

Instituto Superior Técnico

2023/2024

Ensaios em Voo

Expansão da envolvente de voo

Grupo 2:

Leonor Alves - 102845

Paulo Campos - 103042

Lourenço Gouveia Faria - 103354

Professor Agostinho Rui Alves da Fonseca

maio de 2024

Conteúdo

| | | |
|----------|--|-----------|
| 1 | Introdução | 1 |
| 2 | Envolvente de voo | 1 |
| 2.1 | Definição | 1 |
| 2.2 | Objetivo e testes | 1 |
| 2.3 | Ensaio no Solo vs. em Voo | 1 |
| 2.4 | Certificação de Aeronavegabilidade | 2 |
| 2.5 | Envoltórios de Voo para aeronaves militares | 2 |
| 2.6 | Limites | 2 |
| 2.6.1 | Altitude | 2 |
| 2.6.2 | Peso e Carga | 2 |
| 2.6.3 | Velocidade do Ar | 3 |
| 2.7 | Design Load | 4 |
| 2.7.1 | Diagramas n-V - <i>Maneuvering Diagram</i> | 4 |
| 2.7.2 | Rajadas | 5 |
| 2.7.3 | Produtos dos testes | 5 |
| 3 | Expansão da envolvente de voo | 6 |
| 3.1 | Objetivo | 6 |
| 3.2 | Exemplos de testes | 6 |
| 3.3 | Considerações para a realização de testes | 7 |
| 3.4 | Procedimentos para teste | 7 |
| 3.4.1 | Ensaio de subida | 7 |
| 3.4.2 | Ensaio de ângulo de subida | 7 |
| 3.4.3 | Manobras de voo lento | 7 |
| 3.4.4 | Ensaio de planagem | 8 |
| 3.4.5 | Ensaio de perda | 8 |
| 3.4.6 | Verificações de arrefecimento de motor | 8 |
| 3.4.7 | Investigação de estabilidade | 8 |
| 3.4.8 | Avaliação das hélices | 9 |
| 3.4.9 | Ensaio de voo estruturais | 9 |
| 3.4.10 | Ensaio de aeroelasticidade | 9 |
| 3.4.11 | Testes de spin | 9 |
| 3.4.12 | Voo invertido e acrobacias | 9 |
| 3.4.13 | Considerações finais | 9 |
| 4 | Casos específicos | 11 |
| 4.1 | Helicópteros | 11 |
| 4.1.1 | Testes e objetivos | 11 |
| 4.1.2 | Teste dos instrumentos | 11 |
| 4.1.3 | Especificações da envolvente de voo dos helicópteros | 11 |
| 4.2 | Piloto automático | 12 |
| 4.3 | XB-1 | 12 |
| 4.3.1 | Fase de ensaio no solo e primeiro voo | 13 |
| 4.3.2 | Fase de expansão da envolvente de voo | 13 |
| 4.3.3 | Conclusão da análise do XB-1 | 14 |
| 5 | Conclusão | 14 |
| | Referências | 15 |

1 Introdução

No âmbito da unidade curricular de Ensaios em Voo desenvolveu-se um trabalho de síntese sobre a expansão da envolvente de voo. Após a produção de uma aeronave é expectável que sejam impostas condições mínimas e máximas de voo. Assim, de forma a garantir segurança na utilização de uma aeronave, é necessário desenvolver uma envolvente de voo na qual se impõem estes limites operacionais ao seu funcionamento.

Para ser possível realizar os testes em voo é fundamental executar numa primeira fase ensaios em solo para verificar características da aeronave que irão definir as primeiras condições da sua envolvente de voo. A partir daqui a aeronave é submetida a mais ensaios em voo nos quais são testados os limites da sua envolvente, ou seja, dá-se a expansão da envolvente de voo. Por fim, estes limites são avaliados por autoridades reguladoras que poderão ou não aprovar o funcionamento da aeronave dentro dos limites impostos.

Assim, ao longo deste trabalho iremos abordar o tema da envolvente de voo e da sua expansão, reforçando a sua importância no desenvolvimento de uma aeronave. Vamos ainda aplicar estes conhecimentos a casos mais particulares, como os helicópteros e a aeronave XB-1.

2 Envolvente de voo

2.1 Definição

A envolvente de voo define-se como os limites dentro dos quais uma aeronave opera em segurança e com eficácia. Estes limites estão determinados por vários fatores, como a carga, as condições de voo e a configuração da aeronave. Esta é condicionada por aspetos como a velocidade do ar, a altitude, o fator de carga ou os ângulos aerodinâmicos. Assim, os testes de voo para novas aeronaves visam não só estabelecer a envolvente de voo de forma segura, mas também garantir que o veículo cumpre eficazmente o seu propósito.

2.2 Objetivo e testes

Os testes de voo de aeronaves envolvem duas fases principais: desenvolvimento e certificação. Normalmente, os fabricantes estruturam e conduzem o programa de testes, com a certificação sendo fornecida por agências governamentais e/ou militares. O desenvolvimento tem como objetivo dar resposta aos requisitos estabelecidos pela entidade que solicita os testes, já a certificação confirma o cumprimento dos mesmos.

Os testes são uma fase crucial do desenvolvimento das aeronaves, guiando-se por extensas revisões de design e testes (no solo e em voo). Na realidade, estes testes avaliam diversos aspetos multidisciplinares, como estrutura e fuselagem, aerodinâmica, estabilidade, controlo e propulsão. Sendo a segurança o ponto fundamental, há um grande foco na redução dos riscos durante todo o processo (cf. secção 3.2).

Antes de se iniciarem os ensaios em voo, os engenheiros devem garantir que não só compreendem os objetivos e as necessidades do design, como os resultados dos testes no solo para antecipar as possíveis limitações e falhas da aeronave. Todo este processo requer uma preparação e planeamento meticuloso de todos os testes. Garantir uma comunicação contínua entre as equipas é, deste modo, vital para adaptar os objetivos e garantir a segurança ao longo de todo o processo. Além disto, o uso de instrumentação adequada é essencial para facilitar a comparação válida de dados entre os testes em solo e em voo.

O objetivo dos testes é garantir uma envolvente de voo que permita aos pilotos manobrar a aeronave em questão com segurança. Independentemente dos testes escolhidos, para averiguar os limites de funcionamento da aeronave, é fundamental ter sempre em consideração a segurança de toda a tripulação.

2.3 Ensaios no Solo vs. em Voo

O processo inicia-se geralmente com testes no solo que se concentram inicialmente em disciplinas individuais e, só posteriormente, testes multidisciplinares, seguidos de revisões iterativas de design e resultados. Somente após estas etapas, é que os testes iniciais de voo se iniciam com uma envolvente

de voo limitada e de baixo risco. Os voos subsequentes visam, assim, expandir gradualmente esta envolvente, testando o desempenho da aeronave em diversas condições, como, por exemplo, diferentes modos de operação do motor, velocidades do ar, altitudes e fatores de carga, ou ainda falhas simuladas nos sistemas. De notar que, de um modo geral, quão maior a expansão que se pretenda fazer à envolvente de voo, maiores os riscos.

Seja testando um modelo de aeronave completamente novo ou modificações a um já existente, é importante que a abordagem para estabelecer a envolvente de voo permaneça consistente e coerente ao longo de todos os processos, de modo a poder validar os resultados.

2.4 Certificação de Aeronavegabilidade

Como referido anteriormente, caso a aeronave cumpra os requisitos para uma envolvente de voo segura é-lhe atribuída uma certificação. Esta serve como uma declaração da autoridade de que a versão padrão padronizada da aeronave cumpre os requisitos de aeronavegabilidade - assim para aeronaves individuais, estas podem receber o certificado de aeronavegabilidade, considerando/avaliando apenas quaisquer desvios do padrão. As aeronaves civis recebem certificados da autoridade de aeronavegabilidade do país de registo, enquanto as aeronaves militares devem ser aprovadas por uma agência designada pelas forças armadas para o efeito.

2.5 Envolventes de Voo para aeronaves militares

De notar ainda que, apesar da envolvente de voo definir a faixa de velocidades, altitudes, fatores de carga e os limites operacionais de todas as aeronaves, para aeronaves militares são ainda delineadas envolventes de voo específicas: *Operational Flight Envelope* (Envolvente de Voo Operacional), esta garante que a aeronave é capaz de cumprir todos os requisitos da missão operacional, sendo portanto influenciada por detalhes específicos da missão e configurações externas, como sistemas de armamento; *Service Flight Envelope* (Envolvente de Voo de Serviço), esta deve respeitar a envolvente operacional, e é baseada nos limites da aeronave, como as capacidades estruturais e os limites de desempenho; finalmente, *Permissible Flight Envelope* (Envolvente de Voo Permissível), é condição necessária para que a aeronave possa retornar em segurança à envolvente de voo de serviço em qualquer ponto, embora algumas das qualidades de manuseamento do voo possam estar degradadas, dentro de certos limites.

2.6 Limites

De forma a cumprir os requisitos envolvente de voo é necessário respeitar alguns limites e condições.

2.6.1 Altitude

Os limites de altitude são cruciais para as operações das aeronaves, estas garantem a segurança e a performance para os parâmetros definidos. As aeronaves normalmente podem operar até à sua altitude máxima de operação, determinada por fatores como limites de desempenho (combinação motor/aeronave) e limitações relativas ao diferencial de pressão. De facto, aeronaves pressurizadas devem respeitar os diferenciais máximos de pressão especificados de forma a manter a integridade da fuselagem. A segurança da tripulação das aeronaves militares é a principal prioridade, especialmente em altitudes mais elevadas. Assim torna-se essencial tomar algumas medidas, como a pressurização e, acima de 13.7 km, sendo exigido que todos os membros da tripulação usem fatos especiais de pressão que mitiguem os danos no caso de falhas nos sistemas de pressurização.

Algumas configurações podem ainda ter altitudes máximas diferentes para cada configuração quando comparadas com a configuração limpa ¹.

2.6.2 Peso e Carga

O peso da aeronave deve estar dentro de limites bem definidos. A tabela abaixo apresenta alguns destes limites.

¹Corresponde à configuração onde todas as superfícies de controlo estão posicionadas de modo a minimizar *odrag* (retração dos flaps, retração do trem de aterragem, etc). [4]

Tabela 1: Alguns limites relativos ao peso de aeronaves [2]

| Sigla | Nomenclatura | Definição |
|-------|--------------------------|--|
| MZFW | Maximum Zero-Fuel Weight | Peso máximo da aeronave, acima do qual o peso da aeronave só pode ser aumentado com combustível (ou carga útil) nas asas ou, em alguns casos, com armazenamento sob as asas. |
| MRW | Maximum Ramp Weight | Peso Máximo no qual a aeronave pode operar no solo. |
| MTOW | Maximum Take-Off Weight | Peso Máximo no qual o voo é permitido. |
| — | Minimum Weight | Peso Bruto Mínimo no qual o voo é permitido. |
| MLW | Maximum Landing Weight | Peso Máximo no qual a aeronave tem permissão ² para aterrar em condições normais. |

Além dos limites de peso, é igualmente importante ter em atenção as restrições relativas à sua distribuição. Estas incluem limitações como a distribuição de carga dentro da fuselagem; o método para esvaziar os tanques de combustível; e os pesos máximos do armazenamento externo, considerando os possíveis momentos de rolamento causados pela distribuição assimétrica de combustível e/ou carga. Assim, torna-se fundamental garantir que o centro de gravidade da aeronave permanece dentro dos limites estipulados, uma vez que este também definirá limitações ao nível do ângulo de ataque, bem como restrições à distribuição da carga (por exemplo, carga máxima assimétrica) com base nas condições de voo.

2.6.3 Velocidade do Ar

As tabelas abaixo mostram algumas velocidades limites importantes das configurações limpa e suja (com V correspondente à velocidade do ar equivalente ou calibrada e M ao número de *Mach*). Algumas delas estão relacionadas com as capacidades estruturais sendo denominadas velocidades de design e são utilizadas, por exemplo, no cálculo de cargas estruturais ou de requisitos para o controlo de voo.

Tabela 2: Velocidades do ar limites para configuração limpa [2]

| Velocidade do ar | Definição |
|----------------------------------|--|
| V_S (Stall Speed) | Velocidade mínima para voo horizontal estável |
| V_A (Design Maneuvering speed) | Velocidade máxima, para a qual o deslocamento máximo do leme de profundidade é permitido |
| V_B | Velocidade de design para máxima intensidade de rajadas permitida pela aeronave |
| V_C/M_C | Velocidade de design de cruzeiro |
| V_D/M_D | Velocidade de design de mergulho |
| V_H | Velocidade de <i>Stall</i> em voo invertido |
| V_{RA} (Rough-Air Speed) | Velocidade para turbulência intensa |
| V_{MO}/M_{MO} | Velocidade de operação máxima permitida |

²A aterragem com um peso maior pode ser permitida em condições de emergência ou para testes de voo.

Tabela 3: Velocidades do ar limites para configuração suja [2]

| Velocidade do ar | Definição |
|---|---|
| V_{MC} (Minimum Control Speed) | Velocidade mínima para a qual a operação controlada da aeronave é possível com o motor inoperativo. Variações incluem: V_{MCG} (velocidade mínima de operação próximo do solo na configuração de decolagem), V_{MCA} (velocidade mínima de operação no ar na configuração de decolagem), e V_{MCL} (velocidade mínima de operação no ar na configuração de aterragem). |
| VF (Design Wing-Flap Speed) | Velocidade de design dependente na disposição dos flaps |
| V_{FE} (Flap Extended Speed) | Velocidade máxima de voo com uma disposição específica dos flaps |
| V_{LO} (Landing Gear Operating Speed) | Velocidade operacional do trem de aterragem |
| V_{LE} (Landing Gear Extended Speed) | Velocidade do trem de aterragem estendido |
| V_{DD} (Design Drag Device Speed) | Velocidade de design para um dispositivo de controlo de <i>drag</i> |

Nos testes em voo, é comum estabelecer uma velocidade crítica (velocidade mínima de controlo). Partindo da velocidade crítica, a velocidade simulada de falha do motor é gradualmente reduzida ao longo dos testes, até que os valores pretendidos sejam obtidos. Executar estes testes com precisão pode ser particularmente complicado, principalmente para aeronaves com elevados níveis de aceleração.

2.7 Design Load

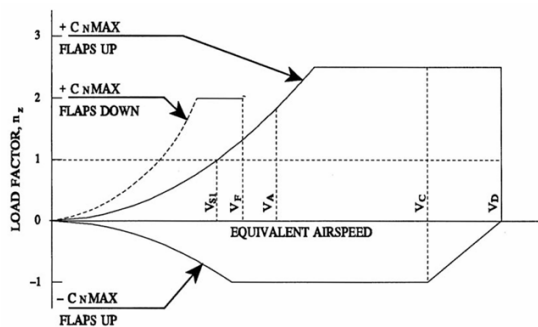
Durante a fase inicial de design, é crucial definir as condições de carga da envolvente de voo. O termo "design load" refere-se às tensões e forças que a aeronave sofre durante o voo normal. Estas cargas englobam fatores como forças aerodinâmicas, peso estrutural e requisitos operacionais. Ao definir cuidadosamente estas condições, os engenheiros garantem que a aeronave atende aos requisitos quer de segurança, quer operacionais.

Assim, é possível definir o fator de carga, n ou n_z , como o quociente entre as forças normais externas que atuam na aeronave e o seu peso. Matematicamente, é expresso como $N = L/W$, onde L representa as forças normais externas e W o peso da aeronave. A estrutura da aeronave é, assim, projetada para suportar cargas limite correspondentes aos fatores de carga apresentados nos diagramas n-V e às condições especificadas nos requisitos de aeronavegabilidade.

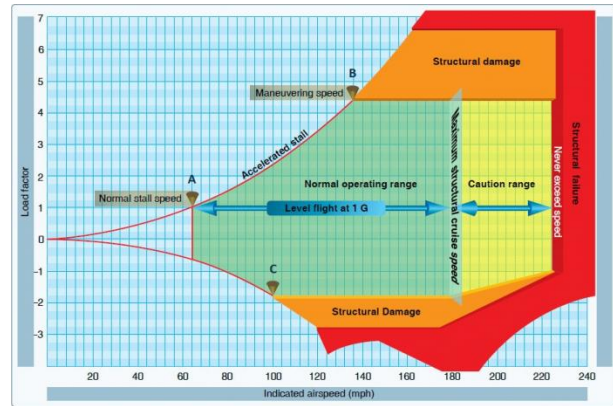
2.7.1 Diagramas n-V - *Maneuvering Diagram*

O diagrama 1(a) apresenta as características usuais da envolvente de voo para aeronaves civis para uma altitude e peso específicos.

O diagrama n-V para cada tipo de aeronave está dimensionado para o seu peso e altitude e permite determinar as curvas C_{Nmax} , bem como as velocidades de design V_A e V_H . Além disso, um diagrama n-V é abaixo apresentado, destacando os recursos mais significativos da envolvente de voo. Estes diagramas são essenciais para resumir, condensar todas as informações e caracterizar a envolvente de voo da aeronave. Estes oferecem uma representação visual das condições em que o voo é seguro. Assim, apesar de haver um fator de segurança associado, é importante não ultrapassar estes limites já que pode resultar em danos estruturais.



((a)) Envelope de voo de um avião civil usual [2]



((b)) Diagrama n - V , com as características mais importantes da envelope de voo[6]

2.7.2 Rajadas

Nomeadamente em aeronaves de transporte, as rajadas exercem tensões significativas em partes críticas da estrutura. No entanto, medir as tensões causadas por estas rajadas é, geralmente, excluído tanto do programa de testes de voo quanto do processo de certificação. Esta exclusão decorre da dificuldade em validar os métodos de cálculo e os valores da intensidade das rajadas, usando medições em voo. Determinar o sinal de entrada das rajadas é extremamente complexo, havendo discrepâncias significativas entre as rajadas reais e as rajadas idealizadas.

2.7.3 Produtos dos testes

O processo de testes conclui-se com um relatório que define a envelope de voo da aeronave. O feedback é fornecido às organizações de pesquisa de forma a refinar os processos. Os testes em voo são essenciais para a certificação: não só o seu sucesso valida a conformidade com os requisitos, como permite identificar deficiências que exijam modificações ou ajustes nos requisitos. Além disso, a identificação precoce das mudanças necessárias é crucial para minimizar custos e atrasos.

3 Expansão da envolvente de voo

3.1 Objetivo

Após a testagem de uma aeronave em condições usuais, também é de grande utilidade levá-la aos limites do seu funcionamento. A isto se dá o nome de **Expansão da envolvente de voo** [1]. Nestes ensaios pretende-se descobrir qual a reação da aeronave em condições extremas, e se se poderá garantir que os pilotos mantenham a aeronave a voar em condições de segurança.

3.2 Exemplos de testes

Para a expansão da envolvente de voo, os possíveis testes iniciais podem não divergir muito dos já mencionados. Poderá começar-se por apenas realizá-los em condições mais extremas. Alguns exemplos essenciais são listados:

- Ensaios de razão de subida
- Ensaios de altitude de operacionalidade
- Ensaios de perda de sustentação
- Ensaios de planagem
- Ensaios de estabilidade
- Ensaios de aterragem e descolagem

Outras avaliações podem ser realizadas em qualquer momento do período de testagem:

- Calibração da velocidade do ar
- Arrefecimento dos motores
- Consumo de combustível
- Avaliação das hélices
- Cargas no centro de massa
- Verificações de performance

Outros ensaios mais perigosos podem vir a ser efetuados, embora devam ser dados menos importância comparativamente aos anteriores:

- Testes estruturais de voo
- Testes de aeroelasticidade das asas da aeronave
- Testes de spin
- Voo invertido
- Acrobacias

Cada manobra diferenciada irá revelar mais acerca da aeronave, dando mais informação sobre o comportamento da aeronave em situações mais incomuns que possam vir a ser enfrentadas pelos pilotos. É também de alguma importância que qualquer teste realizado seja repetido pelo menos mais do que uma vez. Assim evita-se qualquer potencial anomalia na recolha de dados.

3.3 Considerações para a realização de testes

Para efetuar testes de forma mais eficiente e segura, deverá planejar-se com devida antecedência cada etapa a ser seguida no dia do teste. Um exemplo para economizar o tempo de voo seria ter em consideração perdas e ganhos de altitude, e que testes necessitam de uma margem maior para garantir a segurança da tripulação.

No mesmo voo, poderão ser realizados mais do que um teste, e de tipos diferentes. De modo a evitar repetições desnecessárias, guardar os dados do voo de teste dos instrumentos de navegação tanto digitalmente como manualmente pode vir a ser crucial. Assim, certifica-se que não há anomalias na escrita da informação em memória digital nas fases cruciais dos ensaios em questão. Ademais, é preferível a realização de poucos testes e com atenção e tempo adequados a múltiplos testes efetuados com rapidez e desleixo.

Outro aspeto importante são as condições atmosféricas. Testes sob condições de vento extremas geram dados imprecisos e, conseqüentemente, conclusões que poderão não ser fiáveis.

Antes do início de cada voo é crucial não esquecer de resolver problemas que tenham surgido em voos prévios, certificando a continuidade da segurança dos voos de teste. Alguns imprevistos incluem falhas do funcionamento do motor, ruídos e vibrações inexplicáveis, sinais de instabilidade longitudinal, dificuldade em manter o controlo da aeronave, ou ainda problemas relacionados com a calibração TRIM.

Após a conclusão de um ensaio de testes, rever os dados recolhidos, o que ocorreu como esperado e o que foi observado como fora das previsões para o teste. É de extrema importância estudar todo este tipo de informação e refletir sobre todos os acontecimentos ocorridos em ambiente de voo.

3.4 Procedimentos para teste

Nesta secção serão apresentados com uma breve descrição alguns procedimentos de testes que foram apresentados neste capítulo sobre a expansão da envolvente de voo.

3.4.1 Ensaios de subida

Para ensaios de subida, é recomendado colocar o motor em potência máxima e verificar a razão de subida para diferentes velocidades. Deve-se iniciar a manobra a uma altitude relativamente baixa. Assim poderá notar-se que a razão de subida é influenciada pela altitude atual da aeronave, diminuindo com a mesma. Isto é uma consequência da variação das propriedades do ar local, principalmente no que toca à sua temperatura e densidade.

Algo que também poderá ser testado são curvas em subida. Com a altitude, a reação da aeronave varia. Nestes casos é importante procurar por algum tipo de dificuldade no controlo do veículo.

3.4.2 Ensaios de ângulo de subida

Para determinar o melhor ângulo de subida do ponto de vista espacial, deve-se colocar o motor da aeronave em potência máxima durante a subida. A cada intervalo fixo de subida, registar o descolamento horizontal da aeronave e repetir este processo para diferentes velocidades de voo. Com base nestes dados recolhidos é possível observar as diferentes distâncias percorridas ao longo do plano da Terra para uma mesma mudança de altitude e concluir qual o melhor ângulo de subida em termos de altitude atingida em função da distância percorrida.

É importante ter em conta que os resultados variam consoante as condições climatéricas em que o ensaio foi efetuado. Para testes mais aprofundados é útil realizar os mesmos procedimentos para pesos totais e distribuições diferentes.

3.4.3 Manobras de voo lento

Para se ter uma melhor noção do quão controlável a aeronave pode ser em voo lento, é necessário colocá-la nestas condições de voo. Para isso, é importante testar valores de calibração TRIM diferentes, já que a atitude da aeronave varia consideravelmente nestas condições de voo extremas. Poderá ter-se como objetivo manter a altitude da aeronave para diferentes configurações de consumo energético ou uma volta coordenada.

Nestes testes há uma probabilidade muito alta da aeronave entrar em perda, pelo que uma altitude mínima de segurança deve ser mantida. Poderá ainda ter-se em consideração flaps ativos e trem de aterragem aberto.

3.4.4 Ensaios de planagem

No caso de falha de motor, é importante para os pilotos saber qual a distância máxima percorrível pela aeronave sem qualquer tipo de propulsão. Por outras palavras, isto é o mesmo que encontrar o ângulo mínimo de descida de modo a otimizar a distância percorrida.

Geralmente estes testes são feitos de forma intercalada com ensaios de subida. De forma a evitar acidentes, dever-se-á garantir que não hajam obstáculos por baixo do avião ou qualquer outro veículo aéreo que possa vir a cruzar-se com a trajetória da aeronave.

O essencial nestes ensaios, para além da maximização da distância percorrida pela aeronave, é a facilidade de manobrabilidade enquanto se tenta chegar o mais longe possível. Logo, é útil verificar como varia a variação de altitude com a velocidade e curvas. Voltas coordenadas são, à partida, o melhor tipo de manobra no que toca a manter o momento da aeronave.

Este tipo de manobras são cruciais para garantir que aterragens, tanto normais como de emergência, possam ser efetuadas com segurança.

3.4.5 Ensaios de perda

A primeira coisa a ter em conta é que, em caso de perda de sustentação, os valores registados pelo medidor de velocidade do ar não são os mais fiáveis. De um modo geral, o valor registado em momento de perda é inferior à verdadeira velocidade a que a aeronave se encontra.

Para garantir a segurança da tripulação, é recomendado que estas manobras não sejam realizadas a altitudes baixas e que se aproxime da situação de perda lentamente. A tendência usual é que o veículo comece a ganhar ângulo de rolamento. Para levar a aeronave ao seu verdadeiro limite, dever-se-á combater este comportamento com o uso do leme de estabilização e não diretamente com os ailerons. Em último caso, baixar o nariz da aeronave fará com que a aeronave volte a ganhar velocidade e estabilidade ao custo da perda de uma altitude considerável.

3.4.6 Verificações de arrefecimento de motor

A temperatura dos motores deve ser monitorizada durante todo e qualquer voo. No contexto da expansão da envolvente de voo, é útil observar que efeitos poderão ocorrer no motor devido a uma manipulação agressiva de controlo de mistura, mudanças na configuração energética da aeronave e velocidade da aeronave.

É esperado que em subidas prolongadas e em voos planados façam com que a temperatura dos motores atinjam valores numa gama de valores pouco usuais e que podem pôr o seu funcionamento em risco. As condições atmosféricas são também vitais para que os motores operem de forma segura. Climas muito frios ou muito quentes obrigam a que algumas medidas sejam tomadas para que o motor opere dentro de valores recomendados pelo fabricante.

3.4.7 Investigação de estabilidade

A investigação de estabilidade permite certificar que a aeronave poderá ser controlada através de um meio não humano, isto é, pilotos automáticos. Este ensaio deverá ser feito apenas quando a segurança de operabilidade da aeronave tiver sido assegurada para voos de controlo manual através dos testes mencionados anteriormente.

O principal objetivo é ver o quão rápido a aeronave consegue mitigar perturbações induzidas através do manche ou outros sistemas de controlo do veículo. Se uma perturbação no voo da aeronave causar algum tipo de oscilação na sua atitude, deverá desaparecer dentro de um intervalo de tempo relativamente pequeno. Caso contrário, a aeronave poderá ser naturalmente instável. Poderá também ser um problema relacionado com a distribuição de peso na aeronave. Se as oscilações aumentarem independentemente do que se tente fazer para solucionar o problema, então estaremos, muito provavelmente, perante uma falha séria de design do veículo. A calibração do sistema TRIM da aeronave poderá também ser fonte de potenciais imperfeições no voo.

3.4.8 Avaliação das hélices

Para garantir o funcionamento normal do motor e das suas hélices, dever-se-á verificar que se está a obter a propulsão desejada para uma determinada velocidade de rotação das hélices de acordo com os dados fornecidos pelo fabricante.

Em voo, as hélices deverão ser postas sobre um esforço alto e garantir que o motor não ultrapasse condições de funcionamento de perigo. O mesmo deve ser verificado na descolagem para a potência máxima, verificando se a velocidade de rotação das hélices não atinge o valor máximo de segurança indicado pelo fabricante.

3.4.9 Ensaios de voo estruturais

Em testes de carga estrutural, não se deve fazer com que a aeronave esteja sobre cargas superiores àquelas a que foi desenhada para sustentar.

Para ensaios a velocidades elevadas, o centro de massa deve localizar-se na parte posterior da aeronave. Ademais, um acelerómetro é crucial para recolha de dados.

No fundo, estes ensaios consistem na realização de manobras de descida e subida repentinas de modo a que a aeronave esteja sob influência de forças G's elevadas. Dever-se-á ir aumentando a velocidade da aeronave à medida que se efetuam estas manobras repetidamente. É importante observar o estado da estrutura da aeronave após cada manobra e verificar se há sinais de enrugamento, deformações ou cabos soltos.

3.4.10 Ensaios de aeroelasticidade

Para ensaios de aeroelasticidade, é necessário que a aeronave se encontre a velocidades altas. Estes testes são dos mais perigosos dado que, em caso de quebra de uma das asas, a aeronave pode perder o controlo total. De qualquer modo, são testes essenciais para a aprovação do uso de qualquer aeronave.

Para assegurar a segurança dos pilotos, devem ir preparados com paraquedas em caso de situação de emergência. Se a asa começar a desenvolver um comportamento oscilatório descontrolado, também conhecido como *fluttering*, é usual que a sua intensidade aumente muito rapidamente e que uma desintegração estrutural ocorra sem a possibilidade de evitamento.

De modo a assegurar uma melhor recolha de dados, a velocidade da aeronave deverá ser incrementada gradualmente. É importante ter em conta que se a asa da aeronave entrar num comportamento oscilatório, é esperado que a velocidade do avião seja reduzida naturalmente.

3.4.11 Testes de spin

Para aeronaves de uso comercial, estes testes são geralmente desnecessários. Em caso de realização de um ensaio, o uso do paraquedas é essencial como no teste mencionado anteriormente para certificar a segurança da tripulação.

De um modo geral, uma aeronave com um centro de massa bem posicionado irá recuperar de uma manobra de spin relativamente rápido. Quanto maior o número de spins realizados, maior a dificuldade da aeronave voltar a entrar num voo normalizado.

3.4.12 Voo invertido e acrobacias

Os ensaios de voo invertido devem ser praticados apenas se os tanques de combustível da aeronave forem desenhados para suportá-lo e se a estrutura da aeronave foi minimamente pensada para estar sob condições do género.

Se qualquer tipo de acrobacia for realizada, será uma adição às capacidades da aeronave, com a possibilidade de alguma conclusão interessante, acerca do design do veículo, possa ser deduzida.

3.4.13 Considerações finais

Os testes mencionados ao longo desta secção são alguns dos exemplos mais comuns que podem ser encontrados a nível de testagem da manobrabilidade e estabilidade de uma aeronave no contexto de uma expansão da envolvente de voo. Qualquer piloto de teste poderá planear um voo com inúmeros

testes, como já mencionado, a seu rigor. Isto implica que o tópico da expansão da envolvente de voo é extremamente flexível em termos práticos.

O aspeto mais importante de todo e qualquer ensaio é a segurança da tripulação que efetua os testes. É através deles que a segurança do uso da aeronave é confirmada e, por isso, o seu trabalho é de extrema importância para a vida de qualquer passageiro que venha a embarcar numa aeronave.

4 Casos específicos

4.1 Helicópteros

Apesar de várias aeronaves terem de realizar alguns testes semelhantes, é expectável que cada uma seja sujeita a testes e condições de voo diferentes. Esta diferença é ainda mais notória no caso de aeronaves com asa rotativa, uma vez que é necessário ter em conta a existência de rotores e o consequente aparecimento de fatores como vibrações, ruído e condições ambientais como a interferência de partículas giratórias que podem dificultar a observação do piloto. Os helicópteros apresentam uma capacidade única de *hover* ou operações a baixas velocidades, com uma envolvente de voo própria.

4.1.1 Testes e objetivos

Como em qualquer aeronave, estes testes permitem desenvolver uma envolvente de voo que garanta segurança na execução de todas as missões de voo planeadas.

Desta forma, são realizados diversos testes no solo e em voo, nos quais se verificam condições estruturais, levantamento de cargas, interface dinâmica e testes de carga externa.

4.1.2 Teste dos instrumentos

Tal como referido anteriormente, as aeronaves de asa rotativa apresentam uma maior quantidade de vibrações. Assim sendo, é necessário que os sistemas de instrumentação destas aeronaves tenham uma melhor capacidade de operação nestas condições.

Desta forma, os parâmetros principais a considerar para os testes da expansão da envolvente de voo são a estabilidade e controlo, as cargas e os movimentos estruturais, o desempenho e outros parâmetros diversos.

Na **estabilidade e controlo** verificam-se, entre outros, os ângulos de ataque e de derrapagem, a altitude da aeronave e as posições de controlo do *cockpit*.

No caso das **cargas e movimentos estruturais** consideram-se, por exemplo, as vibrações do *cockpit*, o torque e a flexão do eixo dos rotores.

Em relação ao **desempenho**, verifica-se, entre outros, a temperatura da turbina do motor, a velocidade do rotor e o torque de transmissão.

Por fim, são avaliados ainda outros **parâmetros diversos** como por exemplo a quantidade de combustível e o *cockpit voice* [2].

4.1.3 Especificações da envolvente de voo dos helicópteros

Envolvente de voo a velocidades baixas e *hover*

Como é sabido, aeronaves de asa rotativa têm não só a capacidade de aterrar e descolar verticalmente, como também conseguem permanecer estacionariamente em *hover* e em baixas velocidades por longos períodos de tempo.

Através do balanço da potência disponibilizada pelo motor e pela exigida pelos componentes da aeronave é possível executar o *hover*. O seu teste de desempenho é feito a partir de extrapolações de diversos parâmetros obtidos fora dos seus limites da envolvente de voo.

O rotor da cauda apresenta duas funções principais: contrariar o torque provocado pelo rotor principal e fornecer o controlo direcional da aeronave ao piloto. Para baixas velocidades o torque do rotor principal é superior ao de voo de cruzeiro, sendo por isso necessário oferecer uma maior oposição ao mesmo.

É também necessário considerar a direção do vento incidente nas pás do rotor, visto que poderá exigir uma maior propulsão por parte do rotor de cauda para assegurar o controlo direcional. Isto vai provocar uma diminuição da potência disponível para o rotor principal, que é responsável pela produção de sustentação. Assim, existem helicópteros que apresentam limites de azimuth crítico que não devem ser ultrapassados.

Envolvente de voo a velocidades elevadas

Os helicópteros apresentam limites máximos de velocidade de acordo com a *stall area* da sua pá de recuo e com os efeitos de compressibilidade na pá de avanço. Com a aproximação da velocidade a estes limites é de esperar que haja elevadas variações do momento de torção da pá, resultando no aumento de vibrações. Consequentemente dá-se uma diminuição da capacidade de controlo e um aumento da potência requerida pelo motor.

Só após o reforço do controlo da aeronave ser superior ao elevado momento, ao qual as pás já estavam sujeitas, é que o piloto se apercebe do sucedido. Estes momentos são realimentados para o controlo do piloto, resultando numa força oscilatória no manche cíclico. O engenheiro de testes responsável consegue ser informado da situação através de um aumento significativo nas cargas oscilatórias do rotativo.

Para se controlar esta situação recorre-se a um gráfico no qual se estabelecem os limites entre os coeficiente de forças na pá e a taxa de avanço, como ilustrado na figura seguinte. Para um determinado helicóptero, o aumento do coeficiente de forças na pá dá-se com o aumento do peso e do fator de carga, enquanto que a taxa de avanço aumenta com a velocidade de avanço.

Desta forma, este gráfico faz uma previsão do potencial de perda na pá ponto a ponto. O diagrama deve ser atualizado à medida que os voos são realizados e os seus dados ficam disponíveis no processo e expansão da envolvente de voo.

Para se prever os efeitos de compressibilidade na pá de avanço recorre-se à comparação de gráficos semelhantes.

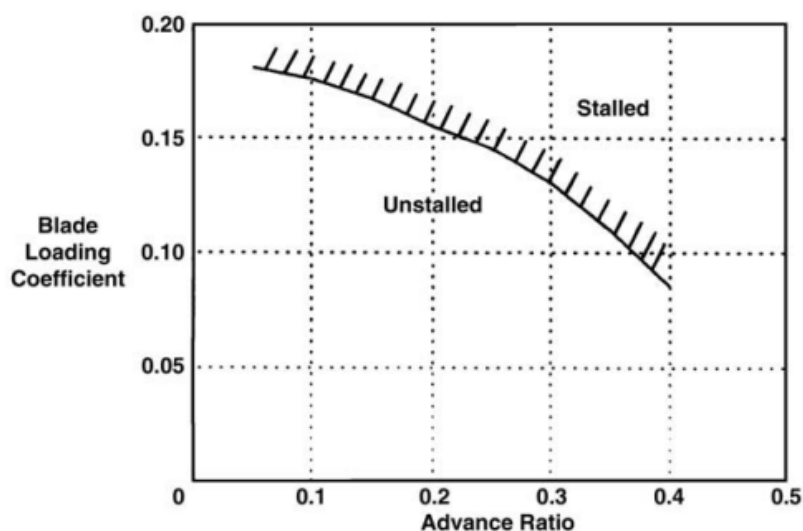


Figura 2: Limite de perda na pá do rotor

4.2 Piloto automático

A navegação em piloto automático é projetada de forma a que siga comandos que mantenham a aeronave em segurança e dentro dos limites da sua envolvente de voo. Apenas em último recurso de segurança é que as aeronaves poderão ultrapassar intencionalmente os seus limites de envolvente de voo, podendo haver o risco de se danificar a aeronave ou perder totalmente o seu controlo [6].

4.3 XB-1

XB-1 é uma aeronave que atualmente se encontra em fase de testagem cujo objetivo é realizar viagens supersónicas, ou seja, viagens comerciais a uma velocidade superior à velocidade do som. Esta aeronave apresenta uma configuração pouco usual que se espera ser capaz de alcançar velocidades de *Mach* 2.2. É necessário ter em consideração que apesar do objetivo desta aeronave ser atingir velocidades acima da velocidade do som, é necessário realizar vários ensaios antes de se pensar em atingir velocidades tão elevadas.



Figura 3: XB-1

4.3.1 Fase de ensaios no solo e primeiro voo

Após a produção da aeronave foram feitas várias testagens em solo nas quais foram avaliados aspetos cruciais, como por exemplo o sistema de propulsão que acabou por ter de sofrer alterações depois de alguns estudos. Foram também realizados vários testes em pistas de aterragem para verificar a resposta da aeronave a aterragens, descolagens e à execução de manobras no solo. Ao longo dos testes de manuseio da aeronave no solo é utilizada a escala de Cooper-Harper de forma a classificar os testes realizados de acordo com o seu grau de dificuldade.

Ainda no solo, são verificados os seguintes parâmetros:

- A aceleração da aeronave quando sujeita a uma propulsão máxima para verificar o tamanho mínimo de pista necessário para se poder dar a descolagem;
- A eficácia de travagem e o aquecimento provocado nas rodas e no travão aerodinâmico;
- A capacidade de rotação e elevação da aeronave;
- O funcionamento do paraquedas que serve como complemento de abrandamento da aeronave no caso de falha nos travões [3].

De maneira a simular o seu voo de forma mais realista foram também realizados 3 testes em túneis de vento. O primeiro mostrou que a calibração do jato se encontrava desviada cerca de 30% do valor desejado, precisando por isso de ajustes nestes valores. No segundo e no terceiro teste foi possível verificar uma boa calibração e segurança estrutural da aeronave, respetivamente. Nestes ensaios foi também avaliada a estabilidade da aeronave durante a aterragem e a descolagem.

Em março de 2024 foi realizado o primeiro voo, no qual o jato cumpriu todos os objetivos propostos, tendo atingido uma velocidade e altitude máxima de 122 m/s e 2170 m, respetivamente. Durante o voo foram também verificadas condições de estabilidade para ângulos de ataque elevados.

Desta forma, após a realização de uma primeira fase de testes bem sucedidos, a *Federal Aviation Administration* deu autorização para a realização de testes de voo supersónicos com esta aeronave [5].

4.3.2 Fase de expansão da envolvente de voo

Após o primeiro voo, a equipa pretende ir alargando a envolvente de voo ao longo dos próximos testes, nos quais planeiam avaliar todos os sistemas da aeronave e os seus limites de vibração.

Uma vez que esta expansão tem de ser feita lentamente, estão planeados entre 10 a 20 voos antes da aeronave alcançar velocidades supersónicas. No entanto, já foram estabelecidos objetivos para os testes seguintes, nos quais se pretende vir a realizar voos com *Mach* 1.1, 1.2, e 1.3.

Ao longo destes testes, pretendem também aumentar o ângulo de ataque para 16° e avaliar o ângulo de derrapagem de forma a permitir aumentar a margem numa aterragem [7].

4.3.3 Conclusão da análise do XB-1

Apesar de ainda ser necessário realizar muitos mais testes para a aprovação desta aeronave, esta mostra-se promissora e poderá vir a ser um ponto de partida para o desenvolvimento de mais aeronaves comerciais supersónicas.

5 Conclusão

Ao longo deste trabalho foram apresentados diversos aspetos acerca da envolvente de voo e da sua expansão, tendo sido exposto um exemplo real da aplicação destes métodos. É de realçar a importância destes testes na determinação dos limites de operação de uma aeronave de forma a garantir segurança na sua utilização.

Durante a expansão da envolvente de voo é necessário minimizar os riscos e por isso é preciso ter em conta os limites de segurança da aeronave para o qual foi dimensionada. Um cuidado especial também deve ser dado ao registo e análise de dados para que conclusões mais aprofundadas possam ser tiradas. De um modo semelhante, o registo de dados permite a documentação de todo e qualquer tipo de falhas de design e características da aeronave para futuros melhoramentos e garantir uma continuidade de utilização segura do veículo.

Referências

- [1] Tony Bingelis. "Stage Three: Expanding the Flight Envelope". Em: *EAA Sport Aviation* (1989).
- [2] F.N. Stoliker. *Introduction to Flight Test Engineering*. RTO/NATO, 2005.
- [3] *What is Taxi Testing?* 2022. URL: <https://boomsupersonic.com/flyby/what-is-taxi-testing>. accessed 13-05-2024.
- [4] Pilot Handbook of Aeronautical Knowledge. *PilotsCafe - Glossary: Clean Configuration*. 2024. URL: <https://www.pilotscafe.com/glossary/clean-configuration/>. accessed 13-05-2024.
- [5] *Boom Announces Successful Flight of XB-1 Demonstrator Aircraft*. 2024. URL: <https://boomsupersonic.com/flyby/inaugural-first-flight-xb1-supersonic-demonstrator>. accessed 14-05-2024.
- [6] UAV Navigation. *Flight Envelope*. 2024. URL: <https://www.uavnavigation.com/support/kb/general/general-system-info/flight-envelope>. accessed 14-05-2024.
- [7] *XB-1 to Mach 1*. 2024. URL: <https://boomsupersonic.com/flyby/xb1-prepares-for-first-supersonic-special-flight-authorization>. accessed 14-05-2024.