impieghi dei tubi rigidi di largo diametro è avvantaggiato rispetto a quello a cavi.

Come riferimento, io raccomando che, bloccato un alettone all'ala, il gioco totale al bordo d'uscita dell'altro non dovrebbe misurare oltre il 2,5% della corda media dell'alettone, misurata dietro l'asse di cerniera. Un'eccessiva morbidezza del comando dell'alettone può aggravare la situazione mostrata in figura 1.

In modo simile, il gioco totale dell'aletta trim non dovrebbe superare il 2,5% della corda media dell'aletta. L'aletta del trim deve, inoltre, essere irreversibile, cioè si deve muovere solamente quando si aziona il comando, manuale o elettrico, e non quando si agisce su di essa. Infine, l'interconnessione tra le superfici dell'equilibratore devono essere quanto più rigide possibile torsionalmente. L'utilizzo di un tubo di largo diametro per l'interconnessione è un buon modo per ottenere il risultato.

Bilanciamento delle superfici di controllo: il modo più efficace per ridurre il rischio del

flutter dei comandi è di bilanciare *opportunamente* le superfici di comando. I flaps, normalmente, non sono bilanciati perché sono disposti verso la radice dell'ala, ma gli alettoni, l'equilibratore e il timone hanno spesso qualche peso di bilanciamento nel bordo d'entrata.

E' anche vero che alcuni velivoli non hanno alcun peso di bilanciamento nel bordo d'entrata delle loro superfici di comando e non hanno problemi di flutter. Spesso sono velivoli lenti con superfici di comando rivestite di tela, il cui baricentro è abbastanza prossimo all'asse di cerniera. Ma, proprio perché alcuni velivoli lenti non hanno presentato problemi di flutter, i progettisti di velivoli lenti non possono ipotizzare che il loro progetto sarà esente dal flutter.

La CAA, predecessore della FAA, ha preparato delle informazioni, si vedano i riferimenti 1-3, che sono ancora utili per aiutare il progettista nella valutazione del valore del peso di bilanciamento della superficie mobile, necessaria per ridurre il rischio flutter. La FAA permette ancora l'uso del rif. 1 per i velivoli da certificare, a condizione di rispettare tutti i numerosi criteri - si veda la FAR 23.629 per maggiori dettagli.

Per prevenire il flutter ci sono due tipi di bilanciamento da considerare: statico e dinamico. Il bilanciamento statico ha a che fare con l'equilibrio della superficie rispetto al suo asse di cerniera. Una superficie è completamente bilanciata, se è in equilibrio perfetto rispetto al suo asse di cerniera. E' sottobilanciata se il bordo d'uscita è pesante e sovrabilanciata se il bordo d'entrata è pesante. Questo è il tipo di bilanciamento più noto tra i costruttori o i restauratori e i disegni o il manuale devono prevedere le informazioni per l'esecuzione del bilanciamento.

Dato che la maggior parte della struttura delle superfici di comando sta dietro il loro asse di cerniera, il velivolo che richiede il bilanciamento statico delle superfici, spesso colloca il peso di bilanciamento all'interno del bordo d'entrata della superficie o in una estensione a braccio. I progettisti amano aggiungere peso, così come i piloti amano pagare le spese d'uso; ecco perché cercano di ottenere delle superfici più leggere possibile. Questa è una ragione per cui molti caccia della 2° guerra mondiale, come il Corsair F4U, hanno le superfici di comando rivestite di tela.

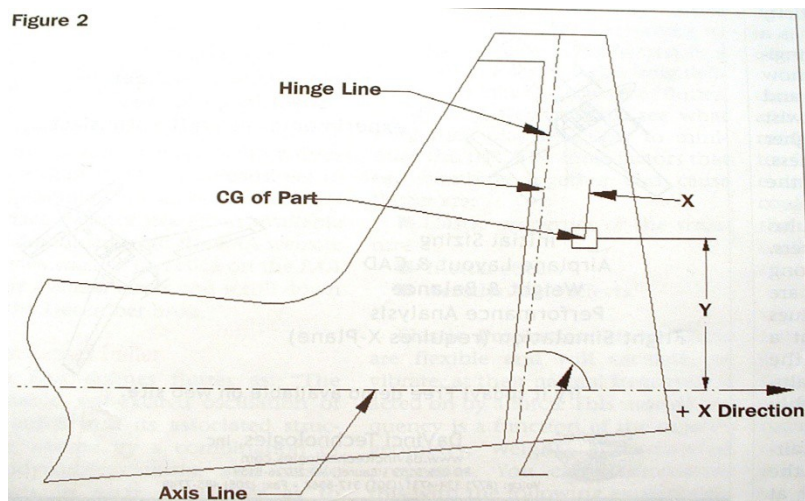
Una superficie di comando è dinamicamente bilanciata rispetto a un asse, come l'asse del velivolo, se un'accelerazione angolare attorno a quest'asse non tende a causare la rotazione della superficie attorno al suo asse di cerniera. Per esempio, se l'ala sta oscillando su e giù per flessione, la porzione esterna dell'ala è soggetta a un'accelerazione angolare più elevata che quella interna. Se l'alettone non è dinamicamente bilanciato, questa oscillazione può determinare la rotazione dell'alettone attorno al suo asse di cerniera. Ci sono due modi di vibrazione e dovrete ricordare che di solito servono entrambi per innescare il flutter.

Un'altra strada per ridurre il peso di bilanciamento è di concepire la superficie di comando *staticamente* sottobilanciata e assicurarsi che sia correttamente bilanciata dinamicamente. Il riferimento 3 stabilisce che è corretto fino ad una velocità in picchiata inferiore a 300 mph. Al di sopra di questo valore, è raccomandato che le superfici siano staticamente e dinamicamente bilanciate.

Il bilanciamento dinamico dipende dal peso di ogni superficie di comando, così come dalla posizione del baricentro rispetto all'asse di cerniera e all'asse di rotazione. Il valore del peso di bilanciamento dinamico può essere determinato sperimentalmente (come indicato dal rif. 1) o calcolato se conoscete il peso e il CG di ognuno dei componenti. La figura 2 mostra le quote per stimare il bilanciamento dinamico di una superficie di comando, che può essere calcolato servendosi della seguente equazione:

$$\text{coefficiente di bilanciamento dinamico} = \frac{\Sigma (\text{peso della parte} * X * Y)}{\Sigma (\text{peso della parte} * X * X)}$$

Figure 2



La parte superiore dell'equazione è chiamata prodotto d'inerzia e quella inferiore momento d'inerzia. Il simbolo Σ rappresenta la somma totale per ogni componente della superficie. Il valore X è positivo per bracci dietro all'asse di cerniera e Y è positivo quando è sopra o verso l'esterno dell'asse (di rotazione considerato, ndt). Una superficie di comando è dinamicamente bilanciata quando la somma a numeratore dell'equazione è uguale a zero. Un coefficiente negativo indica che la superficie è sovrabilanciata e positiva che è sottobilanciata.

In base a quest'equazione, quando un peso di bilanciamento è posizionato oltre (l'asse di cerniera, ndt) e all'estremità, il valore di X volte Y è molto negativo e, per conseguenza, è veramente efficace per rendere il numeratore dell'equazione uguale a zero. Quando il peso di bilanciamento è all'esterno, il risultato può essere che la superficie è bilanciata dinamicamente ma staticamente sbilanciata. Comunque, c'è un limite al valore dello sbilanciamento che una superficie di comando potrebbe avere, anche con un corretto bilanciamento dinamico e il rif. 3 raccomanda che il baricentro non dev'essere mai oltre il 15% della corda della superficie.

Tramite esperienze di volo e di prove dal 1930 al 1950, i ricercatori hanno stabilito un valore accettabile del bilanciamento dinamico per diverse superfici di comando, che sono raccolte nei riferimenti 1-3. Da notare che questi criteri sono basati su velivoli costruiti con metodi diffusi in quel periodo e hanno dei piani di coda e delle fusoliere "convenzionali". Coloro che sono interessati al progetto di un velivolo in composito, quello con fusoliera a guscio o con la coda a T, devono, fin dal progetto preliminare, essere sicuri che le superfici di comando siano bilanciate staticamente e dinamicamente. Dopodiché, dovrebbero rivolgersi a un esperto di flutter per eseguire delle prove di vibrazione al suolo sul progetto. I programmi di calcolo moderni possono essere utili per eseguire delle stime preliminari di flutter nel caso di strutture non convenzionali.

Abbiamo visto che posizionando la massa di bilanciamento all'estremità, ne basta una piccola quantità, ma questa installazione richiede che la superficie sia veramente rigida alla torsione. Alcuni progettisti preferiscono, invece, posizionarla nella parte esterna del bordo d'entrata. Qualunque sia la posizione scelta, è mandatorio che il vincolo alla struttura sia robusto e rigido. Una massa di bilanciamento fissata ad un braccio poco rigido può staccarsi, creando maggiori problemi di quelli che risolve. La FAA stabilisce che la struttura di sostegno dei pesi di bilanciamento li supportino un numero di volte i valori dei seguenti limiti del fattore di carico:

- ◆24 g normali al piano della superficie di comando,
- ◆12 g in avanti e indietro,
- ◆12 g parallelamente all'asse di cerniera.

Questi rappresentano i limiti minimi anche per i velivoli homebuilts.

Infine, se state costruendo un velivolo già provato e potete verificare che il progettista o il fabbricante ha dimostrato che il velivolo è esente dal flutter almeno fino al 11% oltre la linea rossa (V_{NE}) non cambiate il peso di bilanciamento della superficie di comando o la sua posizione. Se lo fate potreste inavvertitamente aumentare il rischio del flutter, in un progetto sicuro. Non criticate il progettista, a meno che non sappiate bene quello che state facendo!

Prove di flutter: ci sono due modalità di prova utilizzate per verificare se un velivolo presenta dei problemi di flutter. La prima è costituita da prove di vibrazione al suolo, per le quali un'attrezzatura speciale mette in vibrazione differenti parti di un velivolo a varie frequenze. I risultati possono essere utilizzati per identificare i possibili modi del flutter e le frequenze associate, per correlarle con i modelli di calcolo computerizzati.

Il secondo prevede l'esecuzione della picchiata a velocità fino a oltre lo 11% della tacca rossa mentre, come prescrive la FAR 23.629, “si eseguono appropriati e adeguati tentativi” di innescare il flutter. I testi a riferimento 5 e 6 forniscono maggiori informazioni al riguardo.

Il flutter è un fenomeno serio, ma la vostra probabilità di sperimentarlo può essere ridotta applicando delle buone tecniche di progetto o seguendo i requisiti di bilanciamento del fabbricante del vostro velivolo e, infine, volando a velocità inferiori alla tacca rossa. Progettate, costruite e volate in sicurezza.

RIFERIMENTI

1. Airframe and equipment engineering report # 45,
“*Simplified flutter prevention criteria for personal type aircraft*”
2. Civil Aeronautics Manual (CAM) 04, “Airplane airworthiness” 1944
<http://dotlibrary.specialcollection.net/>
3. ANC-12 *Vibration and flutter prevention handbook, 1948*
4. *Aircraft vibration and flutter*, Freberg, C., and Kemler, F.,- John Wiley & Sons, 1944.
5. The new look of the Turner T-40 and Thorp T-18, Thorp, John and Turner Eugene, EAA Sport Aviation august 1969.
6. Understanding flutter, Thorp, John and Sunderland, Lu, EAA Sport Aviation September 1976