

PROJETO CONCEITUAL DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO, USADO PARA INSPEÇÃO DE LINHAS DE TRANSMISSÃO DE ENERGIA ELÉTRICA

Roberto da Mota Girardi

Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Praça Mal. Eduardo Gomes, 50, São José dos Campos, SP
girardi@ita.br

Paulo Rizzi

Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Praça Mal. Eduardo Gomes, 50, São José dos Campos, SP
rizzi@ita.br

Resumo. O veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) considerado neste trabalho possui a missão de inspeção dos elementos de uma linha de transmissão de energia elétrica. Este trabalho possui dois objetivos: (i) descrever a metodologia desenvolvida para o projeto conceitual de uma aeronave para cumprir a missão especificada acima e (ii), apresentar os resultados obtidos (evolução da aeronave) durante o processo iterativo que caracteriza o projeto conceitual. Esta aeronave possui algumas características particulares que a distinguem das usualmente projetadas: (i) A velocidade é relativamente baixa, (ii) a construção é feita com técnicas e materiais bem diferentes das aeronaves convencionais e (iii) o peso total é muito baixo e, portanto, a aeronave fica muito suscetível a rajadas atmosféricas, dificultando o rastreamento de uma trajetória pré-definida e também, o imageamento dos elementos da linha de transmissão. Uma característica da metodologia desenvolvida é o projeto simultâneo da plataforma aérea e do auto-piloto, com o objetivo de facilitar o imageamento.

Palavras-chave: Veículo Aéreo Não Tripulado, Metodologia de Projeto, Rastreamento de Linhas de Transmissão

1. Introdução

Veículos aéreos não tripulados (VANT) podem ser usados em inúmeras aplicações civis, tais como: (i) inspeção de linhas de transmissão de energia elétrica e gasodutos, (ii) vigilância de portos, reservas florestais e fronteiras pouco acessíveis, (iii) auxílio no resgate de aeronaves e pessoas desaparecidas, (iv) geração de fotografias aéreas e (v) outros.

Em meados de 2004 o Centro de Estudos de Sistemas Avançados do Recife (CESAR) fez contato com o ITA (Divisão de Engenharia Aeronáutica) e propôs uma cooperação com o objetivo de desenvolver um VANT para inspeção das linhas de transmissão, sob responsabilidade da companhia Centrais Hidrelétricas do São Francisco (CHESF). Para realizar este tipo de tarefa, a aeronave deve voar com uma velocidade baixa (80 km/h). Nesta faixa de velocidades, o efeito de rajadas atmosféricas em aeronaves relativamente leves pode causar problemas de segurança e, também, pode dificultar a obtenção de imagens dos elementos da linha de transmissão, devido a mudanças constantes de atitude da aeronave.

Em Dezembro de 2004 foi iniciado desenvolvimento de uma aeronave prova de conceito, com o objetivo de verificar se uma aeronave leve, voando em baixa velocidade e sujeita a rajadas atmosféricas, é capaz de cumprir a missão de realizar a inspeção de linhas de transmissão.

Logo no início de 2005, foi feita uma análise do tipo de aeronave, mais adaptada para o cumprimento da missão de inspeção da linha de transmissão (Girardi e Rizzi, 2005a). O segundo passo no projeto conceitual foi a definição da configuração mais apropriado para que o veículo (avião) possa satisfazer todos os requisitos associados ao cumprimento da missão (Girardi e Rizzi, 2005b). O projeto conceitual foi realizado por um grupo de professores da Divisão de Engenharia Aeronáutica do ITA (Girardi et alli, 2005c) e, para tanto, foi necessário desenvolver uma metodologia de projeto adaptada para uma aeronave pequena, construída com materiais e técnicas alternativas e que não possui uma tripulação (Girardi e Rizzi, 2006). O objetivo do presente trabalho é descrever sucintamente esta metodologia e, em seguida, fornecer resultados da aplicação da mesma, para o projeto conceitual do VANT especificado anteriormente. Levando em conta o caráter iterativo da atividade de projeto, será mostrada a evolução que a aeronave sofreu durante o projeto conceitual, assim como, serão justificadas algumas das decisões tomadas pela equipe de projeto.

2. Visão geral do desenvolvimento de uma aeronave

O projeto de uma aeronave é iniciado com um conjunto de requisitos que devem ser satisfeitos pelo produto. Para o veículo aéreo não tripulado (VANT) desenvolvido neste trabalho, o objetivo é realizar o imageamento (na parte visível do espectro) de elementos de linhas de transmissão de energia elétrica. A velocidade de cruzeiro deve ser

aproximadamente 120 km/h, a altitude de cruzeiro máxima deve ser em torno de 1000 m, a autonomia mínima é de 30 minutos e a carga paga (constituída por auto-piloto, câmera para imageamento e sistemas de rádio controle e de transmissão de imagens para a estação de terra) deve ser de aproximadamente 6 kgf. Um requisito importante é garantir que a aeronave projetada seja capaz de rastrear uma trajetória pré-definida, levando em conta a questão das rajadas atmosféricas.

O desenvolvimento do produto para satisfazer um requisito como aquele descrito acima segue a seguinte seqüência de atividades (metodologia de projeto de aeronaves), como descrito por Raymer (1999) e Roskam (2000-2003):

(i) **Definição da configuração da aeronave.** Esta configuração é caracterizada por um conjunto de informações que definem o aspecto da aeronave, isto é, a posição da asa em relação a fuselagem, a configuração da empenagem (convencional ou canard), o tipo de trem de pouso e etc. Esta configuração é função dos requisitos estabelecidos, de questões operacionais e de segurança.

(ii) **Dimensionamento da aeronave.** Nesta tarefa, são calculadas as dimensões dos principais elementos (asa, fuselagem, empenagens horizontal e vertical e do trem de pouso) da configuração proposta, de maneira a satisfazer os requisitos mencionados no item anterior. Para tanto, são efetuados cálculos de desempenho, estabilidade, controle e qualidade de vôo. As atividades descritas nos itens (i) e (ii) fazem parte do projeto conceitual da aeronave.

(iii) **Projeto preliminar.** Nesta fase, os elementos dimensionados no item anterior são mais detalhados. Por exemplo, a asa tem sua estrutura interna definida, através das longarinas, das nervuras distribuídas ao longo de sua envergadura, dos reforçadores e do tipo de revestimento. Este tipo de detalhamento é feito para todos os demais elementos da aeronave.

(iv) **Projeto detalhado.** Nesta fase, deve-se detalhar ainda mais cada pequeno elemento da aeronave e estabelecer os métodos de construção e montagem das diversas partes. Ainda nesta fase, devem ser produzidos todos os desenhos utilizados para a fabricação de cada peça da aeronave.

(v) **Construção e montagem da aeronave.** Com base nos desenhos gerados na fase anterior, é feita a construção de cada um dos elementos da aeronave. Em seguida, é feita a integração das partes da aeronave e a instalação dos sistemas requeridos para o funcionamento do produto.

(vi) **Ensaio em solo e em vôo.** Nesta fase são efetuados uma série de ensaios para verificar a segurança da aeronave e para verificar se o produto desenvolvido satisfaz os requisitos estabelecidos inicialmente.

3. Definição da configuração da aeronave

Como mencionado anteriormente, a configuração de uma aeronave é definida pela forma geométrica de cada um dos elementos (asa, fuselagem, empenagens, trem de pouso e etc) e pela posição relativa dos mesmos, como pode ser visto na figura 1. A configuração define o aspecto que a aeronave terá, sem a preocupação com o dimensionamento.

A definição da configuração deve ser feita em função dos requisitos de desempenho, operacionais e de segurança. A configuração é especificada através dos seguintes parâmetros:

(i) **Superfícies sustentadoras:** para a asa e para as empenagens horizontal e vertical devem ser especificados valores numéricos para: (a) Alongamento, (b) Afilamento, (c) Enflechamento, (d) Ângulo de diedro e (e) Espessura relativa dos aerofólios.

(ii) **Fuselagem:** as relações entre as dimensões básicas da fuselagem, assim como, a forma de sua seção transversal.

(iii) **Tipo de trem de pouso:** Neste trabalho foi escolhido o tipo triciclo.

(iv) **Tipo e posição do grupo moto-propulsor:** Motor a pistão com hélice, posicionado no nariz da aeronave.

(v) **Sistemas embarcados:** Neste trabalho são considerados os seguintes sistemas: (a) imageamento, (b) rádio-controle, (c) piloto-automático, (d) recuperação da aeronave (para-queda), (e) ensaios em vôo e (f) geração de energia elétrica.

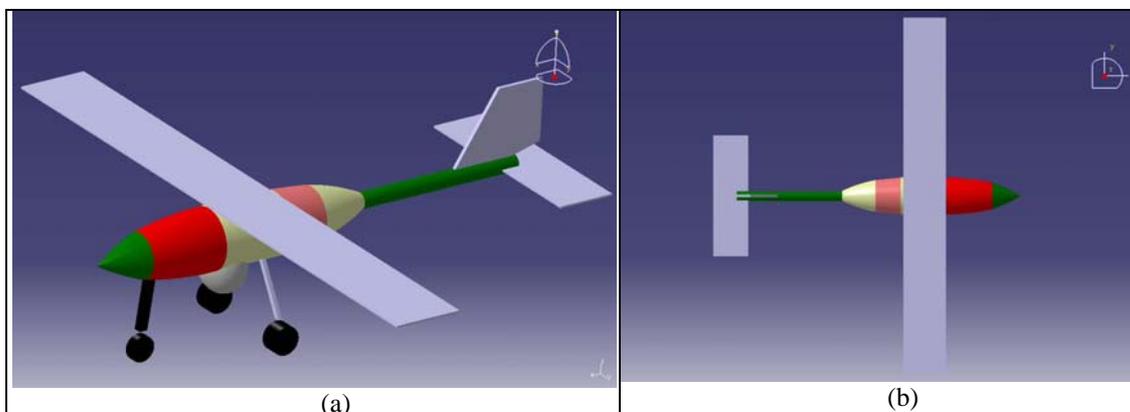


Figura 1: Configuração proposta. Vistas: (a) em perspectiva e (b) em planta.

4. Dimensionamento da aeronave

O dimensionamento de uma aeronave é feito através de um procedimento iterativo, que deve resultar em um produto que satisfaça os requisitos de desempenho, de estabilidade e controle, operacionais e de segurança. No referido procedimento iterativo são realizadas as seguintes atividades:

(i) Inicialmente são feitas estimativas para uma série de parâmetros e, com base nestes, são calculadas todas as dimensões dos elementos da aeronave.

(ii) Em seguida, esta configuração da aeronave é analisada para verificar suas características de desempenho, estabilidade, controle e qualidade de voo.

(iii) No próximo passo, deve-se verificar se os requisitos especificados inicialmente estão sendo satisfeitos e se a aeronave é capaz de realizar vôos de maneira segura.

(iv) Em geral, após o primeiro ciclo do projeto conceitual, a aeronave dimensionada inicialmente apresenta uma série de problemas que devem ser aprimorados. Devido a isto, deve-se iniciar o próximo ciclo, alterando os valores dos parâmetros estimados no item (i) e refazendo todos os demais passos descritos anteriormente.

(v) O procedimento iterativo descrito acima deve prosseguir até que todos os requisitos sejam satisfeitos e o projeto seja harmônico. Nestas condições pode-se passar para o projeto preliminar da aeronave.

As atividades descritas nos itens (i), (ii) e (iii) podem ser executadas em quatro etapas, como descrito a seguir:

4.1 Etapa # 1: Dimensionamento inicial

Na etapa # 1, o objetivo é estimar a potência do motor e as dimensões principais dos diversos elementos da aeronave, tais como a asa, fuselagem, empenagens horizontal e vertical e do trem de pouso. Para alcançar este objetivo utilizou-se uma metodologia, na qual devem ser realizadas as seguintes atividades:

(i) Fazer estimativas para um conjunto de parâmetros, que permite o dimensionamento de todos os elementos da aeronave. Os parâmetros estimados são: (a) o peso total da aeronave (W_0), (b) o coeficiente de sustentação da aeronave (CL) na fase de cruzeiro, (c) os coeficientes de volume de empenagem horizontal (C_{HT}) e vertical (C_{VT}), (d) a polar de arrasto da aeronave (curva $CL \times CD$) e (e) as relações entre cordas para dimensionamento das superfícies de controle. Em geral, estas estimativas são feitas com base em informações de aeronaves semelhantes.

(ii) Com base nos valores de CL e de W_0 é possível determinar a área da asa (S) e, recorrendo-se aos parâmetros adimensionais especificados na configuração da aeronave (vide seção 3), pode-se fazer o dimensionamento completo da asa.

(iii) O comprimento da fuselagem (L_f) pode ser definido inicialmente com base em dados históricos ou através de uma relação entre a envergadura da asa e o comprimento da fuselagem.

(iv) As áreas das empenagens (S_H e S_V) são determinadas em função da área da asa (S), levando em conta as estimativas feitas para C_{HT} e C_{VT} . De maneira análoga ao feito para a asa, os parâmetros adimensionais especificados na seção 3, permitem fazer o dimensionamento completo das empenagens.

(v) Utilizando uma estimativa da polar de arrasto e as variáveis de projeto (dimensões da aeronave) determinadas nos itens anteriores é possível calcular valores aproximados do desempenho da aeronave, tais como: velocidade de "stall", velocidade máxima em vôo nivelado, raio de curvatura mínimo e fator de carga na curva. A potência requerida máxima é um importante resultado que permite o dimensionamento do motor e a estimativa do diâmetro da hélice.

(vi) Os resultados do item anterior permitem avaliar se a aeronave satisfaz os requisitos estabelecidos no início do projeto. Por exemplo, se o raio de curvatura mínimo obtido não é suficiente, então a área da asa deve ser modificada e, para tanto, o CL de cruzeiro deve ser alterado. Deve-se notar que a mudança no dimensionamento da asa acarreta alteração de todos os parâmetros da aeronave. Portanto, todos os passos descritos anteriormente devem ser repetidos e este processo iterativo é interrompido quando todos os requisitos são satisfeitos.

4.2 Etapa # 2: Compatibilização do peso total com os pesos de cada parte da aeronave

Na etapa # 2, o objetivo é fazer uma revisão do valor adotado para o peso total da aeronave na etapa anterior (W_0). A revisão de W_0 é realizada através de estimativas dos pesos dos diversos elementos da aeronave. Para tanto, as informações geradas na etapa # 1 (desenhos c/ cotas) devem ser fornecidas para os grupos de propulsão, estruturas e sistemas, os quais devem gerar informações adicionais, como explicado a seguir:

(i) **Grupo de propulsão:** com base na estimativa de potência máxima requerida para a aeronave, é possível especificar o motor e uma hélice. Determinam-se os pesos do motor, da hélice e do combustível requerido, para que a aeronave tenha o alcance especificado no requisito.

(ii) **Grupo de estruturas:** As informações geradas na etapa # 1 contêm as dimensões de todos os elementos da aeronave. Desta forma, é possível calcular, de maneira aproximada, os pesos da asa, das empenagens, da fuselagem e do trem de pouso.

(iii) **Grupo de sistemas:** deve determinar o peso e as dimensões dos elementos de cada um dos sistemas que deverá ser embarcado na aeronave. As dimensões de cada elemento permitem que seja verificado se a aeronave possui

espaço interno para acomodar todos os sistemas. Além disto, a determinação do CG necessita da distribuição de cada elemento no interior da aeronave.

Os pesos gerados por cada grupo devem ser somados para a determinação de uma melhor estimativa do peso total da aeronave (W_1). O próximo passo é verificar se existe diferença entre o peso usado na etapa # 1 (W_0) e aquele calculado nesta etapa (W_1). Se uma diferença entre W_0 e W_1 for constatada, deve-se retornar para o início da etapa # 1, de maneira a fazer o redimensionamento da aeronave. Deve-se lembrar que o peso estimado na etapa # 1 possui influência em todas as dimensões da aeronave.

No final da etapa # 2 tem-se uma aeronave cujo peso total é igual a soma dos pesos de cada uma de suas partes e uma aeronave que satisfaz os requisitos de desempenho estabelecidos no início do projeto. Os dados relativos a esta aeronave são registrados em uma tabela (Revisão # 1) e desenhos devem ser feitos. Em seguida, as informações desta nova versão da aeronave são transmitidas para todos os grupos da equipe de projeto.

4.3 Etapa # 3: Ajuste da margem estática da aeronave

Nas duas primeiras etapas desta metodologia foram consideradas as questões de peso e desempenho da aeronave. As dimensões dos elementos isolados (asa, fuselagem e etc) foram ajustadas, porém, a posição relativa dos mesmos não foi analisada. Esta posição relativa é muito importante, pois tem influência sobre a estabilidade e características de qualidade de vôo da aeronave. O objetivo da etapa # 3 é fazer ajustes nas posições relativas dos diversos elementos. Para tanto, deve-se realizar as seguintes atividades:

(i) Com base no conjunto de informações geradas no final da etapa # 2, o grupo de aerodinâmica pode calcular a posição do centro aerodinâmico da aeronave (X_{CA}).

(ii) Para o grupo de estruturas fica a responsabilidade de estimar a posição do centro de gravidade (X_{CG}) da aeronave. Para tanto, os pesos de cada elemento, assim como, as posições relativas do mesmo devem ser conhecidas.

(iii) O grupo de mecânica do vôo deve determinar uma faixa de valores que a margem estática (M-Est), definida como ($X_{CA} - X_{CG}$), pode assumir de maneira que a aeronave seja estável e tenha boas características de qualidade de vôo. Para a aeronave considerada neste trabalho, o valor mínimo para a margem estática deve ser 10% da corda da asa. Para garantir que a aeronave será estável longitudinalmente basta localizar o CG à frente do CA, isto é, ter-se um valor positivo para M-Est.

(iv) O próximo passo desta etapa é verificar se os valores, determinados nos itens (i) e (ii), para X_{CA} e X_{CG} satisfazem o valor estabelecido para a margem estática no item (iii). Se isto não acontecer, então as posições relativas dos elementos da aeronave (asa, empenagem horizontal e etc) devem ser modificadas para corrigir o problema. Devido a esta modificação pode haver a necessidade de alterar o comprimento da fuselagem e, portanto, pode ser necessário o redimensionamento da aeronave, causado pela modificação do peso total.

4.4 Etapa # 4: Cálculo de desempenho e determinação das características de pilotagem e guiagem da aeronave

No final da etapa # 3, a aeronave que esta sendo projetada tem: (a) as dimensões geométricas de todos os seus elementos, (b) a localização destes elementos, de maneira que o CA e o CG da aeronave estão ajustados e (c) o peso de cada elemento é compatível com as dimensões dos mesmos (asa, fuselagem e etc) e a soma dos pesos dos elementos é compatível com o peso total da aeronave.

Por outro lado, todas as definições mencionadas acima foram obtidas considerando modelos de cálculo simplificados. O objetivo da etapa # 4 é realizar uma análise mais rigorosa das características que a aeronave deverá ter. Para tanto, devem ser aplicados métodos de cálculo mais detalhados e exatos para se analisar: (a) o desempenho em todas as etapas de vôo da aeronave: pouso, decolagem, subida, cruzeiro, velocidade de "stall", desempenho em curva sustentada, teto de serviço e teto máximo, entre outras. (b) a estabilidade e a qualidade de vôo da aeronave, de maneira a tornar a pilotagem o mais fácil possível. (c) a pilotagem e a guiagem da aeronave. Para alcançar os objetivos desta etapa os diversos grupos da equipe de projeto devem gerar as seguintes informações:

(i) **Grupo de Propulsão:** o motor a ser utilizado na aeronave que esta sendo projetada já foi escolhido em etapa anterior, assim como, uma ou mais hélices. O grupo de propulsão deve gerar informações sobre: (a) potência de eixo, $P(\omega)$ e o consumo específico (C), (b) o rendimento da hélice em função da rotação e da velocidade da aeronave, $\eta(\omega, V)$ e (c) o torque transmitido para a aeronave pelo grupo moto-propulsor, $\tau(\omega, V)$. Os parâmetros mencionados acima permitem a determinação da tração (T) gerada pelo grupo moto-propulsor, que é função da rotação (ω) e da velocidade da aeronave (V).

(ii) **Grupo de Aerodinâmica:** o maior detalhamento da configuração que esta sendo analisada possibilita a utilização de métodos de cálculo mais aprimorados, para: (a) calcular a polar de arrasto, (b) estimar as derivadas de estabilidade, que permitem modelar a variação das forças e momentos aerodinâmicos que ocorrem por ocasião das manobras ou quando rajadas de vento atmosférico atingem a aeronave e (c) estimar as derivadas de controle, que possibilitam o cálculo das forças e momentos aerodinâmicos que surgem na aeronave devido à deflexão das superfícies de controle primárias, tais como aileron, leme e profundor.

(iii) **Grupo de Estruturas:** Além do peso total da aeronave e da posição do CG (calculados nas etapas anteriores), os momentos de inércia da aeronave devem ser calculados.

(iv) **Grupo de Sistemas:** Somente as informações relativas ao piloto automático são requeridas nesta etapa do projeto. O grupo de sistemas deve fornecer as malhas de controle (ou a malha) que são possíveis de serem implementadas na prática. Além disto, o grupo deve fornecer quais são os parâmetros (velocidade, atitude da aeronave e etc) que os sensores poderão fornecer para o piloto automático, para permitir que a guiagem e pilotagem possam ser realizadas.

(v) **Grupo de Mecânica do Vôo:** Nesta etapa, todos os demais grupos geram resultados para alimentar o grupo de mecânica do vôo, que tem a função de analisar o desempenho, a qualidade de vôo, a guiagem e pilotagem da aeronave. Os resultados desta análise devem mostrar se os requisitos estabelecidos no início do projeto estão sendo satisfeitos de maneira adequada e se a configuração estudada pode realizar a missão proposta em termos de guiagem e pilotagem.

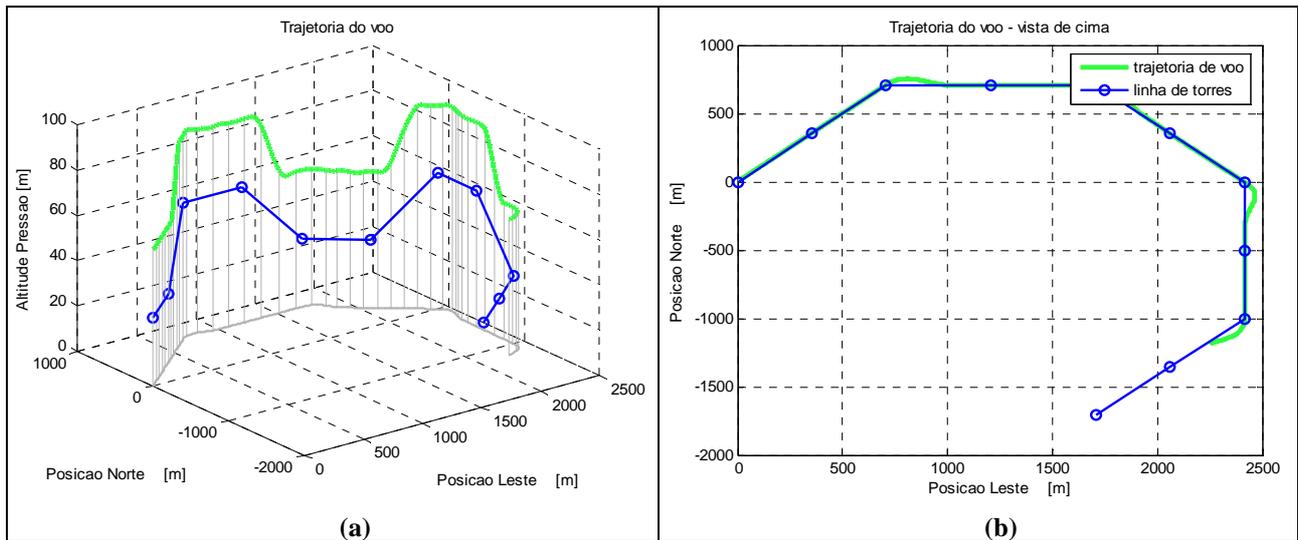


Figura 2: Trajetórias pré-estabelecida e efetivamente: (a) vista isométrica e (b) vista em planta.

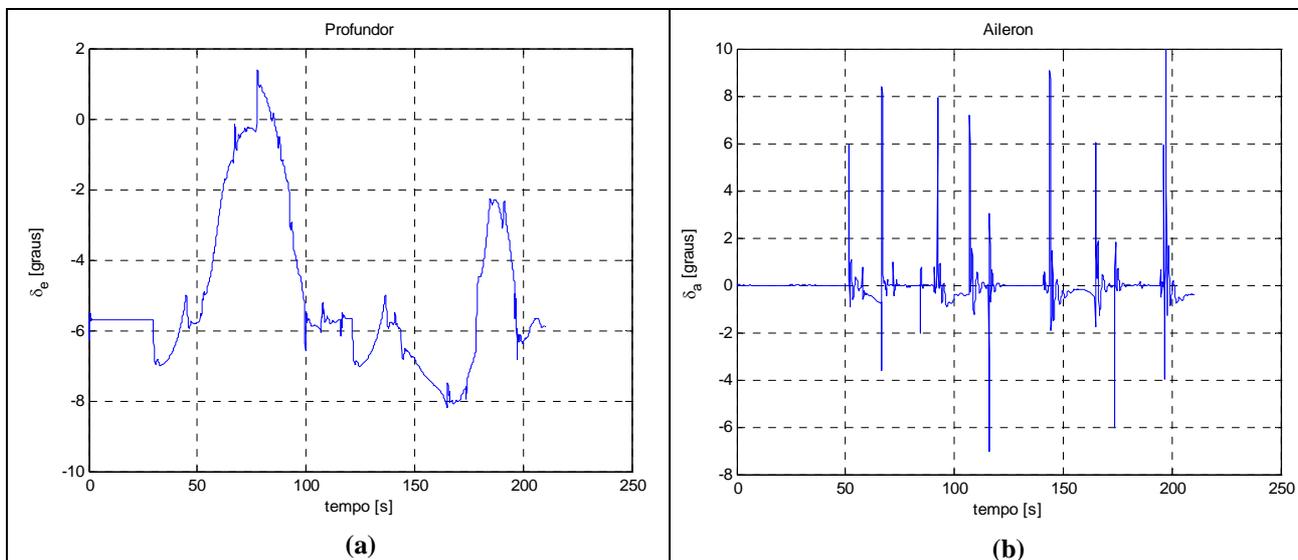


Figura 3: Histórico dos controles da aeronave, durante um vôo em atmosfera turbulenta: (a) profundor e (b) aileron.

Neste trabalho, a pilotagem automática foi analisada em duas condições básicas de vôo: (i) para velocidade de 33 m/s e (ii) para velocidade de 19 m/s (1.2 da velocidade de *stall* da aeronave). Para realizar as simulações, cujos resultados são apresentados nas Figs 2 a 4, utilizou-se o programa MatLab, para realizar uma integração das equações do movimento de uma aeronave. As simulações foram realizadas de maneira que a aeronave sobrevoasse 10 torres. As torres foram posicionadas para que a aeronave percorresse uma missão sofrendo a interferência de vento constante de proa, de cauda, e de través, realizando curvas, subidas e descidas. O posicionamento das torres pode ser verificado na figura 2. Como pode ser visto, foram especificadas duas subidas e duas descidas distintas. Na primeira subida, a aeronave estará sob atuação de vento de cauda, na segunda subida, a aeronave estará com vento da direita. Da mesma maneira, na primeira descida, a vento estará soprando levemente da direita e de cauda, já na segunda descida, o vento

estará da direita, mas de proa. Todas as curvas especificadas são de 45 graus. É importante salientar, entretanto, que dependendo do vento atuante no momento, a aeronave pode ter mais ou menos dificuldade para realizá-las.

A introdução de ventos e rajadas foi feita de maneira semelhante para as duas condições de vôo citadas acima. O vento introduzido foi constante, com intensidade de 25 km/h soprando na direção nordeste. De forma combinada, foram introduzidas rajadas, definidas em Girardi e Rizzi (2005c).

O auto-piloto usado nas simulações deste estudo é bastante parecido com o auto-piloto disponível para implementação do sistema comercial MicroPilot, o qual será embarcado no VANT desenvolvido neste trabalho. Durante a pilotagem automática, ao longo da trajetória observada na figura 2, os controles da aeronave são variados de maneira a minimizar as diferenças entre as trajetórias efetivamente realizada (linha verde) e aquela pré-estabelecida (linha azul). Os históricos da variação de cada um dos controles da aeronave (aileron, leme de direção, profundor e o controle da rotação do motor) são apresentados nas figuras 3 e 4. Os valores máximos e mínimos são apresentados na tabela 4 e tem grande importância para a avaliação das dimensões das superfícies de controle (vide seção 5).

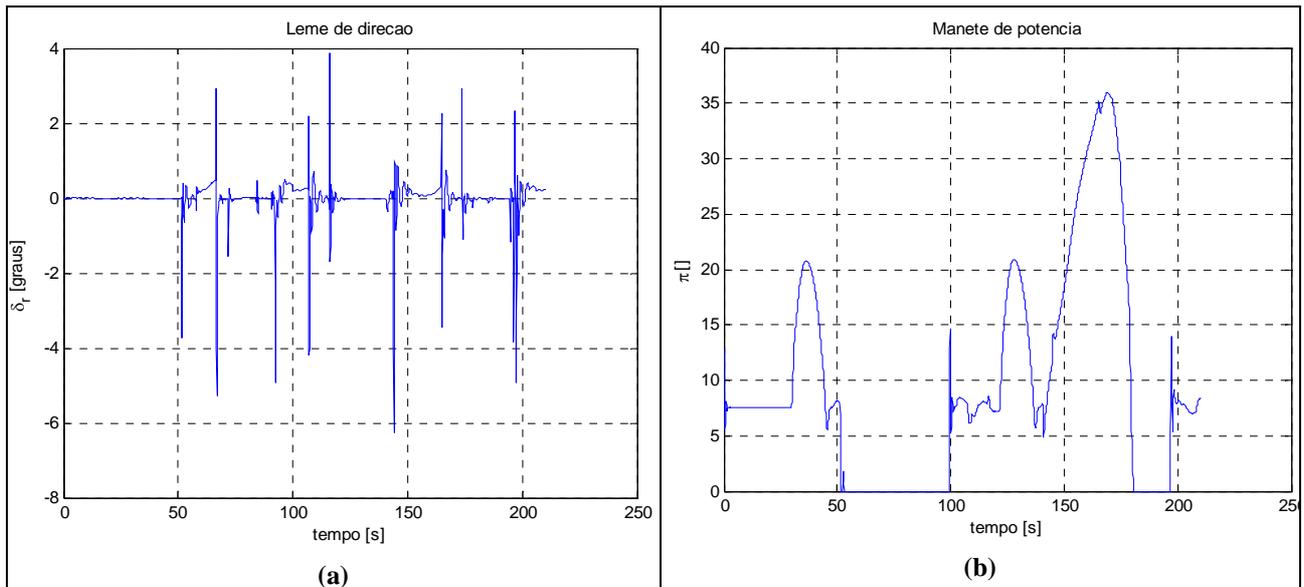


Figura 4: Histórico dos controles da aeronave, durante um vôo em atmosfera turbulenta: (a) leme e (b) manete do motor.

5. Evolução da configuração durante o projeto conceitual

Como mencionado anteriormente, o projeto conceitual é realizado através de um procedimento iterativo, onde as variáveis de projeto são recalculadas até se obter um projeto harmonioso. Na presente seção do trabalho apresenta-se a evolução da aeronave, ocorrida com o transcorrer dos ciclos de projeto conceitual, assim como, os aspectos que demonstram a harmonia do projeto, encontrado na última configuração.

Para auxiliar na análise da evolução da aeronave durante a fase de projeto conceitual serão utilizadas tabelas onde são comparadas as variáveis de projeto das três configurações estudadas.

Na tabela 1 são fornecidos os valores adotados para os parâmetros requeridos nos cálculos necessários para o dimensionamento inicial da aeronave (etapa #1).

O peso total da aeronave foi estimado inicialmente (iteração 1, relativa a configuração A-1) com base em informações muito rudimentares sobre o peso de cada um dos elementos principais da aeronave. Após a iteração 1, verificou-se que os pesos dos elementos da aeronave foram super dimensionados e, portanto, o peso total da aeronave analisada na configuração A-1 poderia ser reduzido, caso as dimensões dos elementos fossem mantidas.

Na configuração A-2 foi feita uma redução do CL (vide tabela 1) que resultou em aumento da área da asa (vide tabela 2) e, portanto, incremento das dimensões de toda a aeronave. A equipe de projeto adotou o peso total de 30 kgf para a configuração A-2, analisada na iteração 2, devido aos aspectos conflitantes discutidos anteriormente, a saber: (i) peso menor para os elementos da configuração A-1 e (ii) incremento das dimensões na evolução da configuração A-1 para a A-2. Durante o segundo ciclo, verificou-se que a soma dos pesos dos diversos elementos da aeronave era 25 kgf, porém, este peso estava associado as dimensões calculadas com o peso proposto inicialmente de 30 kgf. O desempenho, a qualidade de vôo e as simulações de guiagem e pilotagem foram feitas para uma aeronave com peso total de 25 kgf e dimensões calculadas com 30 kgf, mostrando claramente uma falta de harmonia do projeto analisado no segundo ciclo.

Para a configuração A-3 a metodologia de projeto foi aprimorada e o peso total proposto inicialmente de 22 kgf foi fruto de um esquema iterativo, no qual a soma dos pesos de cada elemento foi compatibilizado com suas dimensões. Cálculos posteriores, realizados durante o terceiro ciclo, forneceram um peso total de 21 kgf. Esta variação de 1 kgf (aproximadamente 5% do peso total) pode ser compensada por uma pequena variação no valor de CL de cruzeiro, não

havendo necessidade de modificar as dimensões da aeronave considerada na configuração A-3. Para esta configuração pode-se observar que a soma dos pesos das partes é muito próxima do peso total utilizado para o dimensionamento da asa e de toda a aeronave, mostrando uma harmonia entre as variáveis de projeto.

Tabela 1: Valores estimados inicialmente para cada iteração (ciclo do projeto)

| Parâmetro | Valor estimado | | |
|---|----------------|---------|---------|
| | Iter. 1 | Iter. 2 | Iter. 3 |
| Velocidade de cruzeiro (km/h) | 120 | 120 | 120 |
| Peso total da aeronave (kgf) | 30 | 30 | 22 |
| Coefficiente de sustentação em cruzeiro | 0,60 | 0,40 | 0,40 |
| Coefficiente de volume de empenagem horizontal | 0,73 | 0,80 | 0,80 |
| Coefficiente de volume de empenagem vertical | 0,06 | 0,05 | 0,05 |
| Relação entre as cordas do aileron e da asa | 0,25 | 0,20 | 0,20 |
| Relação entre as envergaduras do aileron e da asa | 0,40 | 0,30 | 0,30 |
| Relação entre as cordas do profundor e da empenagem horizontal | 0,50 | 0,50 | 0,50 |
| Relação entre as envergaduras do profundor e da emp. horizontal | 1,00 | 1,00 | 1,00 |
| Relação entre as cordas do leme e da empenagem vertical | 0,40 | 0,30 | 0,30 |
| Relação entre as envergaduras do leme e da empenagem vertical | 1,00 | 1,00 | 1,00 |

Tabela 2: Parâmetros Geométricos e Potência Requerida p/ cada Iteração

| Elemento | Parâmetro Geométrico | Valor | | |
|--|--|---------|---------|---------|
| | | Iter. 1 | Iter. 2 | Iter. 3 |
| Asa | Área (S) | 0,80 | 1,200 | 0,883 |
| | Envergadura (b) | 2,37 | 2,900 | 2,486 |
| | Corda (CW) | 0,34 | 0,414 | 0,355 |
| | Início do aileron, relativo à envergadura | 50 | 60 | 60 |
| | Final do aileron, relativo à envergadura | 90 | 90 | 90 |
| | Relação entre as cordas do aileron e asa | 0,25 | 20 | 20 |
| | Envergadura de cada aileron (BA) | 0,474 | 0,435 | 0,373 |
| | Corda do aileron (CA) | 0,085 | 0,082 | 0,071 |
| | Posição do bordo de ataque da asa | - | - | 0,510 |
| | Ângulo de incidência da asa na fusel. (Iw) | 3 | 3,7 | 0,8 |
| Emp. Horiz. | Área (Sh) | 0,14 | 0,275 | 0,202 |
| | Distância entre o CG e o BA da emp. hor. | - | 1,450 | 1,183 |
| | Envergadura (Bh) | 0,74 | 0,981 | 0,840 |
| | Corda (Ch) | 0,19 | 0,280 | 0,240 |
| | Envergadura do profundor (Bp) | 0,74 | 0,981 | 0,840 |
| | Corda do profundor (Cp) | 0,095 | 0,140 | 0,120 |
| | Relação entre as cordas Cp/Ch | 0,50 | 50 | 50 |
| Ângulo de incidência da empenagem (Ih) | 0 | 2,3 | -0,5 | |
| Emp. Vert. | Área (Sv) | 0,08 | 0,120 | 0,098 |
| | Distância entre o CG e o BA da emp. vert. | - | 1,320 | 0,990 |
| | Envergadura (Bv) | 0,49 | 0,347 | 0,313 |
| | Corda na raiz (Crv) | 0,22 | 0,458 | 0,422 |
| | Corda na ponta (Crv) | 0,11 | 0,236 | 0,204 |
| | Enflechamento do bordo de ataque | 12,65 | 32,8 | 26 |
| | Envergadura do leme (Bl) | 0,49 | 0,347 | 0,313 |
| | Corda média do leme (Cl) | 0,065 | 0,105 | 0,094 |
| | Relação entre as cordas Cl/Cv | 0,40 | 30 | 30 |
| Ângulo de incidência da empenagem (Iv) | 0 | 0,0 | 0,0 | |
| Fuselagem | Comprimento (Lf) | 2,4 | 2,420 | 2,055 |
| | Altura máxima (Hf) | 0,30 | 0,300 | 0,300 |
| | Largura máxima (Bf) | 0,30 | 0,250 | 0,250 |
| | Comprimento do cone de cauda (Lc) | 1,0 | 0,820 | 0,905 |
| Motor | Potência Requerida (Tração x Velocidade) | 3,0 | 5,0 | 2,65 |

Na tabela 1 pode-se observar que o CL de cruzeiro para a configuração A-1 foi adotado com valor elevado (CL = 0,6), levando em conta os valores históricos encontrados para aeronaves leves. Este valor foi adotado com o objetivo de redução do fator de carga em rajada, de modo a aumentar as chances da aeronave cumprir sua missão, que é a inspeção dos elementos que compõe uma linha de transmissão de energia elétrica. A maior preocupação da equipe de projeto era o arrastamento da aeronave (leve) por ocasião de rajadas atmosféricas. Após a análise do comportamento da aeronave com auto-piloto instalado, verificou-se que durante uma rajada o auto-piloto atua nas superfícies de controle e na potência do motor de maneira a minimizar os erros entre a trajetória pré-estabelecida e a trajetória efetivamente realizada pela aeronave. Devido a isto, a variação do coeficiente de sustentação da aeronave não sofre variações elevadas, não havendo risco da aeronave alcançar o valor máximo de sustentação durante uma rajada, sendo esta uma das preocupações da equipe de projeto, que levou a mesma a escolher um perfil aerodinâmico com valor elevado de CL_{max} .

Com base na discussão apresentada no parágrafo precedente, para a configuração A-2 foi adotado um valor menor para o coeficiente de sustentação em cruzeiro (CL = 0,4). Esta redução implica em: (i) diminuição da velocidade de stall, que melhora a questão da segurança da operação de pouso e (ii) a diminuição do raio de curvatura de curvas coordenadas, que é especialmente interessante para a implementação de uma estratégia alternativa para a realização da inspeção das torres da linha de transmissão. Nesta estratégia, a aeronave faz um vôo reto entre as torres e realiza uma curva de 360 graus ao redor de cada uma das torres. Com isto é possível uma inspeção mais detalhada, como aquela realizada com os helicópteros, que tem a capacidade de pairar.

A redução do CL de cruzeiro acarretou aumento da área da asa (vide tabela 2) e, portanto, de todas as dimensões da aeronave, como discutido anteriormente na análise sobre a evolução do peso.

Após a análise de desempenho (vide tabela 3) da configuração A-2, verificou-se um valor de velocidade de *stall* suficientemente baixo para que a aeronave possa realizar vôos ao longo da linha de transmissão com velocidade próxima àquela requerida para fazer imageamento com termovisão. Como discutido anteriormente, embora a utilização da termovisão não esteja dentro do escopo do presente projeto, a equipe acha importante ganhar alguma experiência em vôos com baixa velocidade, para verificar a questão do impacto de rajadas atmosféricas sobre o comportamento da aeronave e do dispositivo de imageamento e seu suporte (possivelmente uma suspensão de Guimbal mecânica). Na tabela 3 também pode-se observar que o raio mínimo de uma curvatura coordenada que a aeronave pode realizar é um pouco maior que 30 m. A equipe de projeto tentou alcançar este valor de raio de curvatura porque a distancia estabelecida inicialmente, entre a aeronave e os diversos elementos da linha de transmissão, é 30 m. Este valor foi fornecido pelo pessoal da CHESF.

Tendo em vista o bom desempenho da configuração A-2, o mesmo valor de coeficiente de sustentação de cruzeiro foi adotado para a configuração A-3. Pode-se verificar que o desempenho nos quesitos velocidade de *stall* e raio mínimo de curva coordenada são semelhantes para as configurações A-2 e A-3.

Tabela 3: Parâmetros relativos ao desempenho da aeronave

| Parâmetro | Iter. 1 | Iter. 2 | Iter. 3 | Unid. |
|---|---------|---------|---------|-------|
| Comprimento de pista de rolamento em decolagem | 31.15 | 11,4 | 9.70 | m |
| Comprimento de pista de rolamento em pouso | 183.00 | 128.7 | 143.00 | m |
| Ângulo de ataque de rolamento | -1.9 | 1.95 | 2.15 | graus |
| Ângulo máximo de subida | 33.68 | 44.7 | 89.00 | graus |
| Razão de subida máxima | 11.10 | 14.1 | 20.84 | m/s |
| Velocidade de stall | 20.00 | 15.4 | 16.50 | m/s |
| Velocidade máxima de cruzeiro | 54.5 | 52.5 | 59.00 | m/s |
| Potência máxima disponível (eficiência = 1) | 5.0 | 5.0 | 6.0 | Hp |
| Potência requerida no cruzeiro (eficiência = 1) | 1.5 | 1.3 | 1.1 | Hp |
| Quantidade requerida de combustível | 0.528 | 0,2756 | 0.418 | Kg |
| Tempo de vôo (alcance de 40 km) | 1212 | 1212 | 1212 | s |
| Teto de serviço | 11000 | 11800 | 14600 | m |
| Teto máximo | 12000 | 12200 | 15000 | m |

Os coeficientes de volume de empenagem horizontal e vertical, assim como, as relações entre cordas das superfícies de controle e das respectivas empenagens foram estimados com base em dados históricos (vide análise crítica apresentada por Lopes e Amaral, 2004) para a configuração A-1 (primeiro ciclo). Após a realização da análise do comportamento dinâmico da aeronave, foi verificado que: (i) a empenagem vertical estava super dimensionada. Devido a isto, a equipe de projeto fez uma redução do coeficiente de volume da empenagem vertical para a configuração A-2. (ii) Foi verificado, através de simulação numérica, que a deflexão máxima requerida pelo leme era muito pequena, sendo mais difícil o controle suave da aeronave, devido a sensibilidade da superfície de controle (pequena deflexão gera grande força) e devido a questão da resolução dos atuadores (servo-motores). Para a configuração A-2 foi feita uma redução da relação entre a corda do leme e a corda da empenagem vertical. (iii) A empenagem horizontal forneceu boas

características de estabilidade longitudinal (estabilidade e qualidade de vôo), porém, ângulos de deflexão elevados (25 graus) foram requeridos para o profundor durante as manobras que a aeronave teve que realizar durante as simulações numéricas. Estes valores de deflexão podem acarretar problemas de descolamento do escoamento e, portanto, falta de efetividade da superfície de controle, principalmente em baixo número de Reynolds, como é o caso da aeronave que esta sendo desenvolvida no presente trabalho. Como a relação entre as cordas do profundor e da empenagem horizontal já tem valor elevado (50%), para a configuração A-2, a equipe de projeto decidiu aumentar o coeficiente de volume de empenagem horizontal e, como conseqüência, a área do profundor. As modificações adotadas para a configuração A-2 deram bons resultados e, para a configuração A-3, foram adotados os mesmos valores para os parâmetros adimensionais discutidos acima.

As simulações da aeronave (configuração A-1) mostraram que curvas bem acentuadas (com baixo raio de curvatura) requeriam apenas alguns graus de deflexão do aileron. Devido a isto, para a configuração A-2, a equipe de projeto decidiu reduzir tanto a relação entre as cordas do aileron e da asa, quanto a envergadura do aileron. Esta alteração forneceu resultado satisfatório e, para a configuração A-3, os parâmetros adimensionais que definem as dimensões do aileron foram adotados com os mesmos valores da configuração A-2.

A discussão relatada nos parágrafos anteriores, mostra que da configuração A-2 para a A-3 não foram feitas modificações nos parâmetros adimensionais que definem as dimensões das empenagens e das superfícies de controle. Esta informação indica uma convergência da configuração adimensionalizada da cauda da aeronave e das superfícies de controle.

Para a configuração A-1 a potência requerida para o motor foi estimada inicialmente com base em simulações numéricas baseadas em modelos simples do desempenho em cruzeiro da aeronave e, também, em uma polar de arrasto estimada de forma grosseira. Não foram feitas considerações sobre a potência requerida para a manutenção da trajetória da aeronave em uma atmosfera turbulenta. Após a realização das primeiras simulações com auto-piloto, verificou-se que a propulsão da aeronave tem um papel muito importante na guiagem e pilotagem da mesma. Observou-se que por ocasião de uma rajada, o auto-piloto modifica a atitude da aeronave e ao mesmo tempo incrementa a tração gerada pelo grupo moto-propulsor, de maneira a evitar o arrastamento da aeronave para fora da trajetória pré-estabelecida. Sem a atuação do motor, a aeronave certamente não poderia cumprir sua missão, pois as rajadas de vento atmosférico arrastariam a aeronave e não haveria possibilidade de se realizar a filmagem dos elementos da linha de transmissão. Os resultados gerados para a configuração A-1 mostram que a potência deste tipo de aeronave deve ser especificada em função dos requisitos de comportamento dinâmico (guiagem e pilotagem em atmosfera turbulenta) e não com base em requisitos de desempenho, como é o caso da maioria das aeronaves existentes.

Tendo em vista a discussão do parágrafo precedente, assim como, o incremento das dimensões da aeronave (como relatado acima), para a configuração A-2 a equipe de projeto decidiu aumentar a potência do motor. Após análise do comportamento dinâmico da aeronave (configuração A-2), verificou-se que a potência de 5 hp foi suficiente para a realização do rastreamento da trajetória pré-definida. Para o ciclo seguinte, a metodologia de projeto foi melhorada e a relação entre a potência e o peso da aeronave, analisada anteriormente, foi utilizada para fazer uma estimativa para a configuração A-3. A aplicação da nova metodologia indicou que a potência requerida pela configuração A-3 deveria ser de 2,70 hp. Após as simulações realizadas pelo grupo de mecânica do vôo, foi verificado que uma potência de 3,3 hp é suficiente para viabilizar o cumprimento da missão. Este resultado mostra que a nova metodologia fornece resultado razoável e, como o motor especificado possuía uma sobra de potência, o pequeno incremento de potência requerida não inviabilizou a utilização do motor especificado pelo grupo de propulsão. Este aspecto é muito importante porque o peso do referido motor é uma parte considerável do peso total da aeronave. Se houvesse necessidade de especificar outro motor, a aeronave deveria ser re-dimensionada devido a modificação do peso total. A não necessidade de alteração do motor é mais um aspecto da harmonia da configuração A-3.

Observando-se a tabela 3 verifica-se que o comprimento de pista de decolagem é bastante reduzido, principalmente para as configurações A-2 e A-3. Este resultado é conseqüência da potência elevada utilizada nesta aeronave, para que a mesma possa rastrear a trajetória pré-estabelecida em uma atmosfera turbulenta. Além disto, o grupo de mecânica do vôo utilizou a potência de eixo do motor, considerando a eficiência da hélice como sendo igual a 1. Na realidade, a potência efetiva é bem menor quando a eficiência da hélice é considerada. Devido a isto, espera-se que o comprimento da pista de decolagem aumente quando condições mais realistas forem consideradas nas simulações, tarefa programada para a próxima fase do projeto. Em termos de desempenho desejado para a aeronave, o comprimento de pista deve ser o menor possível, tendo em vista que a operação de decolagem poderá ser feita em pequenos trechos de estradas locais, muitas vezes não pavimentadas.

Verificou-se que a razão de subida, assim como o ângulo máximo de subida da aeronave, possuem valores muito elevados. Os valores encontrados para a configuração A-3 também são conseqüência do excesso de potência, como discutido no parágrafo anterior. Para a aeronave em estudo neste trabalho, os parâmetros mencionados acima não necessitam ter valores elevados. Este tipo de desempenho em subida pode ser útil em caso de uma rajada vertical arrastar a aeronave para baixo, nas proximidades de uma elevação.

Ainda na tabela 3, pode-se observar que os tetos de serviço e absoluto têm valores muito elevados, sendo isto conseqüência do excesso de potência, discutido acima. Para cumprir a missão de fiscalização de linhas de transmissão não há necessidade da aeronave possuir teto de serviço elevado. Mesmo que trechos da linha de transmissão estejam localizados em regiões montanhosas, os valores para o teto de serviço são muito elevados. Sendo assim, a aeronave,

com as características da configuração A-3, é perfeitamente capaz de cumprir os requisitos de projeto no quesito teto de serviço.

Com relação as características dinâmicas da aeronave (configuração A-3) pode-se dividir a análise em duas partes: (i) resposta dinâmica para a situação onde os controles da aeronaves não são defletidos. Esta situação é considerada como crítica, durante a fase de vôo com piloto humano, pois para rajadas muito rápidas um piloto em terra não terá tempo de resposta suficientemente curto para atuar nos controles e (ii) resposta da aeronave quando controlada pelo auto-piloto. Neste caso, os controles são variados pouco tempo após os sensores embarcados terem detectado variações nos parâmetros que fornecem a atitude da aeronave e, também, sua trajetória.

Considerando a situação mais crítica para a pilotagem à distância, situação (i), as simulações realizadas pelo grupo de mecânica do vôo mostram que a aeronave sofre acelerações da ordem de 5 vezes a aceleração da gravidade, durante rajadas especificadas em regulamento que deve ser seguido pelos fabricantes de aeronaves leves que levam seres humanos. Estes valores são muito importantes para o grupo de estruturas calcular as cargas máximas que os diversos elementos da aeronave (asa, empenagens, fuselagem e trem de pouso) devem resistir. Obviamente, quanto maiores forem estas cargas, mais reforçada deve ser a estrutura da aeronave e, como consequência, mais pesados serão os elementos da mesma.

Ainda considerando as fases do vôo, onde a aeronave é controlada por piloto humano, deve-se analisar qualidade de vôo e a controlabilidade da mesma. Para a configuração A-2, que possui coeficientes de volume de empenagens iguais à configuração A-3, verificou-se uma qualidade de vôo muito boa, principalmente para as condições de velocidade de cruzeiro. Foi verificado que o nível de qualidade de vôo ficou um pouco degradado para baixas velocidades, encontradas logo após a decolagem. Ainda neste caso, obteve-se nível razoável. Considerando-se o comportamento da aeronave durante uma rajada, observou-se a ocorrência de valores muito elevados de ângulo de ataque e o conseqüente *stall* da aeronave. No entanto, esta situação somente ocorre para rajadas muito curtas e a aeronave tem a capacidade de continuar seu vôo normal após sair da referida rajada. Para as rajadas mais longas, as simulações do grupo de mecânica do vôo mostraram que é possível uma reação do piloto antes da aeronave assumir atitudes que levem a mesma a cair.

Tabela 4: Parâmetros associados ao comportamento dinâmico da aeronave c/ auto-piloto (configuração A-3)

| Parâmetro | Valor Máximo V = 33.3 m/s | Valor Máximo V = 19.0 m/s | Unid. |
|---|------------------------------|------------------------------|-------|
| Erro máximo da velocidade da aeronave | 3.00 | 13.00 | m/s |
| Erro máx. da altura da aeronave, na passagem pelas torres | 0.8 | 0.8 | m |
| Ângulo de ataque máximo da aeronave (α) | +2.00/-2.00 | +9.00/0.00 | graus |
| Ângulo de derrapagem máximo da aeronave (β) | +/- 1.50 | +/- 1.50 | graus |
| Ângulo de deflexão máximo do profundor (δ_p) | +2.50/-2.00 | +2.50/-8.00 | graus |
| Ângulo de deflexão máximo do leme (δ_r) | +12.0/-6.0 | +10.0/-6.0 | graus |
| Ângulo de deflexão máximo do aileron (δ_a) | +4.0/-8.0 | +4.0/-6.0 | graus |
| Aceleração máxima da aeronave no eixo X (a_x) | +/- 0.8 | +/- 0.6 | g |
| Aceleração máxima da aeronave no eixo Y (a_y) | +/- 0.8 | +/- 0.4 | g |
| Aceleração máxima da aeronave no eixo Z (a_z) | +0.5/-1.0 | +0.15/-0.25 | g |
| Potência requerida máxima (Pmax) | 55 | 35 | % |

Com relação a fase de vôo controlada pelo auto-piloto, situação (ii) discutida acima, pode-se fazer os comentários formulados abaixo.

Para a configuração A-1, a malha de controle do equipamento que será adquirido para este projeto ainda não era conhecida. O grupo de mecânica do vôo formulou uma malha e fez otimização dos ganhos da mesma. Além disto, foi estabelecido que a aeronave deveria seguir uma trajetória constituída por seguimentos de curvas catenárias, que ligavam uma seqüência de torres da linha de transmissão, com altitudes distintas, para simular a ocorrência de elevações do terreno ao longo da linha de transmissão. Para este tipo de trajetória, existe uma variação brusca da inclinação da mesma exatamente em cada uma das torres. Devido a isto, o auto-piloto requeria deflexões de profundor muito elevadas, fazendo que a equipe de projeto aumentasse a área (coeficiente de volume de cauda) da empenagem horizontal e, como consequência, da superfície de controle, como discutido anteriormente.

A partir da configuração A-2, o grupo de mecânica do vôo utilizou a malha de controle capaz de ser implementada no auto-piloto que será embarcado na aeronave (Micro Pilot). Além disto, tendo em vista que no imageamento com câmera sensível a parte visível do espectro, os possíveis problemas ocorrem na região da torre e não no cabo entre as mesmas, o grupo de projeto modificou a trajetória que a aeronave deve seguir, de maneira que a mesma é constituída por seguimentos de "reta", entre as torres, e seguimentos de curva, na região das torres, de maneira que as inclinações da trajetória não sofrem descontinuidades, como na trajetória especificada na configuração A-1. Para esta nova trajetória não há preocupação com os desvios da aeronave na região entre as torres, porém, procura-se minimizar os desvios entre a trajetória efetivamente seguida pela aeronave e aquela pré-estabelecida, somente na região das torres de transmissão.

Nas duas primeiras linhas da tabela 4 (valores obtidos com a configuração A-3) são fornecidos os desvios máximos na velocidade e na altura, lembrando que estes valores são obtidos em uma atmosfera turbulenta, onde são consideradas rajadas com diversas intensidades e durações. Quando as simulações são feitas em atmosfera calma, os desvios são nulos. Pode-se verificar que o desvio na velocidade é bem maior que o desvio encontrado na altura da aeronave (com relação aos parâmetros pré-estabelecidos para a trajetória da aeronave), principalmente em vôo com baixa velocidade. Para o cumprimento da missão (imageamento da região próxima as torres) o parâmetro fundamental é a distância da aeronave com relação a torre, pois desvios neste parâmetro podem acarretar o não imageamento da torre, principalmente porque não haverá dispositivo de apontamento de câmera na aeronave projetada neste trabalho (questão de recursos). Variações de velocidade não são relevantes para a qualidade das imagens obtidas com a câmera embarcada, segundo o grupo de eletrônica, responsável pelo assunto.

Os valores máximos encontrados para os ângulos de ataque e de derrapagem também podem ser encontrados na tabela 4. Observam-se variações muito pequenas na condição de velocidade de cruzeiro (33,3 m/s) e variações um pouco maiores, porém, na faixa linear de comportamento da aeronave, para a condição de vôo com velocidade mais baixa (19 m/s). Estas pequenas variações são consequência do controle realizado pelo auto-piloto, como discutido anteriormente, e permitem concluir que os limites de operação da aeronave não serão excedidos, mesmo em uma atmosfera turbulenta.

Uma das preocupações da equipe de projeto é com as deflexões das superfícies de controle primárias: aileron, leme e profundor. Os ângulos de deflexão não podem ser muito altos, porque pode ocorrer o *stall* da superfície sustentadora e a mesma pode perder efetividade, principalmente quando a aeronave esta submetida a um escoamento com baixo número de Reynolds, como é o caso em estudo. Por outro lado, se os referidos ângulos forem muito pequenos, a aeronave fica muito sensível e fica difícil realizar a pilotagem com atuadores convencionais. Como pode ser visto na tabela 4, o leme e o aileron estão trabalhando em uma faixa de variação razoável, porém, o profundor parece estar muito grande e seria interessante estudar a redução desta superfície de controle, tendo em vista a redução da sensibilidade da aeronave com relação a variações na deflexão do profundor. Este pequeno problema não impede que a fase de projeto conceitual seja finalizada com a configuração A-3, porque a alteração da área de qualquer uma das superfícies de controle não tem impacto significativo sobre o peso da aeronave e, portanto, não há necessidade de se fazer re-dimensionamento da mesma. Na fase de projeto preliminar será feito um refinamento das dimensões das superfícies de controle.

Ao contrário do vôo com controles fixados, durante o vôo autônomo a aeronave é submetida a acelerações com intensidade muito baixa (vide tabela 4), mostrando a efetividade do auto-piloto em fazer correções de atitude e de tração, que evitam o aparecimento de forças que tendem a arrastar a aeronave para fora da trajetória pré-estabelecida.

6. Considerações finais

Este trabalho é dividido basicamente em duas partes. Na primeira foi feita uma descrição sucinta da metodologia utilizada para a execução do projeto conceitual de um veículo aéreo não tripulado (VANT). Trata-se de uma adaptação da metodologia aplicada para aeronaves tripuladas, pois o VANT considerado neste trabalho possui características peculiares: (i) vôo em velocidade relativamente baixa (baixo Reynolds), (ii) feito com materiais não convencionais, (iii) peso baixo e, portanto, muito suscetível a rajadas atmosféricas e (iv) deve voar próximo a linha de transmissão. Uma característica muito importante da metodologia proposta é que o projeto da plataforma aérea é feito em função das características do auto-piloto embarcado. Este aspecto teve influência direta na determinação da potência do motor e nas dimensões da empenagem horizontal, pois a situação crítica para estes dois elementos da aeronave (verificado através de simulação numérica) ocorreu durante o vôo da aeronave em uma atmosfera turbulenta.

Na segunda parte é apresentada a evolução da plataforma aérea com o decorrer dos ciclos do procedimento iterativo que caracteriza o projeto conceitual de uma aeronave. Nesta parte são apresentadas justificativas das decisões tomadas pela equipe de projeto e algumas mudanças de filosofia de projeto, ocorridas em função da experiência obtida durante os ciclos do projeto conceitual. Por exemplo, foi verificado que a potência do motor, especificada no primeiro ciclo com base nos requisitos de velocidade máxima de cruzeiro, deveria ser incrementada para satisfazer o requisito de rastreamento da linha de transmissão. Devido ao pequeno peso da aeronave (cerca de 20 kgf) uma rajada de vento tem a tendência de arrastar a aeronave para longe da trajetória pré-determinada (ao longo da linha de transmissão). Para evitar tal problema, o piloto automático, embarcado na aeronave, atua nas superfícies de controle para modificar a atitude da mesma e aumenta a rotação do motor (aumento de potência) para compensar o incremento de velocidade, devido a rajada.

A discussão relatada na seção 5 permite concluir que a configuração A-3 possui um projeto harmonioso, satisfaz os requisitos de desempenho necessários para o cumprimento da missão e possui boas características dinâmicas para as fases de vôo controladas por piloto humano ou pelo auto-piloto, que será adquirido neste projeto.

Na próxima fase (projeto preliminar): (i) serão utilizados modelos mais elaborados (que forneçam resultados mais próximos da realidade) para a determinação das características da aeronave, (ii) serão realizados ensaios para validar e/ou aprimorar estes modelos, (iii) serão feitos ajustes para aprimorar o projeto apresentado na configuração A-3, (iv) maiores detalhes deverão ser levados em consideração, tais como a maneira de fixação dos equipamentos eletrônicos no interior da fuselagem da aeronave entre outros.

Obviamente, existem incertezas nos métodos de cálculo e simulação e o comportamento real da aeronave é determinado na fase de ensaio em vôo, a qual serve para alterar o projeto e melhorar o produto que esta sendo desenvolvido. Além disto, a questão da confiabilidade do novo produto é essencial para que os organismos governamentais possam permitir que aeronaves deste tipo sejam utilizadas. Para tanto, durante a fase de ensaios em vôo serão feitos testes de um sistema de recuperação, constituído por um para-queda e seu dispositivo automático de acionamento.

7. Agradecimentos

A Financiadora de Estudos e Projetos (FINEP) pelo apoio financeiro (protocolo 243/2004) e ao Centro de Estudos de Sistemas Avançados do Recife (CESAR), pela parceria no desenvolvimento do veículo aéreo não tripulado considerado neste trabalho.

8. Referencias bibliográficas

- Girardi, R.M. e Rizzi, P., (2005a), “Análise do tipo da aeronave mais adaptada para a inspeção de linhas de transmissão”, Relatório de Trabalho, CESAR/ITA, 27 de junho.
- Girardi, R.M. e Rizzi, P., (2005b), “Seleção da alternativa mais promissora para prova de conceito, através da construção e testes em vôo”, Relatório de Trabalho, CESAR/ITA, 27 de junho.
- Girardi, R.M.; Rizzi, P.; Bussanra, F., Lacava, P. & Cavalieri, A.V.G., (2005c), “Projeto conceitual da aeronave, utilizando métodos de cálculo que fornecem boas estimativas, em tempo reduzido, dos parâmetros que definem a aeronave”, Relatório de Trabalho, CESAR/ITA, 20 de Dezembro.
- Girardi, R.M. e Rizzi, P., (2006), “Desenvolvimento de Metodologia para Projeto Conceitual de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT), Usado para Inspeção de Linhas de Transmissão de Energia Elétrica”, Anais do Congresso Nacional de Engenharia Mecânica (CONEM), Recife, Pe.
- Lopes, R.R. e Amaral, R.F., (2004), “Projeto Conceitual de Aeronave Não-Tripulada para Vigilância de Reservas Florestais”. Trabalho de Graduação. Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA).
- Raymer, D.P., (1999), “Aircraft design: a conceptual approach”, AIAA Education Series, AIAA, Washington DC.
- Roskam, J., (2000-2003), “Airplane design”, parts I-VIII, Dar Corporation, Lawrence, Kansas, USA.

9. Direitos autorais

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

CONCEPTUAL DESIGN OF AN UNMANNED AIRCRAFT VEHICLE, USED TO EXAMINE ELECTRICAL ENERGY TRANSMISSION LINES

Roberto da Mota Girardi

Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Praça Mal. Eduardo Gomes, 50, São José dos Campos, SP
girardi@ita.br

Paulo Rizzi

Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Praça Mal. Eduardo Gomes, 50, São José dos Campos, SP
rizzi@ita.br

Abstract. The unmanned aircraft vehicle (UAV) considered in this work has the specific mission of examining elements of an electric energy transmission line. The present work has two objectives: (i) to describe the developed methodology for the conceptual design of an aircraft, responsible to accomplish the above specified mission and (ii) to present the results obtained during the iterative procedure of a conceptual design (aircraft evolution). Such aircraft has some particular characteristics: (i) a relatively small velocity, (ii) different material and manufacturing techniques are used and (iii) the weight is very low and, therefore, the aircraft will be very sensitive to atmospheric gusts. Such characteristic increases the difficulty to accomplish the mission, that is, performing a pre-defined path along a transmission line and its elements imaging.

Key-words: Unmanned Air Vehicle, Design Methodology, Transmission lines examination