

Projeto de uma aeronave classe FAI C1-a0 visando a maximização da velocidade máxima nivelada

Paulo Henriques Iscold Andrade de Oliveira

Centro de Estudos Aeronáuticos - EEUFMG

Cláudio Pinto de Barros

Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto

Centro de Estudos Aeronáuticos - EEUFMG

Copyright © 2000 Society of Automotive Engineers, Inc

RESUMO

Este trabalho apresenta o projeto da aeronave CEA-308 desenvolvido no Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG. Trata-se de uma aeronave monoposto, monoplana com grupo motopropulsor convencional, a hélice e pistão, com cauda convencional, tendo o peso máximo de decolagem limitado em 300 kgf, enquadrando-se assim na classe *FAI C1-a0*. O projeto é realizado com base em procedimentos do Centro de Estudos Aeronáuticos da EEUFMG objetivando a maximização da velocidade máxima nivelada. Utiliza-se soluções que proporcionam a minimização do arrasto total, sem entretanto elevar a dificuldade de fabricação e o custo final da aeronave. Espera-se para a aeronave uma velocidade máxima nivelada de 352 km/h, velocidade de cruzeiro com 75% da potência máxima de 306 km/h, razão de subida máxima de 6.5 m/s (1270 ft/min). A aeronave é capaz de realizar manobras com fatores de carga variando de +6 a -3 gravidades. De acordo com tabelas comparativas elaboradas, o CEA-308 é capaz de superar todas as aeronaves existentes na sua categoria.

INTRODUÇÃO

No presente trabalho apresenta-se o projeto da aeronave CEA 308 da classe *FAI C1-a0*.

A classe *FAI C1-a0* é a classe de menores aeronaves de asa fixa, com motores a pistão e hélice, homologada pela *Federation Aeronautique Internationale* [1]. Nesta categoria, na configuração de decolagem, o peso da aeronave não deve ultrapassar 300 kgf.

A aeronave CEA 308 é projetada para um tripulante, tem 300 kgf de peso máximo de decolagem, 5.76 metros de envergadura, 4.74 metros de comprimento.

No presente trabalho apresenta-se as três vistas da aeronave CEA-308, projetada para um tripulante, 300 kgf de peso máximo de decolagem, 5.76 m de envergadura e 4.74 m de comprimento. Apresenta-se também os principais aspectos da sua definição, a perfilagem selecionada para a asa e as empenagens, a polar de arrasto, algumas características de desempenho, os principais parâmetros de estabilidade e controle e as principais soluções construtivas. Uma tabela comparativa mostra o desempenho do CEA 308 em relação aos principais concorrentes mundiais.

A polar de arrasto levantada indica que o CEA 308 atingirá uma velocidade máxima nivelada de aproximadamente 352 km/h. Com esta estimativa de velocidade, o CEA 308 será a aeronave mais rápida do mundo na categoria em circuito de 3 km (o recorde atual é da aeronave americana AR-5, que atingiu a velocidade de 343 km/h em uma rampa de 20:1, tal aeronave em vôo reto e nivelado alcança uma velocidade de 333 km/h)[2].

CONFIGURAÇÃO EXTERNA DA AERONAVE

Para o presente projeto, inicialmente foram consideradas duas opções de configuração externa: uma com hélice impulsora e outra com hélice tratora.

A solução com hélice impulsora tinha como principal vantagem proporcionar escoamento laminar sobre uma maior porção da superfície da fuselagem e com

velocidade de escoamento menor que no caso de se ter a hélice tratora. Por outro lado, com o motor montado na cauda da aeronave, a centragem da aeronave seria mais difícil [3].

Uma primeira tentativa de remover esta dificuldade mantendo a hélice impulsora seria a colocação do motor próximo à seção central da fuselagem (ver Figura 1). Para isto seria necessário utilizar um eixo para a ligação motor - hélice. Entretanto, nas aeronaves que tem utilizado esta configuração, devido a dificuldades no balanceamento do eixo, tem ocorrido graves problemas de vibração.

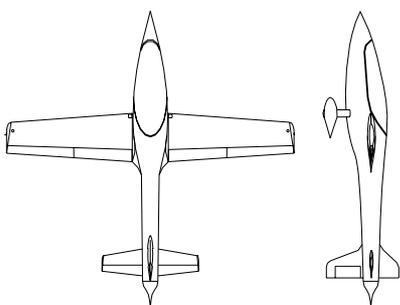


Figura 1 . Duas vistas da solução impulsora com motor central

Uma segunda tentativa para a utilização de hélice impulsora seria a adoção de uma configuração do tipo *canard* (com as superfícies de controle longitudinal situadas no nariz da aeronave), que elimina a dificuldade de centragem, excluindo a necessidade do eixo de ligação motor - hélice (ver Figura 2). Tal solução, além disso, é também vantajosa pelo fato de que a sustentação na empenagem horizontal, ao contrário das empenagens convencionais, auxilia na sustentação global da aeronave. Isto significa que a parcela de contribuição da asa para a sustentação é reduzida, diminuindo conseqüentemente, o arrasto induzido da mesma.

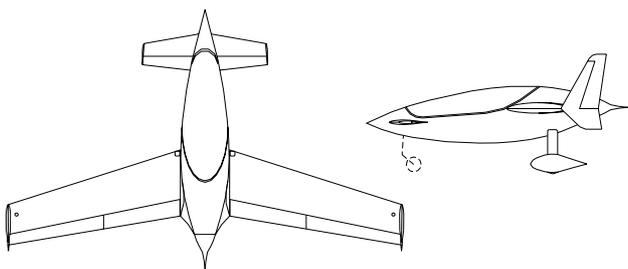


Figura 2 . Duas vistas da solução impulsora - canard

Tendo em vista que a missão típica da aeronave em desenvolvimento é alcançar altas velocidades, situação na qual o coeficiente de sustentação é baixo, o arrasto induzido é mínimo. Isto significa que, do ponto de vista da missão típica, a diminuição do arrasto induzido representa pouco para a minimização do arrasto total da aeronave. Um outro aspecto a ser considerado é que entre aeronaves de

mesma área alar, aquela com configuração *canard* tem velocidade de estol mais alta que aquela com configuração convencional. Logo, a configuração *canard* tende a diminuir a segurança do pouso, especialmente em aeronaves leves e pequenas, o que forçou o abandono desta opção.

Uma terceira tentativa para a utilização de hélice impulsora, pouco comum, seria adotar uma fuselagem curta, sem o eixo de transmissão, situando as superfícies de comando longitudinal e direcional sobre dois *booms*, fixados sobre a asa (vide figura 3). Desta forma, poder-se-ia garantir boas características de estabilidade e controle da aeronave. Entretanto, a previsão segura de não ocorrência de *flutter* em *booms* esbeltos seria muito complexa, forçando a adoção de *booms* mais robustos, inviabilizando a minimização do arrasto e do peso da aeronave.

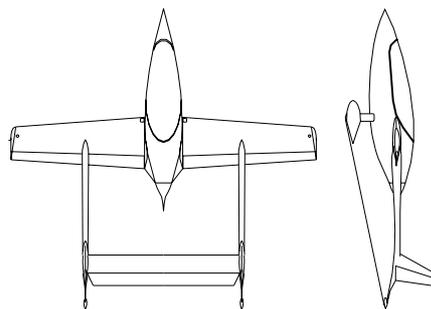


Figura 3 . Duas vistas da solução impulsora com cauda dividida

Assim, a solução com hélice tratora e empenagem convencional (ver Figura 4), embora tenha o inconveniente de colocar a fuselagem da aeronave sob um escoamento turbulento e mais veloz que o escoamento não perturbado mostrou-se a mais apropriada (se a hélice aumentar a velocidade do escoamento em 10% o arrasto de qualquer corpo dentro deste escoamento será 21% maior). De fato, a grande experiência neste tipo de configuração, não só quanto ao cálculo como à operação, fez com que esta opção permitisse uma minimização de arrasto e peso mais efetiva.

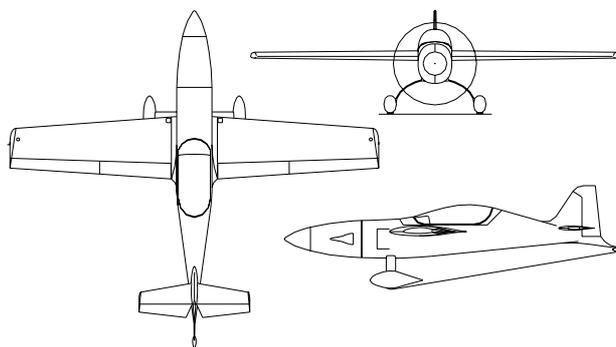


Figura 4 . Três vistas da configuração tratora

É importante salientar que tal trabalho não pretende contra-indicar aeronaves com hélice impulsora. Reconhece-se que tal solução é bastante promissora em um

programa de redução de arrasto de uma aeronave. Apenas, até o momento, não se dispõe de suporte técnico-científico que comporte a complexibilidade dos problemas a serem solucionados com configurações não convencionais complexas.

Com a escolha da configuração tratora, partiu-se para o esboço das linhas gerais da aeronave (ver figura 4), aglutinando-se as informações provenientes dos métodos comparativos e dos cálculos preliminares, e alguns aspectos pessoais do projetista. Algumas impressões de equilíbrio estético foram introduzidas no projeto, as quais, regidas por variáveis não quantificáveis (gosto do projetista, época do desenvolvimento, etc), não serão discutidas no presente trabalho.

ALGUNS ASPECTOS DA CONFIGURAÇÃO EXTERNA.

Sobre a configuração apresentada na Figura 4, merecem destaque os seguintes aspectos:

MOTORIZAÇÃO

Vários fatores influem na escolha do motor a ser utilizado, desde a disponibilidade no mercado até as características de seu funcionamento.

Para o presente desenvolvimento um requisito fundamental é o peso do motor, uma vez que, para se enquadrar na categoria *FAI CI-a0*, a aeronave não pode ultrapassar o limite de 300 kgf. Custo e disponibilidade de verba, em particular, também são fatores de extrema importância quando se pretende desenvolver uma aeronave experimental no Brasil.

Tendo em mente que o atual recordista na categoria *FAI CI-a0* utiliza um motor ROTAX 532 (2 tempos, refrigeração a água, 64 hp) e que o Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG dispõe de um exemplar deste motor, optou-se pela sua utilização. Isto não elimina a possibilidade de no futuro utilizar um outro motor, desde que resguardada a limitação de peso da aeronave completa.

FORMA EM PLANTA DA ASA

Definidos a área em planta e o alongamento, deve-se definir a forma em planta da mesma. Para o projeto CEA 308, optou-se pela forma em planta trapezoidal, justificada pelos três argumentos a seguir [4]:

- ii) Asas trapezoidais apresentam boa distribuição de eficiência estrutural ao longo da envergadura.
- iii) Asas trapezoidais são relativamente fáceis de fabricar.

- iv) Asas trapezoidais apresentam arrasto induzido muito pouco maior que asas elípticas (diferença menor do que 5%).

ÁREA E POSIÇÃO DAS EMPENAGENS

É notório que a área das empenagens pode ser reduzida à medida em que se distancia as mesmas da asa da aeronave. Entretanto, existem três compromissos que devem ser observados:

- i) A área molhada da fuselagem também aumenta quando se aumenta a distância da empenagem à asa, aumentando o arrasto parasita da fuselagem.
- ii) Caudas muito longas podem ser uma fonte de problemas de *flutter* na fuselagem.
- iii) A posição das empenagens são de extrema importância para a centragem da aeronave.

A dificuldade de se estabelecer a posição ótima das empenagens na fase inicial do projeto faz com que tal decisão seja feita apenas baseada nas informações reunidas nas tabelas comparativas.

Assim, para a presente aeronave adotou-se os seguintes parâmetros:

$$\frac{b_{EH}}{b} = 0.30 ; \frac{S_P}{S_{EH}} = 0.25 ; \frac{S_L}{S_{EV}} = 0.35$$

$$\bar{V}_H = 0.43 ; \bar{V}_V = 0.033$$

onde b_{EH} denota a envergadura da empenagem horizontal, b a envergadura da asa, S_P a área em planta do profundor, S_{EH} a área em planta da empenagem horizontal, S_L a área do leme de direção, S_{EV} a área da empenagem vertical, \bar{V}_H o coeficiente de volume de cauda horizontal, \bar{V}_V o coeficiente de volume de cauda vertical.

Por questões estéticas manteve-se as formas em planta da empenagem horizontal e vertical semelhantes à da asa, ou seja trapezoidal.

POSIÇÃO DO MOTOR

A distância do motor em relação a asa é outra característica bastante ligada a centragem da aeronave.

Estipulou-se uma posição que fosse esteticamente aceitável deixando possíveis retrabalhos para a etapa de cálculos de estimativa de peso e centragem.

FORMA E TAMANHO DA FUSELAGEM

Definidas as posições das empenagens e do motor, pôde-se traçar então a forma da fuselagem. Sabe-se que a forma e a posição dos outros componentes da aeronave em relação a fuselagem são de extrema importância para a diminuição do arrasto global da aeronave. Desta forma, algumas diretrizes seguidas neste projeto devem ser apresentadas:

- i) A área molhada da fuselagem foi restringida significativamente. A geometria elaborada sobre o motor e o piloto foi aquela suficiente para que tais partes fossem cobertas com o mínimo de espaço para a montagem dos comandos e equipamentos.
- ii) A posição em vôo do piloto foi admitida semelhante àquela utilizada em planadores de alto desempenho, contribuindo para a minimização da área molhada da fuselagem.
- iii) A posição do canopy em relação à asa foi cuidadosamente determinada de forma que o ponto de espessura máxima da asa coincidissem com o início da elevação do canopy [5].
- iv) O enflechamento do cone de cauda da fuselagem foi colocado de forma a acompanhar o escoamento desviado pela asa (efeito de down-wash) evitando assim a ocorrência de escoamento cruzado sobre a fuselagem.
- v) A fuselagem não sofreu redução de largura antes do bordo de fuga da asa diminuindo a probabilidade de descolamento nesta região [5].

UNIÃO ASA - FUSELAGEM

Sendo uma grande fonte de arrasto, a união asa - fuselagem é importante no processo de diminuição de arrasto de uma aeronave.

A primeira providência tomada foi a colocação da asa o mais próximo possível do extradorso da fuselagem. Esta observação é importante quando se tem em vista que no extradorso da fuselagem o acréscimo de velocidade pode chegar a 50%. Qualquer parte da fuselagem voando com uma velocidade tão acrescida provocaria um grande incremento no arrasto.

A segunda preocupação foi a previsão de uma carenagem entre estes dois componentes. Seguindo as indicações de Hoerner [6] tal carenagem deve iniciar no ponto de espessura máxima da asa e se estender até o bordo

de fuga da mesma, onde terá um raio entre 6% e 8% da corda da asa na interseção.

TREM DE POUSO

Colocando a asa alta na fuselagem, a instalação das pernas do trem de pouso principal nas asas fica dificultada. Optou-se então, no presente projeto, por um trem de pouso do tipo Wittman, fixo na fuselagem. Uma observação a ser feita no processo de desenho deste componente é a preocupação de posicionar as rodas (polainas) fora da esteira da hélice, evitando assim o aumento da contribuição destes componentes para o arrasto total da aeronave [7].

SISTEMA DE REFRIGERAÇÃO

O sistema de refrigeração de uma aeronave, quando bem dimensionado, não apresenta grandes problemas de acréscimo de arrasto na aeronave (no AR-5, a coleta de ar para refrigeração é igual a 8.4% do arrasto total [8]). Entretanto, caso tal sistema não seja bem dimensionado, a sua contribuição para o arrasto total da aeronave pode ser bastante elevada.

Em um sistema de refrigeração bem projetado e dimensionado, três preocupações básicas devem ser levadas em conta [6] [9]:

- i) Entradas de ar capazes de admitir uma quantidade de ar suficiente para refrigeração do motor, sem influenciar excessivamente o escoamento externo da aeronave.
- ii) Radiadores capazes de efetuar a troca de calor demandada pelo motor, sem oferecer grande resistência à passagem de ar em seu interior.
- iii) Saídas de ar capazes de controlar precisamente a vazão de ar nos radiadores e expulsar o ar quente dos dutos do sistema de refrigeração, sem influenciar o escoamento externo na aeronave.

No presente projeto adotou-se uma tomada de ar instalada no *spinner* da aeronave, a qual trabalha em posição de *pitot*, sem influenciar o escoamento externo da aeronave e sem acrescentar escrepâncias externas da fuselagem da aeronave. Tal tomada de ar foi dimensionada de forma a admitir uma quantidade de ar suficiente para a refrigeração do motor em qualquer configuração de operação da aeronave. O ar admitido escoava então pelo compartimento do motor, fornecendo ar para a admissão do mesmo e é levado até os radiadores que se encontram fixos a parede de fogo. Os radiadores a serem utilizados nesta aeronave são os mesmos fornecidos pelo fabricante do motor. Os dutos de saída serão do tipo flush com controle

de vazão (*cowl flap*), direcionando o ar com pouca incidência em relação ao escoamento externo.

PERFILAGEM

Com o objetivo de maximizar a velocidade máxima da aeronave em vôo horizontal limitando-se a velocidade de estol em 100 km/h, chegou-se ao seguinte par de perfis aerodinâmicos para a asa [10]:

Raiz: NACA 66₂-215 Ponta: NACA 65₂-415

Por sua vez, visando a minimização de arrasto preservando-se as características necessárias de estabilidade e controle, chegou-se aos seguintes perfis para as empenagens [10]:

Empenagem Horizontal: Raiz: NACA 64₂-012
Ponta: NACA 64₂-009

Empenagem Vertical: NACA 64₂-012

POLAR DE ARRASTO

Para o desenvolvimento dos cálculos aerodinâmicos do presente projeto adotou-se os procedimentos propostos por Pinto et alli [11], já utilizado nos cálculos da aeronave CB-9 “Curumim” [12]. Para o levantamento da polar, as características aerodinâmicas dos componentes foram determinadas de acordo com Pullin [13], Jones et alli [14], Garner [15] e Hoerner [6]. Resultados foram obtidos considerando a aeronave voando com peso máximo, flapes em deflexão neutra e em atmosfera padrão.

As Figuras 5 e 6 apresentam, respectivamente, a polar de arrasto e a polar de velocidades obtidas.

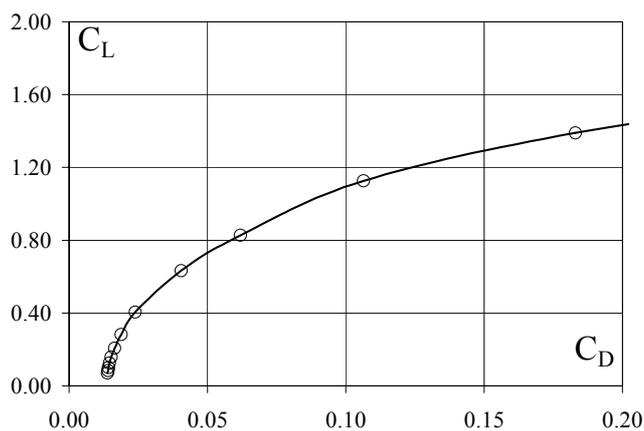


Figura 5 . Polar de arrasto da aeronave completa

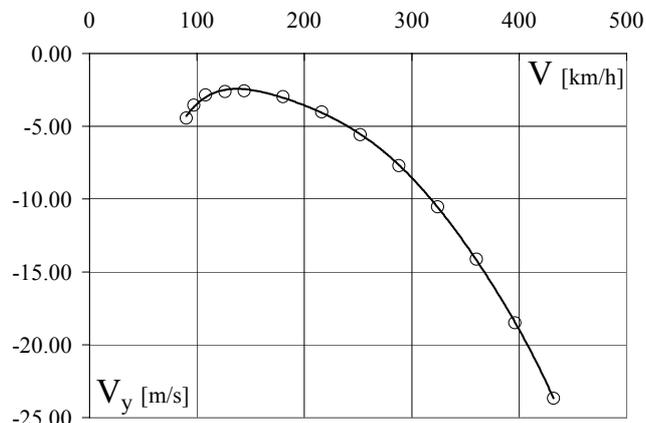


Figura 6 . Polar de velocidades da aeronave completa

A título de esclarecimento, a Figura 7 apresenta, para várias velocidades de vôo, a parcela de arrasto correspondente a cada componente da aeronave.

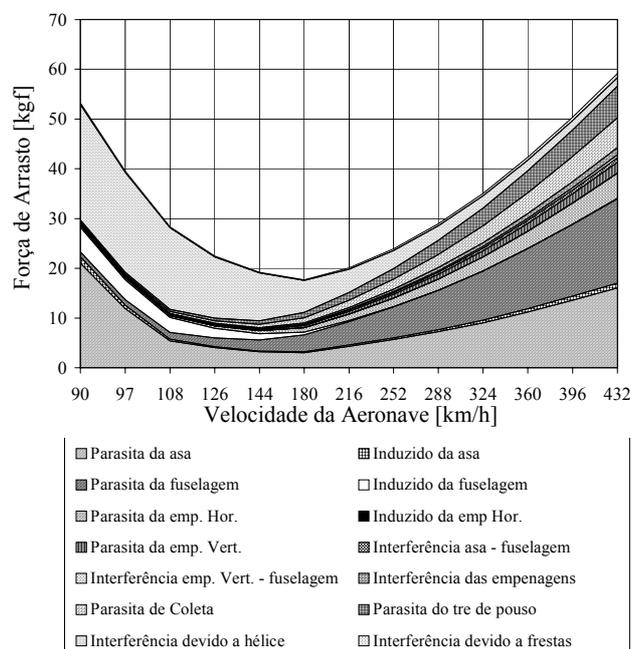


Figura 7 . Contribuição das parcelas de coeficiente de arrasto para o valor global (kgf)

Note que as parcelas referentes a arrasto induzido são muito significativas para baixas velocidades e pouco significativas para altas velocidades. Com um comportamento de natureza diferente, a parcela de arrasto parasita da asa, representa menor contribuição para velocidades intermediárias. Já outras parcelas de arrasto parasita são mais significativas para velocidades maiores, devendo ser minimizadas a fim de maximizar a velocidade máxima.

A título de visualização, na Figura 8 as contribuições dos componentes são apresentadas graficamente para a velocidade de 324 km/h (valor próximo

à velocidade máxima prevista).

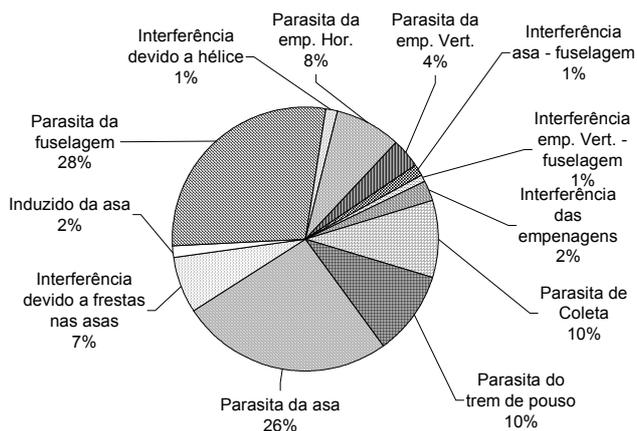


Figura 8 . Parcelas de cada componente de arrasto no valor global deste coeficiente para velocidade de 324 km/h

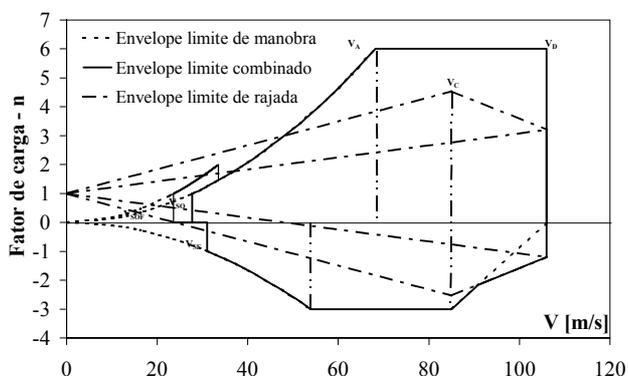


Figura 9 . Diagrama V-n

ESTIMATIVA DE DESEMPENHO

De posse da polar de arrasto e das curvas do grupo motopropulsor é possível levantar as curvas de potência requerida e disponível, respectivamente [16]. Os principais parâmetros obtidos estão apresentados na Tabela 1.

Tabela 1 . Principais características de desempenho

Velocidade Máxima Nivelada	352 km/h
Velocidade Nivelada a 75% potência	306 km/h
Razão de Subida máxima	6.5 m/s
Razão de Subida a 75% potência	5.2 m/s
Alcance máximo	3600 km
Autonomia máxima	6.2 horas

DIAGRAMA V-N

Os fatores de carga limites foram escolhidos segundo as indicações dos requisitos JAR-VLA para aeronaves acrobáticas. Embora a missão típica da aeronave CEA-308 não seja acrobacia, por motivo de segurança,

adotou-se os fatores mais fortes presentes no JAR-VLA, ou seja +6g e -3g.

A figura 9 apresenta o diagrama V-n de manobra e de rajada da presente aeronave.

PRINCIPAIS CARACTERÍSTICAS DE ESTABILIDADE E CONTROLE

As principais características de estabilidade estática e controle longitudinais e direcionais foram determinadas, seguindo o roteiro apresentado em Pinto [17], sendo que as características aerodinâmicas da aeronave, necessárias para este item, foram determinadas segundo Pullin et alli [18], para 6 condições de voo, a saber:

- i) Piloto pesado e tanque cheio em voo reto e nivelado
- ii) Piloto leve e tanque cheio em voo reto e nivelado
- iii) Piloto pesado e tanque vazio em pouso de pista
- iv) Piloto leve e tanque vazio em pouso de pista
- v) Piloto pesado e tanque vazio em pouso de três pontos
- vi) Piloto leve e tanque vazio em pouso de três pontos

Os valores encontrados para as margens estáticas e de manobra, deflexão total das superfícies de comando (leme e profundor) e força total no manche estão de acordo com os limites impostos pela norma JAR-VLA.

A Tabela 2 resume os principais valores extremos obtidos.

Tabela 2 . Principais características de estabilidade e controle longitudinais e direcionais

Deflexão máxima do profundor	30 °
Força máxima no manche sem o uso de compensador	4.7 kgf
Varição da força no manche para crescimento de fator de carga	≈ 1 kgf / g
Deflexão máxima do leme	30 °
Angulo de glissagem máxima	≈ 15 °

Deve-se notar que os valores apresentados neste item são o resultado de um número significativo de iterações no projeto, as quais visaram a satisfação de todos os critérios necessários à estabilidade e controle da aeronave. Em relação à configuração inicial, pode-se citar

as seguintes alterações que tiveram de ser executadas para viabilizar o atendimento destes critérios:

- i) Alteração da corda do profundor de 25% para 40% da corda da empenagem horizontal.
- ii) Aumento da parte anterior da fuselagem em 100mm, trazendo para a frente a posição do centro de gravidade da aeronave em todas as condições de carregamento.

Quanto aos resultados obtidos pode-se comentar:

- i) A deflexão do profundor necessária para equilibrar a aeronave é menor que 30° , valor que foi considerado na etapa de anteprojecto como valor máximo para a deflexão do profundor.
- ii) A força no manche necessária para se manter vôo equilibrado é menor que 2.04 kgf, valor estipulado pelo parágrafo 143(c) das normas JAR-VLA como limite humano para aplicação contínua de força.
- iii) É possível compensar a aeronave em qualquer velocidade de vôo.
- iv) A posição dianteira limite do C.G é igual a 25.05 % da corda média aerodinâmica.

A Figura 10 apresenta o passeio permitido e o previsto para o centro de gravidade, após a análise.

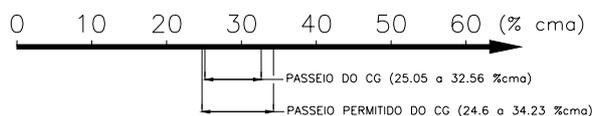


Figura 10 . Análise do passeio do centro de gravidade

SOLUÇÕES CONSTRUTIVAS

Entre as soluções construtivas adotadas [16], ressalta-se:

- i) A asa será executada inteiriça, com longarina caixão de madeira, construída com mesas de freijó e almas de contraplacado de pinho. Existirão duas caixas de torção (uma dianteira e uma traseira) ambas funcionando também como revestimento externo da asa. Tais caixas de torção serão formadas por um sanduíche “fibra-de-vidro - espuma rígida - fibra-de-vidro”, montado pelo processo hand-lay-up. O acabamento externo será efetuado com massa de micro-esferas e resina epoxi.

- ii) A fuselagem será executada em sanduíche “fibra-de-vidro - espuma rígida - fibra-de-vidro”, montado sobre uma estrutura formadora de madeira também pelo processo hand-lay-up. O acabamento externo será feito semelhante ao da asa com massa de micro-esferas e resina epoxi.
- iii) As empenagens serão construídas em sanduíche “fibra-de-vidro - espuma rígida - fibra-de-vidro”, também pelo processo hand-lay-up, sobre uma estrutura em madeira.
- iv) As pernas do trem de pouso principal serão executadas em fibra-de-vidro e resina epoxi, ficando responsáveis pelo amortecimento da aeronave. As rodas utilizadas serão do tipo 5.00x5 cobertas com polainas de fibra-de-vidro e resina epoxi. A bequilha (não comandável) terá uma pequena polaina para diminuição do arrasto aerodinâmico.

COMPARAÇÃO COM AS PRINCIPAIS AERONAVES DA CATEGORIA

Um bom padrão para se comparar a eficiência aerodinâmica de aeronaves de categorias semelhantes é o valor de placa plana equivalente. Tal parâmetro representa a área de uma placa plana que, posicionada normal a um escoamento, apresenta um arrasto igual ao da aeronave em questão. A figura 11 apresenta um gráfico comparativo das áreas de placa plana equivalentes das principais aeronaves das categorias *FAI C1-a0* e *C1-a* com o CEA 308.

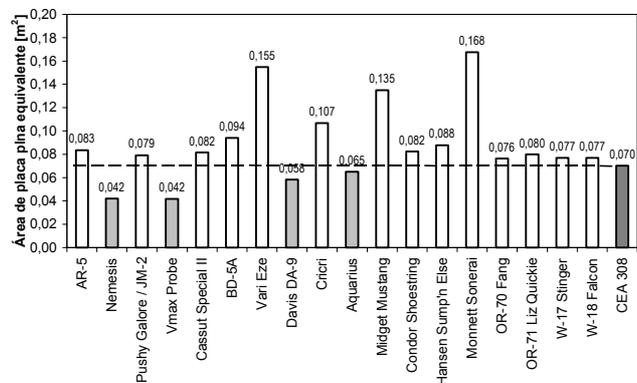


Figura 11 . Comparação da áreas de placa plana equivalente de aeronaves nas categorias *FAI C1-a0* e *C1-a*

Observa-se na Figura 11 que apenas aeronaves notáveis (Nemesis, Vmax Probe, Davis DA-9, Aquarius) possuem área de placa plana equivalente menor que a aeronave CEA-308.

A Tabela 3, por sua vez, apresenta os valores de velocidade máxima em vôo nivelado para aeronaves da categoria *FAI C1-a0*.

Tabela 3 . Velocidades Máximas das aeronaves da categoria FAI C1-a0

Arnold AR-5	333 km/h
Colombam Cri – Cri	220 km/h
Bede BD-5	320 km/h
CEA 308	353 km/h

Note que o CEA-308, com velocidade máxima de 353 km/h, é superior a todos os seus concorrentes. Em particular, o AR-5, atual recordista mundial, possui velocidade máxima de 333 km/h.

CONCLUSÃO

Apresentou-se o projeto da aeronave CEA-308, da categoria *FAI C1-a0*, cuja característica principal é a velocidade máxima em vôo nivelado. O CEA-308 utiliza propulsão a pistão e hélice, perfis laminares, empenagem convencional, trem de pouso fixo e asa média. A aeronave atende a todos os critérios estabelecidos pelo requisito JAR-VLA, atingindo uma velocidade máxima em vôo nivelado de 356 km/h, superior a todos os seus principais concorrentes mundiais.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] – FAI
- [2] – Arnold, M., 1993, “The AR-5 Getting the Most Out of 65 Horsepower”. Oshkosh; Sport Aviation; Experimental Aviation Association.
- [3] – Carmichael, B., 1996, “Minimizing Fuselage Drag”. Oshkosh; Sport Aviation; Experimental Aviation Association; August.
- [4] – Barros, C.P., 1999, “Projeto da Aeronave Leve de Alto Desempenho CB-10”. Belo Horizonte; CEA – EEUFMG.
- [5] – Arnold, M., 1997, "Inverse Pressure Gradient Matching". Oshkosh; Sport Aviation; Experimental Aviation Association; vol. 46; n° 5.
- [6] – Hoerner, S.F., 1965, "Fluid Dynamic Drag". Publicado pelo autor.
- [7] – Carmichael, B., 1993, “Getting to know the AR-5”. Kitplanes Magazine; Outubro 93.
- [8] – Carmichael, B., 1993, “Getting to know the AR-5”. Kitplanes Magazine; Outubro 93.
- [9] – Mayer, H., 1996, “Cooling Systems for Automotive Conversions”, Contact Magazine, n°45.
- [10] – Abbot, I.H.; Doenhoff, A.E., 1958, "Theory of Wing Sections". New York; Dover Publications Inc.
- [11] – Pinto, R.L.U.F.; Barros, C.P.; Oliveira, P.H.I.A., 1999, “Um Procedimento Alternativo para Cálculo Aerodinâmico de Aeronaves Leves Subsônicas”. São Paulo; VII Congresso Internacional da Engenharia da Mobilidade; SAE Brasil.
- [12] – Barros, C.P., 1992, "Cálculos da Aeronave CB-9 “Curumim””. Belo Horizonte; CEA - EEUFMG.
- [13] – Pullin, D.C., 1976, "Apostila de “Aerodinâmica do Avião ; Desempenho”. Belo Horizonte; CEA-EEUFMG.
- [14] – Jones, et alli, 1979, ”Undercarriage Drag Prediction Method”. Londres; ESDU Engineering Sciences Data; n° 79015.
- [15] – Graner, et alli, 1986, ”Drag and Pressure Recovery Characteristics of Auxiliary Air Inlets at Subsonic Speeds”. Londres; ESDU Engineering Sciences Data; n° 86002.
- [16] – Oliveira, Paulo H. Iscold A., 1999, “Desenvolvimento da Aeronave Leve Motorizada CEA 308”, Trabalho de Graduação, Belo Horizonte; CEA – EEUFMG.
- [17] – Pinto, R.L.U.F., 1999, "Estabilidade e Controle de Aeronaves", Notas de aula, Belo Horizonte; CEA - EEUFMG.
- [18] – Pullin, et alli, 1976, "Apostila de "Estabilidade e Controle dos Aviões". Belo Horizonte; CEA-EEUFMG.