

DETERMINAÇÃO DO DIAGRAMA VN PARA VANTS A PARTIR DE SIMULAÇÃO DE VOO COM 6 GRAUS DE LIBERDADE

Geovana Neves Felix Silva

Chiara Cotta e Tilton

Dimas Abreu Archanjo Dutra

Universidade Federal de Minas Gerais

RESUMO

A Competição SAE Aerodesign propõe o projeto de uma aeronave rádio-controlada desenvolvido por estudantes universitários. Essas aeronaves representam um segmento em crescimento no mercado da aviação: os VANTS (Veículos Aéreos Não Tripulados). Diante desse cenário, surge a necessidade de definir parâmetros e critérios de projeto visto que a missão típica de aeronaves pequenas rádio-controladas se distingue das aeronaves contempladas por normas como CFR *Part* 23 (2011) [1] e *Part* 25 (2011) [2]. Um exemplo típico é a definição do Diagrama Vn para VANTS visto que estas aeronaves apresentam missões típicas particulares. Este artigo tem como objetivo apresentar uma metodologia para definição de um Diagrama Vn que contemple a missão típica de um VANT, sem a necessidade de considerar valores inadequados dados pelas normas citadas anteriormente. A motivação para desenvolvimento da metodologia se dá pelo fato de que um Diagrama Vn consistente com a missão típica de um VANT permite a diminuição do peso vazio em comparação com um Diagrama Vn conservador quando aplicável. Propõe-se o uso de um modelo de corpo rígido de 6 graus de liberdade da aeronave para simulação das condições de voo exigidas pela CFR *Part* 23 (2011) [1] para então avaliar o envelope de operação da aeronave e posterior definição de um Diagrama Vn consistente. Sugere-se o uso de resultados obtidos com dados de ensaios em voo para validação da definição do Diagrama Vn.

INTRODUÇÃO

A Competição SAE Aerodesign [3] propõe o projeto de uma aeronave rádio-controlada desenvolvido por estudantes universitários. A competição nacional acontece uma vez ao ano e reúne equipes brasileiras e estrangeiras que disputam em três modalidades: a classe regular, a classe micro e a classe *advanced*.

Os aviões pertencentes a essas modalidades representam um segmento em crescimento no mercado da aviação: os VANTS. Diante desse cenário, surge a necessidade

de definir parâmetros e critérios de projeto, visto que as missões típicas de aeronaves pequenas rádio-controladas se distinguem das aeronaves contempladas por normas como CFR *Part* 23 [1] e *Part* 25 (2011) [2], além de distinguirem significativamente entre si de acordo com a modalidade e regulamento da competição de cada ano [3].

A partir de análises e de julgamentos de engenharia, os estudantes que participam da competição vivenciam a oportunidade de definir tais critérios e parâmetros para as aeronaves projetadas, baseados em norma ou em experiências adquiridas pela equipe de projeto. Um exemplo típico de julgamento de engenharia neste contexto é a definição do Diagrama Vn para VANTS, visto que estas aeronaves apresentam missões típicas particulares e um Diagrama Vn muito conservador pode aumentar significativamente o peso vazio do avião, diminuindo a carga paga máxima carregada.

Dessa forma, a metodologia sugerida visa propor a definição de um Diagrama Vn consistente com a missão típica de um VANT que ainda permita a diminuição do peso vazio em comparação com um Diagrama Vn conservador quando aplicável. Propõe-se o uso de um modelo de corpo rígido de 6 graus de liberdade da aeronave para simulação das condições de voo exigidas pela CFR *Part* 23 (2011) [1] para então avaliar o envelope de operação da aeronave e definir um Diagrama Vn consistente.

Além disso, a mais recente CFR *Part* 23 [4], datada de 8 de fevereiro de 2018 no site oficial [5], não define valores de referência para o Diagrama Vn, dentre eles, os fatores de carga limite e velocidades de rajada. Os parágrafos mencionados abaixo foram retirados do site oficial [5] e demonstram a importância de avaliar o Diagrama Vn, visto que há a possibilidade de se definir tais parâmetros do Diagrama Vn com base em dados históricos de aeronaves semelhantes. Para o caso de VANTS, aeronaves relativamente recentes na história da aviação, o estudo do Diagrama Vn é de vital importância para um projeto estrutural seguro e eficiente visando o cumprimento adequado da missão.

“§23.2200 (b) Design maneuvering load factors not less than those, which service history shows, may occur within the structural design envelope.”

“§23.2215 (a) Atmospheric gusts where the magnitude and gradient of these gusts are based on measured gust statistics.”

A aeronave exemplo considerada na seção de **Resultados** é o VANT projetado pela equipe de aerodesign da UFMG, Uai, Sô! Fly!!!, para a competição SAE Aerodesign 2017. A **Figura 1** apresenta o avião que competiu na classe regular. Nesta classe, o MTOW é limitado a 20kg, valor utilizado como referência nas análises seguintes. Além disso, a geometria particular da aeronave é devido ao requisito de regulamento da competição [3] que impõe restrições geométricas.

Figura 1 - Aeronave Mach Crítico, equipe de Aerodesing Uai, Sô! Fly!!! – UFMG (2017)



Por fim, propõe-se também o uso de resultados obtidos com dados de ensaios em voo para validação da definição do Diagrama Vn.

METODOLOGIA

Divide-se a metodologia em 5 etapas a serem seguidas para determinação do diagrama Vn, as quais serão explicadas em maior detalhe no decorrer desta seção:

1. Definir um Diagrama Vn como referência com base em dados de aeronaves semelhantes ou norma. Sugere-se a norma MIL-A-8861(1960) [6] e ROSA(2006) [7] para o diagrama de manobra, por apresentarem fatores de carga frequentemente utilizados no aerodesign, a norma CFR Part 23 [1] para a definição das *design speeds* e dados históricos das aeronaves da competição em conjunto com o NACA-Report 692 [8] para o diagrama de rajada.

2. Traçar uma missão típica e uma zona de segurança mínima a qual se julga necessária garantir a segurança da aeronave e do cumprimento da missão. Esta será a região de **referência mínima** que o Diagrama Vn final deverá abranger. Sugere-se o uso de dados de ensaios em voo.
3. Simular todas as condições de voo com base em uma norma utilizando um modelo de corpo rígido de 6 graus de liberdade. Sugere-se a norma CFR Part 23 [1].
4. Julgar os resultados obtidos na etapa 3 em comparação com o Diagrama Vn de referência definido na etapa 1 e os resultados estimados na etapa 2.
5. Definir o Diagrama Vn final tendo como critério a segurança em voo desejada para a aeronave e a redução em peso proporcionada por um Diagrama Vn mais adequado.

ETAPA 1

Para a primeira etapa, deve-se ler atentamente a *SUBPART C* do regulamento CFR Part 23(2011 [1] e 2018 [4]) de forma a entender claramente os requisitos estabelecidos para as condições de voo de cálculo de cargas. Neste momento, é importante apresentar a definição de fator de carga, dada por § 23.321 (a) [1],

“(a) Flight load factors represent the ratio of the aerodynamic force component (acting normal to the assumed longitudinal axis of the airplane) to the weight of the airplane.”

$$n_z = \frac{F_z}{W}$$

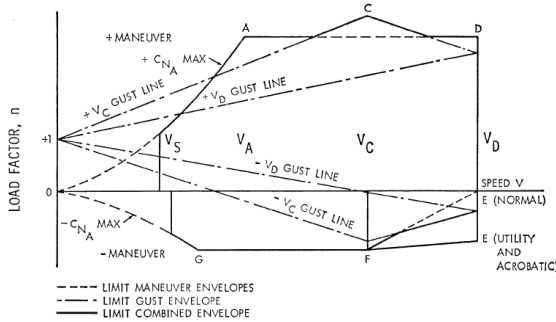
O Diagrama Vn é definido como o envelope de voo dado pela combinação de dois parâmetros: fator de carga e velocidade equivalente da aeronave. Sua definição detalhada é dada no parágrafo § 23.333 da norma [1] em que se apresenta a seguinte subdivisão:

- Diagrama Vn de manobra: a aeronave é considerada em uma manobra simétrica que resulta nos fatores de carga limite (parâmetro principal a ser definido no final desta metodologia)
- Diagrama Vn de rajada: a aeronave é submetida a uma rajada vertical em voo nivelado. (O parâmetro a ser discutido para VANT é a magnitude da rajada

vertical, visto que, para aeronaves de aerodesign em geral, o voo de uma missão típica acontece a menos de 10m do solo. Para a definição da magnitude da rajada vertical, propõe-se o uso do NACA-Report 692 [8] como referência ou dados históricos utilizados por outras aeronaves).

A partir dessas definições, tem-se um Diagrama Vn típico dado pela CFR Part 23 [1] na **Figura 2**.

Figura 2 – Diagrama Vn [1]



As chamadas velocidades de projeto (*design speeds*) podem ser observadas na **Figura 2** e são definidas em §23.335[1].

Caso o coeficiente de sustentação máximo negativo da aeronave seja desconhecido, sugere-se a referência [9], que apresenta uma relação para a sua estimativa a partir do coeficiente de sustentação máximo positivo e o câmbor do perfil da asa. Essa referência também trata da construção do Diagrama Vn e discute sobre as *design speeds*.

Em posse desses conceitos, deve-se definir valores de referência para cada parâmetro discutido acima, de forma a determinar o Diagrama Vn de Referência que será utilizado nas etapas seguintes para comparar com os resultados obtidos a partir das simulações. A sugestão inicial para cada parâmetro é resumida na tabela abaixo:

Tabela 1 - Referências sugeridas para o Diagrama Vn

Parâmetro	Referência
n_máx	2 [7]
n_mín	-1 [7]
Design Speeds	CFR Part 23 (2011) [1]
Velocidades de rajada	NACA-Report 692 [8]

O Diagrama Vn deverá ser avaliado para diferentes configurações de massa, ou seja, para diferentes posições de CG e porcentagens do peso total do avião. No aerodesign, geralmente a aeronave é projetada para voar com um CG fixo

independente do peso total da aeronave por simplicidade, dessa forma sugere-se as seguintes configurações de massa:

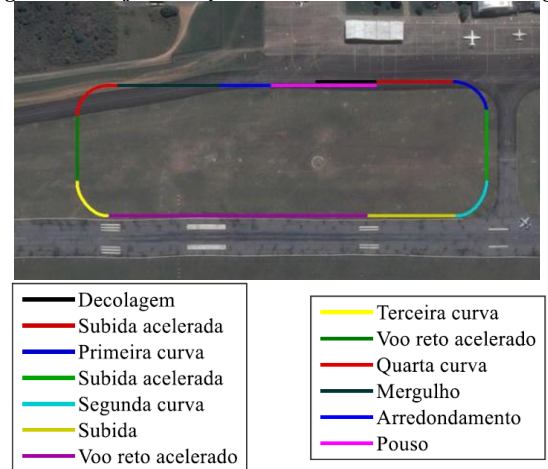
Tabela 2 - Configurações de massa sugeridas para análise

M1	CG de projeto	100% MTOW
M2	CG de projeto	95% MTOW
M3	CG de projeto	90% MTOW
M4	CG de projeto	7kg + peso vazio (kg)

ETAPA 2

Nesta etapa, busca-se definir uma zona de segurança mínima ao qual o Diagrama Vn deve contemplar. No caso, a construção dessa região deve ser feita considerando valores de fator de carga e velocidade frequentemente encontradas pela aeronave em voo. Sugere-se, portanto, estimar características de desempenho da aeronave, como razão de subida, distâncias de decolagem e pouso, raio de curva mínimo, velocidade horizontal máxima, etc. O objetivo é traçar e calcular a missão típica ideal da aeronave de forma a dividir a sua trajetória típica em etapas, como apresentado na figura abaixo para uma aeronave de aerodesign no box de voo da competição.

Figura 3 - Trajetória típica de uma aeronave de aerodesign



A partir desses dados, deve-se escolher um fator para majorar a missão típica visto que os valores estimados se referem a uma missão ideal e frequentemente o avião encontra condições de voo diferentes e um pouco mais severas. Esse fator para majorar a missão típica deve ser aplicado de forma a definir uma zona de segurança mínima no Diagrama Vn em que se deseja garantir o voo seguro da aeronave. Por exemplo, majorar com um fator de 20% a velocidade máxima calculada na missão típica e fator de carga máximo calculado de forma a garantir a segurança em voo caso o piloto faça um mergulho

mais acentuado, permitindo uma aceleração da aeronave e posterior recuperação; etc.

Outra alternativa para determinação dos parâmetros discutidos acima é o uso de dados de ensaios em voo com protótipo. Quanto maior o número de voos realizados, em diferentes configurações de massa e em diferentes condições atmosféricas, maior a abrangência das condições de voo encontradas de forma a permitir que os dados obtidos mensurem missões que se distanciem da missão típica. Sugere-se que a equipe de projeto utilize as duas abordagens discutidas nessa etapa de forma que a aquisição de dados contribua na tomada de decisão para definir o fator para majorar os parâmetros de voo estimados para a missão típica.

Por fim, o produto da metodologia até o momento é a construção de um Diagrama Vn de referência definido na etapa 1 sobreposto pela curva de velocidade equivalente vs. fator de carga obtido da missão típica majorada. Neste momento, será possível julgar inicialmente o Diagrama Vn de referência. Caso ele seja conservador, será visível que a estimativa feita nesta etapa estará contida em uma região apenas. Caso contrário, poderá ser observado que o Diagrama Vn de referência é consistente com a segurança desejada pela equipe de projeto, tendo sido uma boa referência inicial, e, provavelmente, o Diagrama Vn final.

ETAPA 3

O objetivo desta etapa é simular todas as condições de voo exigidas pela norma para cálculo de cargas de forma a comparar com os resultados obtidos na etapa 2.

Durante a análise, será possível identificar os limites aerodinâmicos, de desempenho e de controle que determinam as manobras mais severas realizadas pela aeronave. Essas condições de voo realizadas serão as condições para cargas limites e espera-se que os componentes sejam dimensionados (§ 23.305 [1]) por condições de voo simuladas nesta etapa. A partir da norma CFR Part 23 [1], tem-se resumido as seguintes condições de voo a serem simuladas nesta etapa:

Tabela 3 - Condições de voo a serem simuladas

	Condição	Tipo
C1	Pull-up/Push-over (Extremos do Diagrama Vn)	Manobra
C2	Arfagem Abrupta Não-Corrigida (§ 23.423)	Manobra
C3	Arfagem Abrupta Corrigida (§ 23.423)	Manobra
C4	Rolamento a 2/3 de $n_{\text{máx}}$ (§ 23.455)	Manobra
C5	Manobra de Leme (§ 23.441)	Manobra
C6	Rajada Vertical e Lateral (§ 23.425, § 23.443)	Rajada

A simulação feita para cada manobra deve considerar duas configurações de tração: tração nula e tração máxima, de forma a garantir que manobras em valores intermediários de tração estejam cobertas pelos extremos simulados. As altitudes de voo consideradas estão na tabela abaixo e as configurações de massa estão na **Tabela 2**.

Tabela 4 - Altitudes de voo consideradas na simulação

H1	Nível do mar, $h=0$
H2	Altitude de São José dos Campos – SP, local onde ocorre a competição, $h=600m$
H3	$h=1000m$

Sugere-se que a simulação seja feita com um modelo de 6 graus de liberdade. Para a construção do modelo, sugerem-se as referências [10] e [11] para as equações de movimento. Para determinação das derivadas aerodinâmicas necessárias de forma a construir o modelo aerodinâmico e de controle, sugere-se a referência [12]. Softwares livres para cálculos aerodinâmicos como XFOIL® [13], XFLR5® [14] e AVL® [15] também podem ser utilizados. O modelo de 6 graus de liberdade proposto parte das seguintes considerações:

1. Corpo rígido
2. Simetria no plano ZX da aeronave
3. Aerodinâmica linear
4. Terra plana
5. A superfície da Terra é um referencial inercial
6. Atmosfera estacionária para simulação de manobras

Para a simulação sugerida, a aerodinâmica é modelada linearmente. Dessa forma, é importante conhecer os ângulos de estol da asa e empenagens de forma a estabelecer um critério de parada que dita o fim da análise de uma manobra no tempo. Outro critério de parada importante é a altitude em relação ao solo. Como os aviões de aerodesign geralmente voam baixo, entre 5 e 10m de altitude, determinadas manobras podem levar a aeronave a atingir o solo e isso também representa o fim da análise no tempo dessas manobras.

ETAPA 4

A etapa 4 é dedicada exclusivamente a analisar os resultados obtidos. Sugere-se que o Diagrama Vn seja sobreposto com os resultados da etapa 2 e etapa 3 para velocidade e fator de carga. O objetivo é comparar e julgar resultados de forma a definir opções para o Diagrama Vn final que não prejudiquem a segurança em voo desejada pela equipe.

ETAPA 5

A última etapa avalia as conclusões da etapa 4 em termos de peso vazio. Na etapa anterior, espera-se avaliar opções seguras para o Diagrama Vn, porém menos conservadoras que o Diagrama Vn de Referência definido na etapa 1. Para a tomada de decisão de projeto, essas opções devem ser analisadas sob o critério de redução de peso estrutural.

Sugere-se uma análise qualitativa da redução de peso em função de parâmetros como fator de carga máximo e mínimo e velocidade de cruzeiro máxima. Ou seja, a partir de estimativas de peso estrutural, mensurar a redução proporcionada de forma a julgar se a definição de um Diagrama Vn mais restritivo se justifica em relação à redução da zona de segurança de operação da aeronave. Por exemplo, caso um Diagrama Vn mais restritivo represente 15% em redução de peso estrutural, tem-se a indicação de um ganho ao optar por uma operação mais restrita, desde que garanta o cumprimento seguro da missão sobre condições severas esperadas. Caso essa redução de peso seja muito baixa, o Diagrama Vn de Referência deve ser mantido como o final. Este julgamento deve ser feito pela equipe de projeto de forma a combinar a maior segurança e eficiência estrutural para a aeronave de acordo com critérios de projeto.

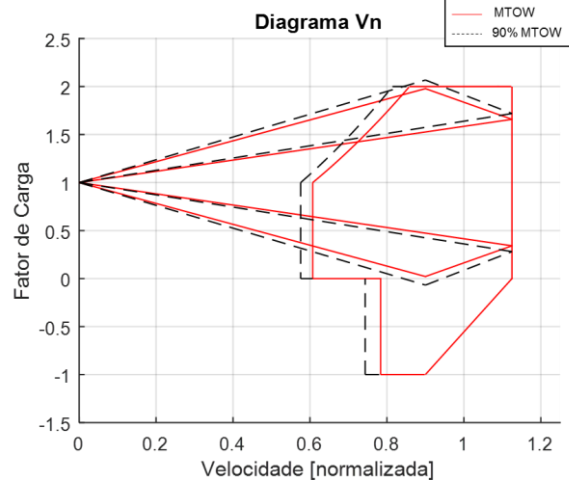
RESULTADOS

Os resultados exibidos nesta seção resumem a análise simplificada de caráter demonstrativo feita para a aeronave Mach Crítico exibida na **Figura 1**. Utilizaram-se o software MATLAB® e SIMULINK® para a simulação.

Para a primeira etapa da metodologia, construiu-se um Diagrama Vn com base na **Tabela 1** para duas configurações de massas sugeridas na **Tabela 2**: MTOW e 90% MTOW. Decidiu-se analisar apenas duas configurações de massas de forma a simplificar a análise exemplo, porém sugere-se que a análise para o projeto de um VANT seja feita para todas as configurações de massa sugeridas.

As velocidades de rajada consideradas foram escolhidas com base no histórico da equipe Uai, Sô! Fly!!!, e verificou-se que seus valores se mostram conservadores em relação ao NACA-Report 692[8]. A **Figura 4** apresenta o resultado obtido para o Diagrama Vn de referência. A velocidade foi normalizada em relação à velocidade máxima horizontal atingida pelo avião.

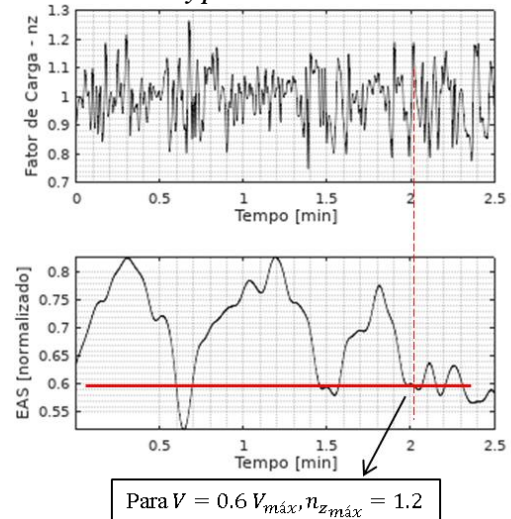
Figura 4 - Diagrama Vn exemplo



Para a etapa 2, utilizaram-se dados de ensaios em voo realizados pela equipe Uai, Sô! Fly!!! em 2017 para avaliar a missão típica real. Os voos realizados com protótipos foram feitos com configurações entre 90% e 100% de MTOW.

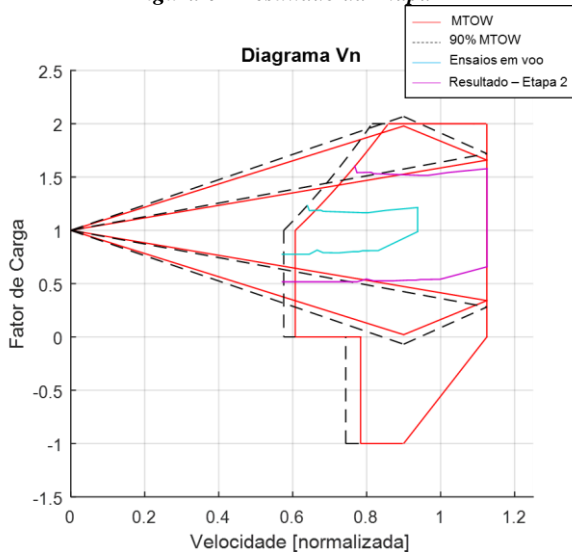
O produto final da análise é apresentado na **Figura 6**. A curva azul representa a envoltória construída a partir de todos os ensaios em voo. Ela é composta a partir dos máximos de fatores de carga encontrados em todos os voos instrumentados para velocidades variando da velocidade de estol até a velocidade máxima mensurada em voo. A envoltória resume os fatores de carga mais severos encontrados em todos os ensaios para o intervalo de velocidades escolhido. Abaixo tem-se o *time history* de um ensaio para exemplificar como a envoltória foi construída.

Figura 5 – Time history para um voo instrumentado no MTOW



Como indicado pela linha cheia vermelha, a velocidade correspondente a 60% da velocidade máxima da aeronave acontece mais de uma vez no voo instrumentado, porém o fator de carga máximo mensurado para esta velocidade neste voo foi um fator de carga de 1.2, indicado pela linha tracejada vermelha. Com este exemplo, fica claro que a envoltória resume, para cada velocidade, qual o fator de carga máximo encontrado em todos os ensaios em voo. Dessa forma, pode-se afirmar que todos os ensaios em voo realizados se encontram dentro da envoltória azul e a zona de segurança mínima definida pela equipe é compreendida pela envoltória rosa para as configurações de massa de 90% e 100% de MTOW.

Figura 6 - Resultado da Etapa 2



Neste ponto da análise, pode ser observado que o fator de carga máximo compreendido na zona de segurança mínima é de 1.6, 20% menor que o limite máximo estabelecido como referência na etapa 1. Já o fator de carga mínimo compreendido na zona de segurança mínima é 0.5, maior que o valor de referência de -1 estabelecido na etapa 1. Com esses resultados, espera-se que um Diagrama Vn mais restritivo possa ser mais adequado a missão sem prejudicar a segurança em voo, beneficiando a eficiência estrutural. Na próxima etapa, tem-se o comportamento da aeronave em manobras mais severas e dessa forma, espera-se avaliar qual será de fato a zona de segurança da aeronave e o Diagrama Vn final.

Para a etapa 3, simularam-se as manobras descritas na **Tabela 3** e as condições de voo que apresentam os maiores fatores de carga são as manobras longitudinais Pull-up e Arfagem Abrupta Não Corrigida e a condição de voo com Rajada Vertical. Para Pull-up, a aeronave foi trimada para condições apresentadas na **Tabela 5** e verificou-se que não era possível

trimar a aeronave para Push-over em fator de carga negativo devido às características da asa da aeronave analisada. Este é mais um ponto que indica que o Diagrama Vn de referência para fator de carga negativo pode estar inadequado.

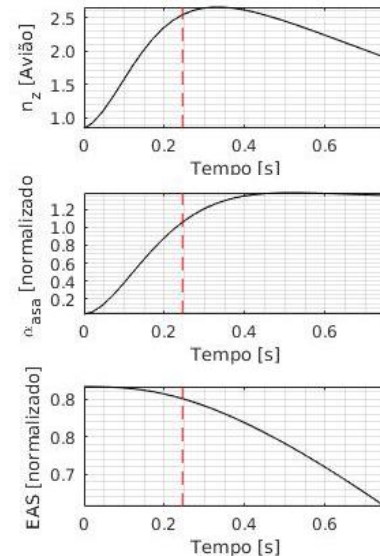
Tabela 5 - Trimagem para pull-up

Velocidade	Fator de Carga
Velocidade de Manobra, VA	2
Velocidade de Cruzeiro máxima, VC	2
Velocidade de Mergulho, VD	2

Para Arfagem Abrupta Não Corrigida na VA, tem-se nas **Figura 7** e **Figura 8** as manobras simuladas ao longo do tempo para a configuração de massa de 90% de MTOW em tração máxima na altitude a nível do mar, visto que esta configuração de massa apresentou um fator de carga maior. O ângulo de ataque da asa foi normalizado pelo seu ângulo de estol. A linha tracejada vermelha representa o momento em que ocorreu o estol da asa, dessa forma, o restante do gráfico não representa a continuação física da manobra.

Para a manobra na **Figura 7**, o fator de carga máximo atingido foi de 2,5, porém a norma [1] afirma que nesta manobra, deve-se considerar seu transiente até o fator de carga máximo estabelecido. Neste caso, foi considerado o limite imposto pelo Diagrama Vn de Referência, ou seja, $n_{m\acute{a}x}=2$.

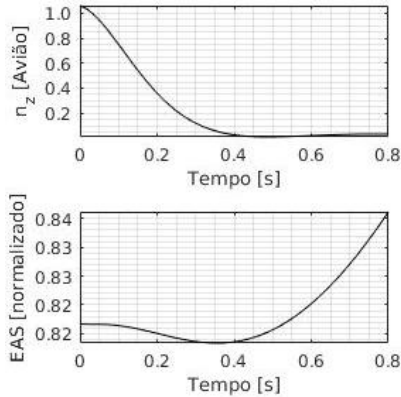
Figura 7 - Arfagem Abrupta não corrigida com deflexão máxima negativa do profundor



Já na **Figura 8**, na Arfagem Abrupta Não Corrigida com deflexão máxima positiva do profundor, o fator de carga se

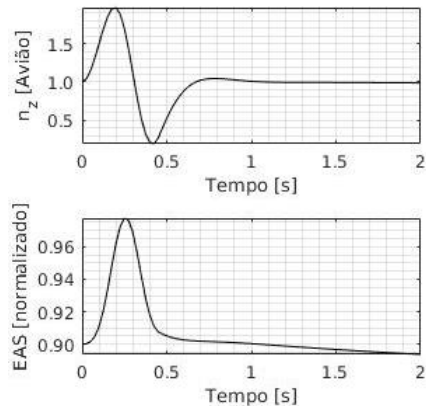
aproxima de zero, porém não se torna negativo, o que indica novamente que o fator de carga mínimo deve ser reavaliado.

Figura 8 - Arfagem Abrupta não corrigida com deflexão máxima positiva do profundor



Para a rajada, o fator de carga máximo encontrado foi de 1,92 para rajada na velocidade de cruzeiro máxima. A figura abaixo apresenta o resultado obtido:

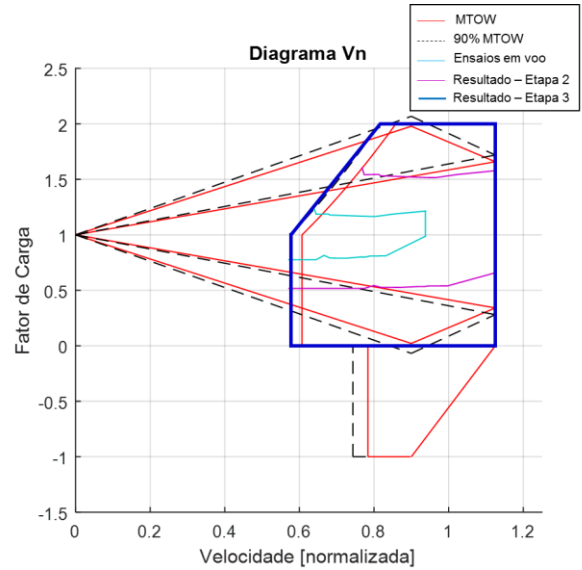
Figura 9 - Rajada vertical na velocidade de cruzeiro máxima



O Diagrama Vn de referência apresenta um fator de carga de 2,05 para a condição simulada acima, o que indica a possibilidade de reduzir o fator de carga na rajada para velocidade de cruzeiro máxima de 2,05 para 1,92. Este fato demonstra um benefício ao se optar por uma simulação de rajada ao invés de utilizar a relação matemática conservativa dada pela norma. Além disso, esta condição pode dimensionar a empenagem horizontal.

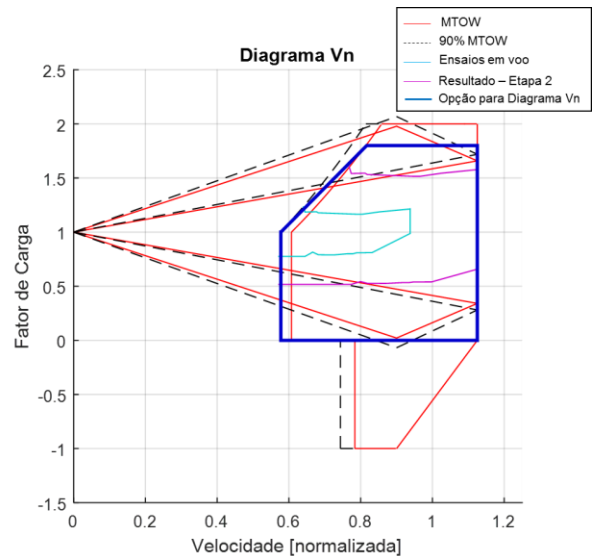
Por fim, a **Figura 10** sintetiza a envoltória para velocidade e fator de carga encontrados para as manobras severas simuladas na etapa 3.

Figura 10 - Resultado da etapa 3



Na etapa 4, cabe a equipe de projeto julgar se a envoltória azul na **Figura 10** apresenta conservadorismo mais que o necessário, ou seja, se para o cumprimento da missão, garantir a segurança para uma envoltória menor é o suficiente. Dessa forma, julga-se como opção o Diagrama Vn exibido na **Figura 11** visto que o mesmo ainda compreende a zona de segurança mínima definida pela equipe de projeto.

Figura 11 - Opção para o Diagrama Vn



Na etapa 5, avaliou-se a redução em peso estrutural proporcionada pela nova opção de Diagrama Vn e foi estimado uma redução de 10% no peso estrutural da aeronave.

Além disso, o fato do Diagrama Vn final não contemplar fator de carga negativa permite uma redução na análise de casos de falha para a asa referente ao envelope negativo de cargas, o que otimiza o tempo de projeto estrutural. Por fim, em posse desses dados, é possível escolher o Diagrama Vn final que melhor combine segurança e eficiência estrutural de acordo com critérios da equipe.

CONCLUSÕES ESPERADAS

Cada aeronave apresenta características de design que tornam seu comportamento em voo exclusivo, ou seja, aeronaves diferentes respondem em manobras de maneiras diferentes. Dessa forma, é esperado que cada avião, com sua missão típica específica, seja contemplado por um Diagrama Vn distinto. As etapas propostas na seção de metodologia podem levar a um aumento dos fatores de carga máximo e mínimo, bem como aumento da velocidade de cruzeiro máxima. Não necessariamente o produto final da análise é um Diagrama Vn final mais restritivo que o Diagrama Vn de referência, como aconteceu com a aeronave Mach Crítico analisada na seção de **Resultados**. O principal objetivo deste artigo é propor uma metodologia que permita julgar o Diagrama Vn em termos de segurança e eficiência estrutural, porém sempre com a segurança sendo uma prioridade de projeto.

A metodologia proposta pode ser modificada de acordo com o cronograma de projeto de cada aeronave. Além disso, mais manobras consideradas importantes pela equipe de projeto podem ser simuladas na etapa 3. Dessa forma, conclui-se que a metodologia proposta atende ao cenário de projeto de VANTs sendo flexível o suficiente para garantir um julgamento consistente do Diagrama Vn para qualquer aeronave não tripulada em análise. Espera-se que o produto final desses estudos sejam Diagramas Vn distintos e consistentes com as missões típicas de VANTs.

REFERÊNCIAS

- [1] 14 CFR 23 - **Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, And Commuter Category Airplanes**, 2011.
- [2] 14 CFR 25 - **Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes**, 2011.
- [3] 19ª Competição Sae Brasil Aerodesign 2017, Regulamento (http://portal.saebrasil.org.br/Portals/0/PE/AERODESIGN/AERO%202017/Regulamento_SAE_BRASIL_AeroDesign_2017_Rev00.pdf)

- [4] 14 CFR 25 - **Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes**, 2018.

[5] **14 CFR 25** – Site Oficial: [https://www.ecfr.gov/cgi-bin/textidx?SID=685dc1ae97ae3f5e5569e47880fab01e&mc=true&n](https://www.ecfr.gov/cgi-bin/textidx?SID=685dc1ae97ae3f5e5569e47880fab01e&mc=true&node=pt14.1.23)
[ode=pt14.1.23](https://www.ecfr.gov/cgi-bin/textidx?SID=685dc1ae97ae3f5e5569e47880fab01e&mc=true&node=pt14.1.23)

- [6] **MIL-A-8861(1960)**

- [7] ROSA, Edison da. **Introdução ao Projeto Aeronáutico: uma contribuição à Competição SAE Aerodesign** Florianópolis: UFSCGRANTE, 2006.

- [8] NACA-Report 692 – **Effective Gust Structure at Low Altitudes as Determined from Reactions of an Airplane**

- [9] ISCOLD, Paulo Henrique, **Introdução às cargas nas aeronaves**, 2002.

- [10] STEVENS, Brian L.; LEWIS, Frank L.; JOHNSON, Eric N. **Aircraft control and simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems**. John Wiley & Sons, 2015.

- [11] DURHAM, Wayne. **Aircraft flight dynamics and control**. John Wiley & Sons, 2013.

- [12] ROSKAM, Jan. **Airplane flight dynamics and automatic flight controls**. DARcorporation, 2001.

- [13] DRELA, M. **XFOIL** Documentation: User's Guide, Cambridge, MA, 1989

- [14] DEPERROIS, Andre. **XFLR5** Analysis of foils and wings operating at low reynolds numbers, 2009.

- [15] DRELA, M. **AVL** Documentation: User's Guide, Cambridge, MA, 2004

CONTATO

Autora: Geovana Neves Felix Silva
Universidade Federal de Minas Gerais
geovan90@gmail.com

Co-Autora: Chiara Cotta e Titton
Universidade Federal de Minas Gerais
chiaract@gmail.com

Professor Orientador: Dimas Abreu Archanjo Dutra
Universidade Federal de Minas Gerais
dimas@demec.ufmg.br