

Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aeroespacial

**Análise de Fenômenos Aeroelásticos Estáticos
em Estruturas Aeronáuticas utilizando
*MSC.Nastran***

Autor: Caio Augusto Chaves Araújo
Orientadora: Polliana Candida Oliveira Martins,
Dra.(FGA/UnB)

Brasília, DF
2022



Caio Augusto Chaves Araújo

Análise de Fenômenos Aeroelásticos Estáticos em Estruturas Aeronáuticas utilizando *MSC.Nastran*

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientadora: Polliana Candida Oliveira Martins, Dra. (FGA/UnB)

Brasília, DF

2022

Caio Augusto Chaves Araújo

Análise de Fenômenos Aeroelásticos Estáticos em Estruturas Aeronáuticas
utilizando *MSC.Nastran*/ Caio Augusto Chaves Araújo. – Brasília, DF, 2022-
140 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientadora: Polliana Candida Oliveira Martins, Dra.(FGA/UnB)

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2022.

1. Aeroelasticidade Estática. 2. Nastran. I. Polliana Candida Oliveira Martins,
Dra.(FGA/UnB). II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV.
Análise de Fenômenos Aeroelásticos Estáticos em Estruturas Aeronáuticas
utilizando *MSC.Nastran*

Caio Augusto Chaves Araújo

Análise de Fenômenos Aeroelásticos Estáticos em Estruturas Aeronáuticas utilizando *MSC.Nastran*

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 13 de Maio de 2022:

Polliana Candida Oliveira Martins,
Dra.(FGA/UnB)
Orientadora

Sérgio Henrique da Silva Carneiro,
Dr. (FGA/UnB)
Convidado 1

Manuel Nascimento Dias Barcelos
Júnior, Dr. (FGA/UnB)
Convidado 2

Brasília, DF
2022

*Dedico esta monografia à minha querida tia-avó Odeliza Luíza (in memoriam),
cuja presença foi essencial na minha vida.*

Agradecimentos

Primeiramente a Deus que me abençoou diariamente e me deu oportunidades, força de vontade e coragem para superar todos os desafios.

Aos meus pais, Jurema dos Santos Chaves e Jean Claude Araújo, que sempre estiveram ao meu lado nas horas mais difíceis e felizes da minha vida.

À minha irmã, Amanda Angélica, e meus primos, Danilo Cardoso e Victor Chaves, pelos momentos de companheirismo e parceria de sempre.

Aos meus queridos tios, em especial, ao meu tio José Roldão Cardoso e tia Rita de Cássia Chaves, que tem sido alicerces na construção da minha carreira, sendo incansáveis incentivadores. Agradeço também à tia Luciene Chaves pelo apoio e encorajamento que sempre me deu.

Aos demais familiares e amigos pela força, compreensão e por acreditarem em mim. Aos meus amigos da Universidade de Brasília, que estiveram sempre comigo nessa longa jornada.

À minha prezada e querida orientadora Prof^ª. Dra. Polliana Candida Oliveira Martins, pela dedicação, paciência e orientação.

À Universidade de Brasília e o seu corpo docente que demonstrou estar comprometido com a qualidade e excelência do ensino.

*“Ama-se mais o que se conquista com esforço.”
(Benjamin Disraeli)*

Resumo

Aeronaves modernas tendem a adotar estruturas de asas mais flexíveis, pois apresentam melhor desempenho relacionado à velocidade de voo. Todavia, essa característica as tornam mais propensas à deformações sob carga. Quando essas cargas são causadas por forças aerodinâmicas, que dependem da geometria da estrutura e da orientação dos vários componentes estruturais em relação ao fluxo de ar circundante, a distorção estrutural resulta em mudanças no próprio carregamento aerodinâmico, levando a mais distorção e assim por diante. Assim, suas características aeroelásticas e fatores de segurança relacionados tornaram-se tópicos mais importantes a serem analisados. Dessa forma, através da análise da aeroelasticidade estática das aeronaves, como a velocidade de reversão de controle e a divergência de torção, espera-se garantir maior confiabilidade no envelope de voo previamente adotado. Com isso, para a análise dos modelos estruturais apresentados, utilizou-se o software MSC.Nastran, amplamente empregado na indústria para análises de elementos finitos. A fim de otimizar o uso da ferramenta, foram desenvolvidos dois fluxogramas de procedimentos com softwares complementares para a devida solução. O primeiro, e mais dispendioso, envolve o editor de texto Nastpad para a devida escrita do modelo e simulação, que, posteriormente, é executada no MSC.Nastran, cujos resultados são pós-processados via MatLab. Já no segundo modelo, utiliza-se o Femap como software de pré e pós-processamento. O software permite a integração com o MSC.Nastran, além de apresentar uma interface gráfica bem intuitiva e convidativa ao usuário. Para validação de ambos os procedimentos, toma-se como base uma asa de massas concentradas (asa BAH) e uma asa com enflechamento negativo (asa FSW), inspiradas em exemplos do manual de análise aeroelástica do MSC.Nastran. Por fim, verifica-se que as velocidades de reversão de controle e divergência de torção medidas aqui foram em boa concordância com a literatura e a análise analítica.

Palavras-chaves: Aeroelasticidade Estática. Divergência. Reversão de Controle. MSC.Nastran. Femap.

Abstract

Modern aircraft tend to adopt more flexible wing structures, as they have better performance related to flight speed. However, this characteristic makes them more prone to deformation under load. When these loads are caused by aerodynamic forces, which depend on the geometry of the structure and the orientation of the various structural components in relation to the surrounding airflow, structural distortion results in changes in the aerodynamic loading itself, leading to more distortion and so on. Thus, its aeroelastic characteristics and related safety factors have become more important topics to be analyzed. In this way, through the analysis of the static aeroelasticity of the aircraft, such as the control reversal speed and the torsion divergence, it is expected to guarantee greater reliability in the previously adopted flight envelope. Thus, for the analysis of the structural models presented, the MSC.Nastran software, widely used in the industry for finite element analysis, was used. In order to optimize the use of the tool, two procedure flowcharts were developed with complementary software for the proper solution. The first, and more expensive, involves the text editor Nastpad for the proper writing of the model and simulation, which is later executed in MSC.Nastran, whose results are post-processed via MatLab. In the second model, Femap is used as pre and post-processing software. The software allows integration with MSC.Nastran, in addition to presenting a very intuitive and inviting graphical interface to the user. For validation of both procedures, a concentrated mass wing (BAH wing) and a negative sweep wing (FSW wing) are used, inspired by examples from the MSC.Nastran aeroelastic analysis manual. Finally, it appears that the speeds of control reversal and torsion divergence measured here were in good agreement with the literature and the analytical analysis.

Key-words: Static Aeroelasticity. Divergence. Control Reversal. MSC. Nastran. Femap.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Triângulo de Forças de Collar.	18
Figura 2 – Modelo de um Aerodrome de Langley (Smithsonian Institution Archives).	19
Figura 3 – Aeronave Grumman X-29 (NASA, 2015).	19
Figura 4 – Diagrama para a análise aeroelástica estática.	22
Figura 5 – Força aerodinâmica resultante e momento no corpo (DOWELL et al., 1995).	24
Figura 6 – Força aerodinâmica resultante e suas respectivas componentes (WRIGHT; COOPER, 2008).	25
Figura 7 – Exemplo de modelo aerodinâmico pela teoria VLM (BIDAR, 2019).	27
Figura 8 – Aerofólio bidimensional com mola torcional (WRIGHT; COOPER, 2008)	28
Figura 9 – Seção típica com superfície de controle (BISPLINGHOFF; ASHLEY; HALFMAN, 2013).	31
Figura 10 – Asa retangular flexível afixada na raiz (BISPLINGHOFF; ASHLEY; HALFMAN, 2013).	34
Figura 11 – Metodologia de análise	37
Figura 12 – Modelo original da asa BAH com massas concetradas (BISPLINGHOFF; ASHLEY; HALFMAN, 2013).	38
Figura 13 – Idealização da asa BAH para análises do MSC Nastran (MSC.SOFTWARE, 2004d).	39
Figura 14 – Vista Superior do modelo aerodinâmico de uma aeronave FSW (MSC.SOFTWARE, 2004d).	40
Figura 15 – Idealização da Configuração do FSW (MSC.SOFTWARE, 2004d).	41
Figura 16 – Exemplo de como os dados de HA144A são inseridos no MSC Nastran.	42
Figura 17 – Adaptação do arquivo de entrada para a análise de divergência do exemplo HA144B	47
Figura 18 – Autovalores complexos da solução divergente do exemplo HA144B	47
Figura 19 – Sumário de divergência	48
Figura 20 – Gráfico da velocidade divergente em relação a altitude.	49
Figura 21 – Gráfico da eficácia do aileron da asa BAH	50
Figura 22 – Eficácia do controle para casos de taxa de rolagem constante e momento estático.	51
Figura 23 – Variáveis aeroelásticas para o Subcaso 1	54
Figura 24 – Variáveis aeroelásticas para o Subcaso 2	54
Figura 25 – Enflechamentos da asa FSW via FEMAP de (a) 30°, (b) 20°, (c) 10° e (d) 5°.	55

Figura 26 – Relação da Velocidade de Divergência em função do ângulo de enflenchamento da asa para o subcaso 1.	56
Figura 27 – Estrutura do arquivo de entrada do MSC.Nastran.	62
Figura 28 – Exemplo do <i>Small Field Format</i> utilizado (MSC.SOFTWARE, 2004a).	64
Figura 29 – Parte da entrada CAERO utilizada no arquivo estrutural BAH_AERO58.DAT para o exemplo HA144B através do NastPad.	64
Figura 30 – Fluxograma para análises de Elementos Finitos sugerido pelo MSC.Nastran.	68
Figura 31 – Primeiro método de análise sugerido.	69
Figura 32 – Detalhamento dos procedimentos no NastPad.	70
Figura 33 – Detalhamento dos procedimentos no MATLAB.	70
Figura 34 – Segundo método de análise sugerido.	71
Figura 35 – Detalhamento da estruturação no Femap.	71

Lista de tabelas

Tabela 1 – Dados do Exemplo HA144B (MSC.SOFTWARE, 2004d)	44
Tabela 2 – Relação das velocidades de divergência com variação da pressão dinâmica de divergência em diferentes altitudes	48
Tabela 3 – Resultados da análise de reversão de controles para a asa BAH.	50
Tabela 4 – Resultados de Divergência da asa BAH	52
Tabela 5 – Resultados de Reversão de Controle da asa BAH	52
Tabela 6 – Dados do Exemplo HA144A (MSC.SOFTWARE, 2004d)	52
Tabela 7 – Dados de saída referentes aos dois subcasos propostos.	53
Tabela 8 – Resultados de Divergência para diferentes ângulos de enflechamento da asa FSW	55
Tabela 9 – Formatos dos campos de entrada do MSC.Nastran	63
Tabela 10 – Entradas e funções da File Management Section.	65
Tabela 11 – Entradas e funções da Executive Control Section.	65
Tabela 12 – Entradas e funções da Case Control Section.	66
Tabela 13 – Teorias Aerodinâmicas do MSC Nastran.	67
Tabela 14 – Entradas e funções da Bulk Data Section.	67

Lista de abreviaturas e siglas

ABNT	Associação Brasileira de Normas Técnicas
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
BAH	Bisplinghoff, Ashley e Halfman
CA	Centro Aerodinâmico
CAD	Computer Aided Design
CG	Centro de Gravidade
DOF	Degrees of freedom (Graus de liberdade)
FAA	Federal Aviation Administration - EUA
FEA	Finite Element Analysis (Análise de Elementos Finitos)
FSW	Forward-Swept-Wing (Asa com enflechamento negativo)
PSF	Pounds Force per Square Foot (Libras por pés ao quadrado)
RBAC	Regulamentos Brasileiros de Aviação Civil
SOL144	Static Aeroelastic Analysis
SOL145	Dynamic Flutter Analysis
TAS	True air speed (Velocidade real do ar)
UnB	Universidade de Brasília

Lista de símbolos

Símbolos Gregos:

∂	Derivada parcial
δ	Incremento
ρ	Densidade
ρ_∞	Densidade do ar
θ	Deslocamento angular

Alfabeto Latino (Símbolos Minúsculos):

a_w	Inclinação da curva de sustentação para uma asa
b	Metade da corda do aerofólio/asa. ($2b=c$)
c	Corda do aerofólio
G	Módulo de elasticidade cisalhante
i	Unidade imaginária ($i^2 = -1$)
J	Momento polar de inércia
q	Pressão dinâmica
s	Envergadura da asa
x	Deslocamento em coordenadas retangulares
V_∞	Velocidade em relação ao ar

Alfabeto Latino (Símbolos Maiúsculos):

C_D	Coefficiente de Arrasto
C_L	Coefficiente de Sustentação
C_M	Coefficiente de Momento
D	Arrasto aerodinâmico
K_θ	Rigidez associada à mola de torção

L	Sustentação Aerodinâmica
M	Momento Aerodinâmico
$M_{\dot{\theta}}$	Derivada do momento aerodinâmico em relação a $\dot{\theta}$
S	Área da asa

Sumário

1	INTRODUÇÃO	17
1.1	Contextualização e Motivação	17
1.2	Objetivos	21
1.3	Metodologia	21
1.4	Contribuição	23
1.5	Organização do Trabalho	23
2	REFERENCIAL TEÓRICO	24
2.1	Aerodinâmica	24
2.1.1	Método Vortex-Lattice	26
2.1.2	Splines	27
2.2	Sistemas Aeroelásticos	28
2.2.1	Modelo de Seção Típica de um Aerofólio	28
2.2.2	Modelo de Seção Típica de um Aerofólio com Superfície de Controle	31
2.2.3	Asa Flexível com Raiz Fixa	33
3	MODELOS NUMÉRICOS NO NASTRAN	37
3.1	Modelagem da Asa BAH	37
3.2	Modelagem da Asa FSW	40
4	RESULTADOS	44
4.1	Modelo de asa BAH de massas concentradas	44
4.1.1	Asa BAH como aerofólio de seção típica	44
4.1.2	Asa BAH fixada na raiz	45
4.1.3	Asa BAH no MSC.Nastran	46
4.1.3.1	Divergência da asa BAH	46
4.1.3.2	Reversão de Controle da asa BAH	49
4.1.4	Comparação dos Resultados da asa BAH	51
4.2	Modelo de asa FSW	52
4.2.1	Análise de Estabilidade Aeroelástica	52
4.2.2	Divergência da asa FSW	55
5	CONCLUSÃO	57
	REFERÊNCIAS	58

	APÊNDICES	60
	APÊNDICE A – APÊNDICES	61
A.1	Procedimentos de Análise no MSC.Nastran	61
A.1.1	Funcionamento do Nastran	61
A.1.2	Estrutura do Arquivo de Entrada	61
A.1.2.1	File Management Section - FMS	65
A.1.2.2	Executive Control Section	65
A.1.2.3	Case Control Section	65
A.1.2.4	Bulk Data Section	66
A.1.3	Arquivos de Saída	67
A.1.4	Metodologias de Análise	68
A.1.4.1	Primeira Via: NastPad, MSC Nastran e MATLAB	69
A.1.4.2	Segunda Via: Simcenter Femap e MSC Nastran	71
	APÊNDICE B – ROTINAS PARA ANÁLISE DA ASA BAH	73
B.1	Arquivo de estrutura - BAH_STRUCT	73
B.2	Arquivo de massa - BAH_MASS	75
B.3	Arquivo do aileron - BAH_AILERON	77
B.4	Arquivo de aerodinâmica - BAH_AERO58	78
B.5	Arquivo de Entrada - HA144B (Divergência)	80
B.6	Arquivo de Saída .f06 -HA144B (Divergência)	85
	APÊNDICE C – ROTINA PARA ANÁLISE DA ASA FSW	100
C.1	Arquivo de Entrada - HA144A (Divergência)	100
C.2	Arquivo de Saída .f06 - HA144A (Divergência)	110

1 Introdução

1.1 Contextualização e Motivação

Desde o final da Primeira Guerra Mundial, o papel desempenhado pelos diversos campos da engenharia, em especial a aeronáutica, tem se afirmado progressivamente. O primeiro grande impulso para o desenvolvimento de aviões ocorreu, no entanto, durante a Segunda Guerra Mundial, quando aeronaves foram projetadas e construídas para missões militares específicas. Com o fim da guerra, o potencial tecnológico desenvolvido proveu a ascensão do transporte aéreo civil (STANZIONE, 2019).

Durante essa expansão, visando reduzir o peso, melhorar a performance e aumentar a segurança, as estruturas das aeronaves modernas, além de mais complexas, passaram a ter grande flexibilidade. Essa característica é um dos fatores responsáveis pelo surgimento e/ou agravamento de problemas do tipo aeroelásticos.

Aeroelasticidade compreende a ciência que estuda as interações entre forças aerodinâmicas, elásticas e de inércia e suas decorrências. De acordo com Collar (1946), os problemas aeroelásticos podem ser melhor observados através do diagrama conhecido como *Triângulo de Forças de Collar*, que é apresentado na Fig. 1, cujos vértices do triângulo representam as supracitadas forças que caracterizam problemas de natureza aeroelástica.

Percebe-se, quando da observação do Diagrama de Collar, que os fenômenos aeroelásticos podem ser posicionados dentro ou fora do triângulo, conforme relacionam-se com os três tipos de força. O *flutter* localiza-se dentro do triângulo, visto que ocorre quando as três forças (Inerciais, elásticas e aerodinâmicas) interagem entre si. Trata-se de um fenômeno aeroelástico dinâmico que se caracteriza pela retroalimentação energética que se dá entre a aerodinâmica e a estrutura da aeronave.

Tem-se, por outro lado, os fenômenos estáticos, como a reversão de comando (ou controle) e a divergência. Estes encontram-se do lado de fora do diagrama, uma vez que independem das forças de inércia.

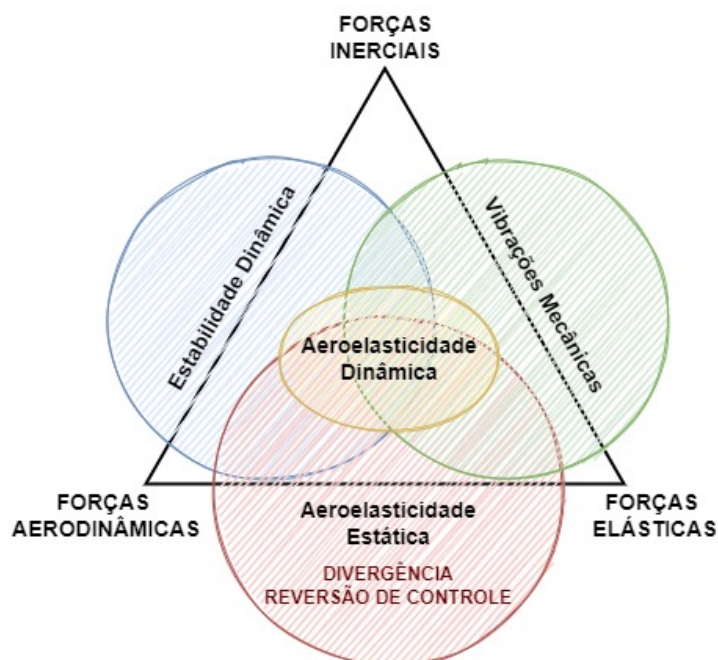


Figura 1 – Triângulo de Forças de Collar.

Apesar da maioria dos estudos se dedicarem aos fenômenos aeroelásticos dinâmicos, é necessária a análise e a completa compreensão dos fenômenos aeroelásticos de ordem estática, para salvaguardar o projeto de falhas e para vias de certificação da aeronave junto às agências de segurança.

Dentre os fenômenos de ordem estática, destaca-se a divergência. Divergência é o nome dado ao acontecimento que ocorre quando os momentos devidos às forças aerodinâmicas superam os momentos restauradores devido à rigidez estrutural, resultando em falha na estrutura. O tipo mais comum é o de divergência torcional da asa.

Em uma nota histórica, especula-se que a tentativa de Samuel Pierpont Langley de voar alguns meses antes dos voos bem-sucedidos dos irmãos Wright em 1903 falhou devido ao início da divergência (COLLAR, 1978). Quando a aeronave de Langley (Fig. 2) foi reconstruída alguns anos depois por Glenn Curtiss com uma estrutura de asa muito mais rígida, a aeronave voou com sucesso.

Ainda, desenvolveu-se, em projetos mais recentes, especificações nas estruturas para evitar tal divergência, como é o caso da aeronave X-29. Essa aeronave foi desenvolvida pela NASA para investigar conceitos e tecnologias avançadas durante um programa de várias fases realizado entre 1984 e 1992. O projeto possuía um dos designs mais incomuns da história da aviação. As asas enflechadas para a frente foram montadas na parte traseira da fuselagem, enquanto seus *canards* (estabilizadores horizontais) localizavam-se à frente das asas, ao invés de na cauda, conforme mostrado na Fig. 3.

As geometrias complexas das asas e *canards* forneciam manobrabilidade excepcio-

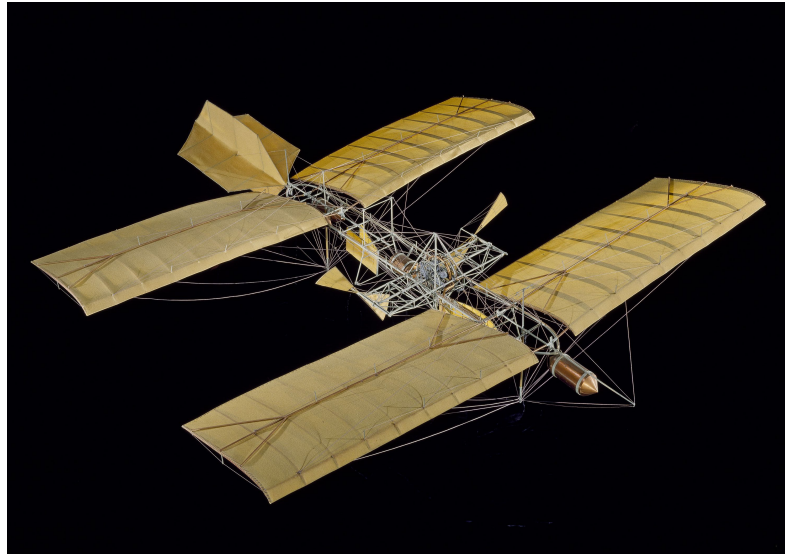


Figura 2 – Modelo de um Aerodrome de Langley (Smithsonian Institution Archives).

nal, desempenho supersônico e uma estrutura leve. Paralelamente, a estrutura externa da asa foi desenvolvida principalmente com materiais compósitos incorporados em padrões precisos para desenvolver resistência e evitar a divergência estrutural.



Figura 3 – Aeronave Grumman X-29 (NASA, 2015).

Outro fenômeno estático de grande relevância aeroelástica é a reversão de comando (ou reversão de controle). Esse fenômeno ocorre devido a um aumento de velocidade, causando redução da eficácia das superfícies de controle até uma determinada velocidade crítica - conhecida como velocidade de reversão. Dessa forma, a resposta à aplicação da superfície de controle torna-se comprometida. Em velocidades maiores do que essa velocidade crítica, a ação dos controles reverte (WRIGHT; COOPER, 2008).

Embora seu potencial catastrófico não seja considerado grande, é inaceitável que em velocidades próximas à velocidade de reversão, a aeronave responda muito lentamente ou não responda à aplicação dos controles, e que ocorra a resposta oposta àquela exigida.

Nesse sentido, as instabilidades aeroelásticas podem ocasionar deformações na es-

trutura, induzindo incrementos nas forças aerodinâmicas e provocando colapsos da estrutura ou promover a perda de controle (SOARES, 2004). Por isso, a legislação brasileira de aviação civil determina, através dos RBAC 23 (ANAC, 2019) e RBAC 25 (ANAC, 2014), que aviões de categoria normal e transporte devem ser livres de *flutter*, reversões de controles e divergências nas seguintes condições:

1. Em todas velocidades dentro e suficientemente além do envelope estrutural de projeto;
2. Para qualquer configuração e condição de operação;
3. Levando em conta os graus de liberdade críticos; e
4. Levando em conta quaisquer falhas ou mau funcionamentos críticos.

Dessa forma, para atender aos requisitos de projeto, simulações computacionais, juntamente com os respectivos cálculos numéricos, são utilizadas como ferramentas que permitem, mesmo antes de haver o primeiro protótipo, identificar possíveis falhas estruturais. Os resultados provenientes dessas análises numéricas podem indicar a necessidade de alterações no projeto, as quais, se efetuadas em fases iniciais são menos custosas - financeiramente e em trabalho de projeto - do que eventuais correções feitas em fases mais avançadas.

Para a realização das análises dos fenômenos estáticos ligados à aeroelasticidade deste trabalho, utilizou-se o software MSC.Nastran, uma vez que possui funções específicas e relevância a nível acadêmico e industrial. O software é escrito principalmente em FORTRAN e contém mais de um milhão de linhas de código.

NASTRAN é um acrônimo oriundo de **N**ASA **S**T**R**ucture **A**Nalysis e consiste, basicamente, em um programa de análise de elementos finitos (FEA) que foi originalmente desenvolvido para a NASA no final dos anos 1960 sob financiamento do governo dos Estados Unidos para a indústria aeroespacial. A MacNeal-Schwendler Corporation (MSC) foi um dos desenvolvedores principais e originais do código NASTRAN disponível ao público (MSC, 2021).

Além disso, o NASTRAN foi projetado desde o início para consistir em vários módulos. Um módulo é uma coleção de sub-rotinas FORTRAN projetadas para realizar uma tarefa específica, como processamento da geometria do modelo, montagem de matrizes, aplicação de restrições, resolução de problemas de matriz, cálculo de quantidades de saída, conversação com o banco de dados, impressão da solução e assim por diante. Os módulos são controlados por uma linguagem interna chamada Direct Matrix Abstraction Program (DMAP) (MSC.SOFTWARE, 2004a). Assim, existem vários comandos em DMAP para cada tipo de análise - seja dinâmica linear, de tensão estática, não-linear, dinâmica de

multicorpos, multifísica, interação fluido-estrutura e outras- composta de uma sequência de soluções.

Dessa forma, esse software é um dos solucionadores para análise de elementos finitos mais amplamente usados no mundo. Além disso, pela confiança e precisão, a ferramenta possui certificação da agência de aviação civil norte americana (FAA) (MSC, 2021) e é bem aceita em diversas outras instituições de renome no mercado aeronáutico.

1.2 Objetivos

O presente trabalho tem por objetivo realizar a análise dos fenômenos aeroelásticos de natureza estática, em especial a divergência e reversão de controle, em estruturas aeronáuticas. Para tanto, será necessária a plena compreensão da funcionalidade e das atribuições do software MSC.Nastran para soluções estáticas, incluindo detalhes da modelagem da malha aerodinâmica e estrutural, bem como pós processamento dos resultados obtidos.

Como objetivos específicos desse trabalho, são destacados os tópicos que seguem:

- Determinação de um fluxo de trabalho objetivo e conciso para análise aeroelástica estática do fenômeno de divergência e reversão de controle usando o software Nastran;
- Análise aeroelástica estática analítica e numérica de uma asa BAH (massas concentradas) em reversão de controle e divergência incluindo análises paramétricas e comparações; e
- Análise aeroelástica estática numérica de uma asa Forward-Swept Wing (FSW), ou seja, uma asa com enflechamento negativo, visando obter a velocidade e a pressão de divergência e comparação dos resultados para diferentes ângulos de enflechamento;

1.3 Metodologia

Com o propósito de atingir os objetivos apresentados, primeiramente é realizada uma revisão conceitual a partir do referencial teórico sobre as definições e parâmetros que abrangem os fenômenos aeroelásticos, conforme o diagrama da Fig. 4. Posteriormente, elenca-se os procedimentos adotados no software em questão, destacando os problemas estáticos de divergência e reversão de controles. Para isso, utilizou-se os próprios manuais do programa e a execução de problemas propostos nos mesmos manuais.

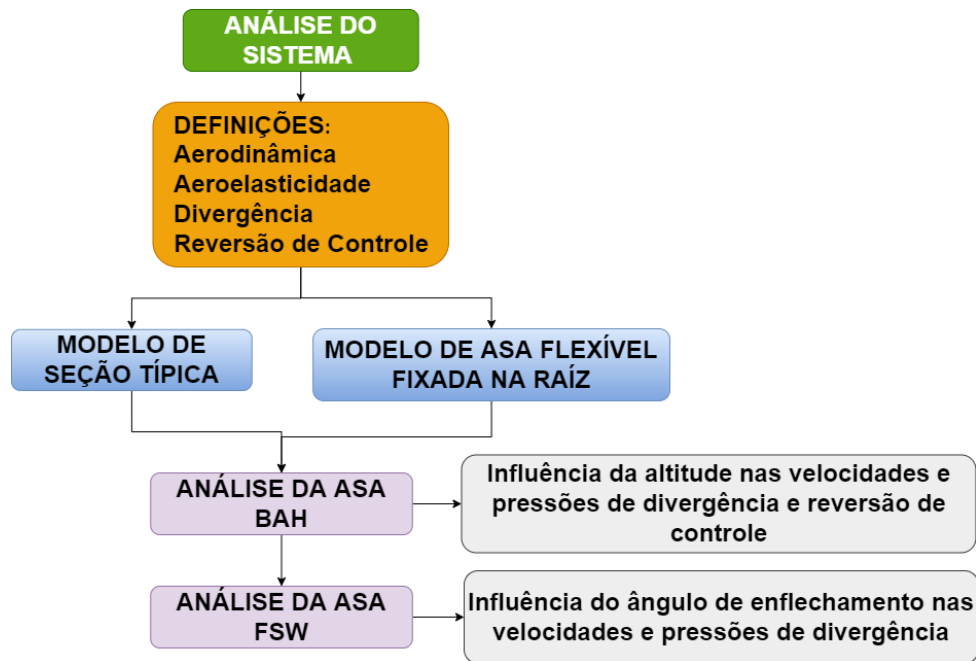


Figura 4 – Diagrama para a análise aeroelástica estática.

O material de apoio disponibilizado pela própria desenvolvedora, a MSC, consiste em quatro manuais. O primeiro é o Guia de Uso (*MSC.Nastran 2001 - Getting Started with MSC.Nastran User's Guide* ((*MSC.SOFTWARE, 2004a*))). Esse manual tem por objetivo a modelagem básica de vigas e placas. Concentrando-se na análise estática linear (exemplo da SOL 101), o manual apresenta também os passos para definição da geometria, escolha dos elementos finitos, definição das condições de contorno, aplicação de carga e entendimento da estrutura do arquivo de entrada, arquivos de saída e formato das entradas dentro do arquivo.

Em seguida, para complementar a compreensão das funções do software, tem-se o manual *MSC.Nastran Version 68 - Aeroelastic Analysis User's Guide* ((*MSC.SOFTWARE, 2004d*)). A partir desse manual, concebe-se o aprofundamento do funcionamento do programa através da SOL 144 e execução de exemplos de análise de divergência.

Assim também, o manual *MSC.Nastran 2003 - Linear Static Analysis User's Guide* ((*MSC.SOFTWARE, 2004c*)) é utilizado para melhor compreender os resultados da análise estática de divergência e compreensão de mensagens de erro. Por fim, para consultas referentes à escrita do arquivo de entrada, dispõe-se o manual *MSC Nastran Version 68 - Quick Reference Guide* ((*MSC.SOFTWARE, 2004b*)).

Neste trabalho, utiliza-se a versão estudantil do MSC.Nastran (MSC.Nastran2021.1 Student Edition). Utiliza-se também o Nastpad (versão 1.2.0), software complementar para edição do texto nos padrões requeridos pelo Nastran e o Simcenter Femap. Para o pós-processamento, códigos em linguagem *MATLAB* serão utilizados.

Ao decorrer do trabalho, apresenta-se duas vias para o processamento das análises. A primeira dispõe-se do Nastpad para o pré-processamento, o Nastran para o processamento e o MATLAB para gerar gráficos e tratar os resultados obtidos, conforme apresentado no Apêndice [A.1.4.1](#).

Já na segunda via, implementa-se o software Femap. O Simcenter Femap é um software de simulação avançado para criar, editar e inspecionar modelos de elementos finitos de produtos ou sistemas complexos, que suporta a utilização do Nastran internamente. A grande vantagem desse software é a possibilidade de visualização da malha e dos modos de vibração de forma tridimensional. O detalhamento dessa via pode ser acompanhado no Apêndice [A.1.4.2](#).

1.4 Contribuição

Conforme mencionado, o MSC.Nastran é um software amplamente utilizado na indústria aeronáutica. Todavia, não apresenta uma interface convidativa, o que torna difícil sua disseminação e, conseqüentemente, não participa da formação de profissionais, que, por vezes, desconhecem suas funcionalidades e aplicabilidades. Nesse contexto, este trabalho pretende servir como embasamento para análises mais complexas que envolvam fenômenos aeroelásticos, por meio dessa ferramenta útil e ainda pouco utilizada nas universidades do país e, por conseguinte, fomentar novas pesquisas desse campo dentro da UnB, em especial na Faculdade do Gama e curso de Engenharia Aeroespacial.

1.5 Organização do Trabalho

Este trabalho está organizado em cinco capítulos, sendo que este primeiro apresenta os aspectos introdutórios. Primeiramente, é feita a contextualização e são apresentadas as motivações que levaram a escolha do tema. Em seguida são definidos os objetivos e a metodologia assumida para chegar aos resultados demonstrados.

O Capítulo 2 é dedicado a uma revisão bibliográfica. Nessa seção, serão apresentados os trabalhos relevantes utilizados como embasamento teórico necessário para o desenvolvimento desse trabalho.

O Capítulo 3 traz os modelos numéricos das asas BAH e FSW no Nastran. Nessa seção, são apresentadas as configurações e as condições para as análises.

Em seguida, o Capítulo 4 apresenta os resultados oriundos das simulações numéricas e analíticas para a asa BAH, com suas respectivas comparações e os resultados numéricos para a asa FSW, com suas respectivas configurações de enflechamento.

O Capítulo 5 traz as conclusões obtidas durante todo o trabalho de pesquisa.

2 Referencial Teórico

O conteúdo apresentado neste capítulo aborda a descrição teórica acerca da aerodinâmica estacionária e mecânica de estruturas aeroespaciais para, enfim, adentrar na parte estática de aeroelasticidade. Em seguida, estabelecidos os conceitos básicos e o comportamento físico da estrutura objeto, são abordadas técnicas e métodos de solução do problema aeroelástico, com foco na divergência e reversão de controles. Simultaneamente, é criado um panorama geral com a formulação utilizada pelo software MSC.Nastran e o respectivo equacionamento teórico.

2.1 Aerodinâmica

De acordo com [Milne-Thomson \(1973\)](#), aerodinâmica é a ciência que trata do movimento do ar e dos corpos em movimento imersos nesse escoamento. Desse modo, o corpo de uma aeronave, em movimento e em meio ao ar, estará sujeito à atuação de diversas forças, que culminarão em uma força resultante e momentos, conforme ilustrado na Fig. 5.

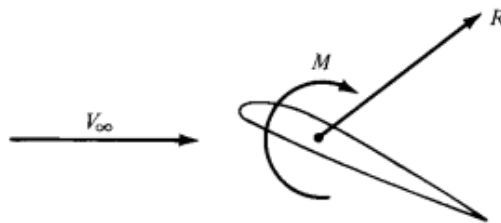


Figura 5 – Força aerodinâmica resultante e momento no corpo ([DOWELL et al., 1995](#)).

Para melhor compreensão, as forças resultantes são decompostas em duas componentes: a primeira perpendicular à velocidade- denominada sustentação (L)- e a segunda paralela, denominada arrasto (D), representadas esquematicamente na Fig. 6.

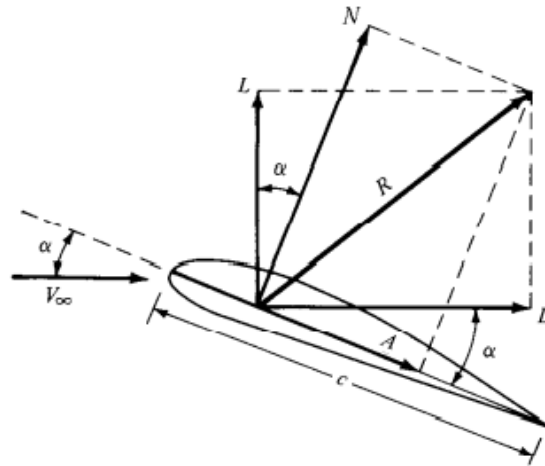


Figura 6 – Força aerodinâmica resultante e suas respectivas componentes (WRIGHT; COOPER, 2008).

- **L** - Sustentação (*lift*)
- **D** - Arrasto (*drag*)
- **N** - Força normal ao aerofólio
- **R** - força resultante decorrente do arrasto e da sustentação
- **A** - força tangencial ao aerofólio

Tais forças e momentos aerodinâmicos podem ser obtidos através da integração das pressões e tensões cisalhantes para aerofólios, asas ou outras superfícies aerodinâmicas (ANDERSON, 2010). Em sua forma resumida, o arrasto (D), sustentação (L) e momento aerodinâmico (M) em aerofólios são dados pelas Eqs. 2.1, 2.2 e 2.3:

$$D = q_\infty C_D S, \quad (2.1)$$

$$L = q_\infty C_L S, \quad (2.2)$$

$$M = q_\infty C_M c S, \quad (2.3)$$

$$q_\infty = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2}, \quad (2.4)$$

nas quais S equivale a área da asa, c é igual a corda da asa, ρ_∞ corresponde à densidade do ar, V_∞ a velocidade do escoamento, q_∞ a pressão dinâmica e C_D , C_L e C_M são respectivamente os coeficientes de arrasto, sustentação e momento.

Todavia, para explorar as soluções aerodinâmicas de problemas modernos e mais complexos, existem diversas teorias que permitem a modelagem dessas forças aerodinâmicas de forma a otimizar o processamento numérico. De modo especial, o software MSC Nastran traz seis teorias para a entrada do modelo aerodinâmico. São elas:

1. Método Doublet-Lattice (*Doublet-Lattice Method*), para superfícies sustentadoras em regimes subsônicos compressíveis;
2. ZONA51, para superfícies sustentadoras em regimes supersônicos;
3. Teoria de interferência asa-corpo, para regimes subsônicos;
4. Método Mach Box (*Mach Box Method*), para regime supersônico;
5. Teoria das Faixas (*Strip Theory*) para qualquer regime; e
6. Teoria do Pistão (*Piston Theory*) para regimes hipersônicos.

Para maior compreensão acerca das teorias aerodinâmicas supracitadas, recomenda-se o manual de usuário para análise aeroelástica do MSC.Nastran ([MSC.SOFTWARE, 2004d](#)).

Dessa forma, para a execução da análise divergente completa em velocidades subsônicas, o software utiliza a teoria aerodinâmica de Vortex-Lattice, caso estacionário do método Doublet-Lattice.

2.1.1 Método Vortex-Lattice

O Método Vortex-Lattice (VLM) é voltado para escoamentos não estacionários e deriva do Método Doublet-Lattice (DLM), utilizado em todo o mundo para análises de vibração e resposta dinâmica de aeronaves em velocidades subsônicas. Nesse método, cada superfície (ou painel) é dividido em pequenos elementos sustentadores de formato trapezoidal, chamados caixas, de forma que o conjunto de todos esses elementos é arranjado em tiras paralelas na direção do escoamento, sendo que na linha de 3/4 de corda de cada caixa são concentradas as pressões sustentadoras desconhecidas. A Fig. 7 apresenta um exemplo de modelagem pelo VLM.

Dessa forma, é através do método VLM que o software adiciona o que seriam as forças externas (aerodinâmicas) ao modelo, que, em seguida, serão relacionadas às forças estruturais através da ferramenta de interpolação *spline*.

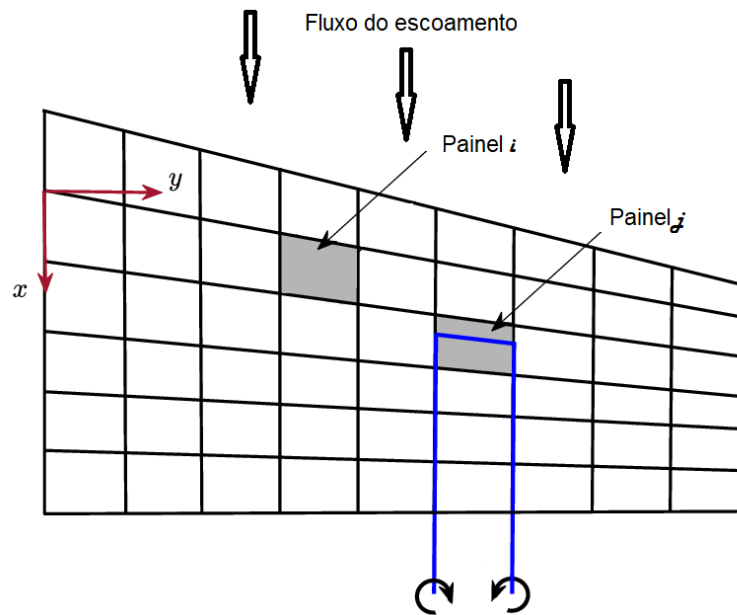


Figura 7 – Exemplo de modelo aerodinâmico pela teoria VLM (BIDAR, 2019).

O solucionamento dos coeficientes aerodinâmicos de cada painel são regidos pela Eq. 2.5 a seguir:

$$\mathbf{A}\Gamma - \mathbf{v} = 0 \quad (2.5)$$

na qual \mathbf{A} é a matriz de coeficientes de influência aerodinâmica, Γ é o vetor das forças de vórtices, e \mathbf{v} é o vetor das condições de contorno do painel.

2.1.2 Splines

Para que haja a interconexão entre os elementos aerodinâmicos e estruturais, utiliza-se a função matemática *spline* de superfície, que é baseada na teoria da deflexão de uma placa plana infinita (MSC.SOFTWARE, 2004d).

A *spline* é uma ferramenta de interpolação que faz a conexão entre os dois modelos através de conjuntos de pontos escolhidos e, a partir destes, transmite as forças aerodinâmicas para cada painel do modelo estrutural e retorna os deslocamentos no sentido inverso, uma vez que um influencia diretamente o outro wright.

Salienta-se que os graus de liberdade deste tipo de conexão incluem apenas deslocamentos normais ao plano da superfície.

2.2 Sistemas Aeroelásticos

Dentre as maiores referências em aeroelasticidade, são mencionados livros como *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads* de [Wright e Cooper \(2008\)](#), *A Modern Course in Aeroelasticity* de [Dowell et al. \(1995\)](#) e *An Introduction to theory of Aeroelasticity* de [Fung \(1993\)](#). Assim também, literaturas sobre vibrações de sistemas mecânicos, aerodinâmica de fluxo constante e mecânica dos sólidos são utilizadas como textos complementares para o entendimento da parcela estática da área.

Posteriormente à revisão, [Wright e Cooper \(2008\)](#) e [Dowell et al. \(1995\)](#) dedicam uma seção para discutir o comportamento aeroelástico estático de um aerofólio bidimensional de maneira simplificada. Para isso, utilizam-se do mesmo sistema, conhecido como Modelo de Seção Típica de um Aerofólio, com abordagens semelhantes, conforme exposto nas subseções 2.2.1, para um modelo sem aileron (ou aileron sem deflexão) e ??, considerando um aileron deflexionado.

Em seguida, é examinada uma asa flexível fixada em sua raiz, cuja análise envolve a Teoria das Faixas de aerodinâmica e o método de Rayleigh–Ritz, voltados já para problemas tridimensionais, conforme subseção 2.2.3.

2.2.1 Modelo de Seção Típica de um Aerofólio

Para a compreensão básica de vários problemas aeroelásticos, faz-se o uso de um sistema físico conforme ilustrado na Fig. 8. O esquema, também conhecido como Seção Típica Bidimensional, consiste em um aerofólio de seção rígida e simétrica (portanto, sem curvatura inerente) ligado a uma mola, cuja constante elástica K_θ tem unidades de momento (torque) por ângulo de torção, a uma distância e do centro aerodinâmico, localizado a um quarto da corda. Ainda, a inclinação da curva de sustentação é definida como $a_w = \frac{\partial C_L}{\partial \theta}$.

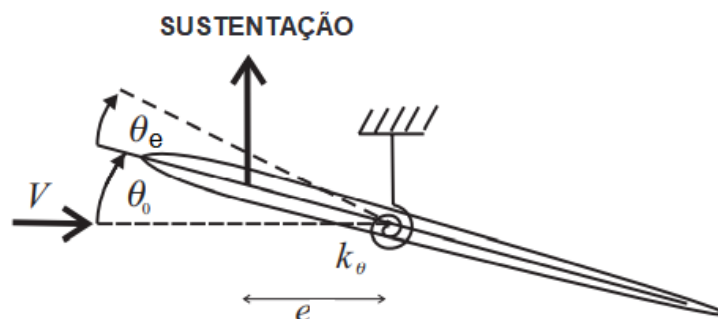


Figura 8 – Aerofólio bidimensional com mola torcional ([WRIGHT; COOPER, 2008](#))

O principal interesse aeroelástico neste modelo é a torção da mola, e consequente ângulo de ataque θ , em função da velocidade do ar. Se a mola for muito rígida ou a

velocidade do ar for muito baixa, a rotação será bastante pequena. No entanto, para molas flexíveis ou fluxo de velocidade elevado a rotação pode torcer a mola além do seu limite de resistência e levar à falha estrutural (DOWELL et al., 1995).

O ângulo de ataque total, θ , é tomado como a soma de um ângulo de ataque inicial, θ_0 (com a mola sem torção), mais um incremento devido à torção elástica da mola, θ_e .

$$\theta = \theta_0 + \theta_e \quad (2.6)$$

A força de sustentação L que age sobre o aerofólio a uma determinada velocidade do ar e o ângulo de incidência θ causam um momento de arfagem M_y , produto da integração da pressão dinâmica (q_∞) e a distância e entre o centro elástico e o centro de massa do aerofólio.

Dessa forma, para definir a equação de equilíbrio estático para o modelo de aerofólio de seção típica (Fig. 8), tem-se:

$$M_y = M_{AC} + Le \quad (2.7)$$

na qual M_{AC} é o momento sobre o centro aerodinâmico (positivo com o bordo de ataque para cima).

A partir da teoria aerodinâmica e expandindo o coeficiente de sustentação através de uma Série de Taylor para um ângulo θ pequeno, tem-se:

$$C_L = C_{L_0} + \frac{\partial C_L}{\partial \theta} \theta \quad (2.8)$$

na qual C_{L_0} é o coeficiente de sustentação quando $\theta = 0$.

Destaca-se que para o modelo bidimensional de um aerofólio sob um escoamento incompressível, tem-se as seguintes condições:

$$\frac{\partial C_L}{\partial \theta} = 2\pi, \quad C_{MAC_0} = 0 = C_{L_0}$$

sendo C_{MAC_0} o coeficiente de momento sobre o centro aerodinâmico quando $\theta = 0$.

Por conveniência, e sem perdas essenciais de informação, considera-se $C_{L_0} = 0$. Por conseguinte, substituindo as Eqs. 2.2, 2.3 e 2.8 na Eq. geral 2.7, obtém-se:

$$M_y = eqS \left[\frac{\partial C_L}{\partial \theta} (\theta_0 + \theta_e) \right] + qScC_{MAC_0} \quad (2.9)$$

Agora, considerando-se o momento elástico ($-K_\theta\theta$) à soma dos demais momentos, tem-se a equação de equilíbrio estático para o Modelo de Seção Típica de um Aerofólio (Eq. 2.10).

$$eqS \left[\frac{\partial C_L}{\partial \theta} (\theta_0 + \theta_e) \right] + qScC_{MAC_0} - K_\theta\theta_e = 0 \quad (2.10)$$

Resolvendo a equação para a torção elástica (assumindo $C_{MAC_0} = 0$ para simplificação), tem-se:

$$\theta_e = \frac{qS}{K_\theta} \left(\frac{e \frac{\partial C_L}{\partial \theta} \theta_0}{1 - q \frac{Se}{K_\theta} \frac{\partial C_L}{\partial \theta}} \right) \quad (2.11)$$

Esta solução tem várias propriedades interessantes. Para esse estudo o mais importante é o fato de que a uma determinada pressão dinâmica a torção elástica torna-se infinitamente grande. Isto é, quando o denominador do lado direito da Eq. 2.11 torna-se nulo. Assim:

$$1 - q \frac{Se}{K_\theta} \frac{\partial C_L}{\partial \theta} = 0 \quad (2.12)$$

ao ponto de $\theta_e \rightarrow \infty$.

A Eq. 2.12 representa o que é chamado de 'condição de divergência'. A pressão dinâmica correspondente pode ser obtida resolvendo a mesma equação e é denominada de pressão dinâmica de divergência, q_D . Logo:

$$q_D = \frac{K_\theta}{Se \left(\frac{\partial C_L}{\partial \theta} \right)} \quad (2.13)$$

Uma vez que apenas as pressões dinâmicas positivas são fisicamente significativas, observa-se que somente para $e > 0$ ocorrerá divergência, ou seja, quando o centro aerodinâmico estiver à frente do eixo elástico.

Por conseguinte, para determinar a velocidade crítica de divergência V_D , substitui-se a pressão de divergência (Eq. 2.13) na fórmula da pressão dinâmica apresentada na Eq. 2.4. Logo, tem-se:

$$V_D = \sqrt{\frac{2q_D}{\rho_\infty}} \quad (2.14)$$

Ocasionalmente, a equação do ângulo de torção elástica da mola, Eq. 2.11, pode ser reescrita de forma mais concisa da seguinte forma:

$$\theta_e = \frac{\left(\frac{q}{q_D}\right) \theta_0}{1 - \frac{q}{q_D}} \quad (2.15)$$

Por fim, salienta-se que para qualquer aerofólio real a torção elástica não se torna infinitamente grande, pois isso exigiria um momento aerodinâmico infinitamente grande. No entanto, a torção elástica pode se tornar tão grande a ponto de causar falha estrutural, por isso todas as aeronaves são projetadas para voar abaixo da pressão dinâmica de divergência para todos os aerofólios ou superfícies de controle.

2.2.2 Modelo de Seção Típica de um Aerofólio com Superfície de Controle

O modelo aeroelástico tratado anteriormente pode ser estendido para casos mais complexos, uma vez que sua formulação é a base dos demais problemas de mesma natureza. Um exemplo derivado é o Modelo de Seção Típica com Superfície de Controle, exemplificado na Fig. 9.

O propósito básico de uma superfície de controle é mudar a sustentação (ou momento) na superfície principal. Dessa forma, ao considerar uma superfície de controle, nesse caso um aileron, deve-se considerar um novo ângulo β entre a linha da corda do aerofólio e a linha da corda da superfície de controle.

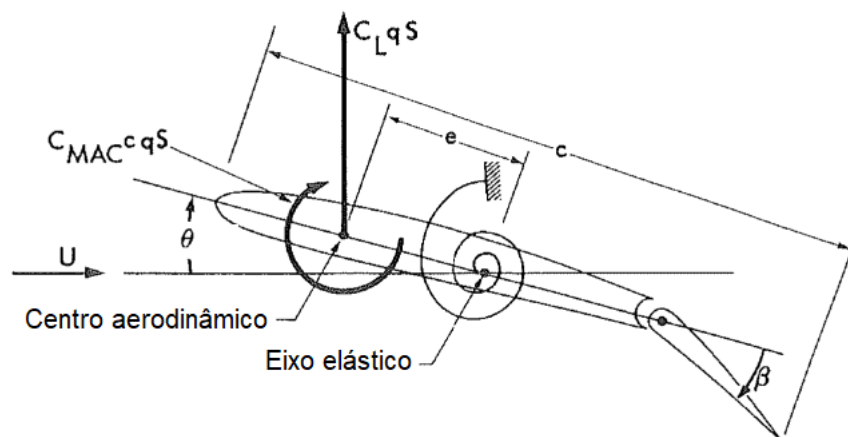


Figura 9 – Seção típica com superfície de controle (BISPLINGHOFF; ASHLEY; HALFMAN, 2013).

Com a adição desse novo elemento, a equação do coeficiente de sustentação, sustentação total e do momento sobre o centro aerodinâmico do aileron, tornam-se, respectivamente:

$$C_L = \left(\frac{\partial C_L}{\partial \theta} \theta + \frac{\partial C_L}{\partial \beta} \beta \right) \quad (2.16)$$

$$L = qSC_L = qS \left(\frac{\partial C_L}{\partial \theta} \theta + \frac{\partial C_L}{\partial \beta} \beta \right) \quad (2.17)$$

$$M = qScC_{MAC} = qSc \left(\frac{\partial C_{MAC}}{\partial \beta} \beta \right) \quad (2.18)$$

De forma análoga à Eq. 2.10, a equação de equilíbrio do momento estático para esse modelo é definida como:

$$eqS \left(\frac{\partial C_L}{\partial \theta} \theta + \frac{\partial C_L}{\partial \beta} \beta \right) + qSc \frac{\partial C_{MAC}}{\partial \beta} \beta - K_\theta \theta = 0 \quad (2.19)$$

Além da forma um pouco mais complicada para a equação de equilíbrio, há outro fenômeno físico associado à superfície de controle, a reversão da superfície de controle.

A fim de determinar a pressão e a velocidade de reversão, a equação de equilíbrio 2.19 pode ser expressa em termos da razão entre a torção elástica e o deslocamento do aileron, como segue:

$$\frac{\theta}{\beta} = \frac{e \left(\frac{\partial C_L}{\partial \beta} \right) + c \left(\frac{\partial C_{MAC}}{\partial \beta} \right)}{\left(\frac{K_\theta}{qS} \right) - e \left(\frac{\partial C_L}{\partial \theta} \right)} \quad (2.20)$$

Agora, combinando as Eqs. 2.16 e 2.20, tem-se a expressão do coeficiente de sustentação total como função linear do deslocamento do aileron:

$$C_L = \frac{\left(\frac{\partial C_L}{\partial \beta} \frac{K_\theta}{qSe \left(\frac{\partial C_L}{\partial \theta} \right)} + \frac{c}{e} \frac{\partial C_{MAC}}{\partial \beta} \right) \beta}{\left(\frac{K_\theta}{qSe \left(\frac{\partial C_L}{\partial \theta} \right)} \right) - 1} \quad (2.21)$$

O aileron se torna completamente ineficiente quando $C_L = 0$. Para isso, quando o numerador da equação acima for nulo, obtém-se a condição para reversão do aileron. Assim:

$$\frac{\partial C_L}{\partial \beta} \frac{K_\theta}{qRS \left(\frac{\partial C_L}{\partial \theta} \right)} + c \frac{\partial C_{MAC}}{\partial \beta} = 0 \quad (2.22)$$

na qual q_R é a pressão dinâmica de reversão para o aileron e pode ser melhor visualizada na Eq. 2.23.

$$q_R = -\frac{\partial C_L}{\partial \beta} \frac{K_\theta}{Sc \left(\frac{\partial C_L}{\partial \theta} \frac{\partial C_{MAC}}{\partial \beta} \right)} \quad (2.23)$$

Por fim, através da relação da Eq. 2.14, tem-se que a velocidade de reversão de controle pode ser expressa da seguinte forma:

$$V_R = \sqrt{\frac{-\frac{\partial C_L}{\partial \beta} K_\theta}{\frac{Sc\rho}{2} \left(\frac{\partial C_L}{\partial \theta} \frac{\partial C_{MAC}}{\partial \beta} \right)}} \quad (2.24)$$

Outro parâmetro importante para a análise da reversão de controle é a eficácia dos controles (η). Tal eficácia é obtida através da razão entre os valores flexíveis e rígidos dos momentos de flexão, ou seja, como o funcionamento do aileron é influenciado pela deformação elástica. Logo,

$$\eta = \frac{1 - \frac{q}{q_R}}{1 - \frac{q}{q_D}} \quad (2.25)$$

Percebe-se que a pressão dinâmica aproxima-se da pressão de reversão de controle à medida em que a eficácia se aproxima de zero, obedecendo o conceito de tal fenômeno.

2.2.3 Asa Flexível com Raiz Fixa

Um exemplo mais realista de comportamento aeroelástico estático e com interesse prático é proposto por [Bisplinghoff, Ashley e Halfman \(2013\)](#). O modelo em questão consiste em uma asa flexível fixada em sua raiz. Ademais, para simplificar a compreensão do caso, considera-se que os segmentos de corda da asa permaneçam rígidos, ou seja, não há arqueamento. O modelo é apresentado na Fig. 10.

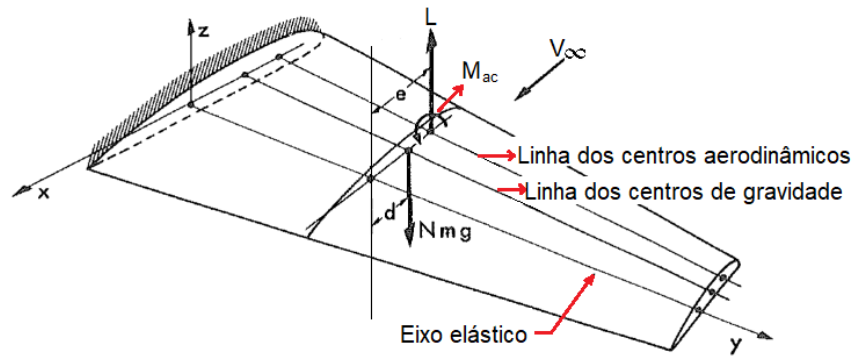


Figura 10 – Asa retangular flexível afixada na raiz (BISPLINGHOFF; ASHLEY; HALFMAN, 2013).

Por se tratar agora de uma estrutura flexível, adiciona-se a rigidez torcional da asa (GJ), produto do módulo de elasticidade ao cisalhamento G com o momento polar de inércia J . O centro aerodinâmico se encontra a uma distância e do eixo elástico e este é posicionado a uma distância d do centro de gravidade, conforme a figura acima.

Para prosseguir com a análise aproximada do problema, tem-se que a equação de equilíbrio aeroelástico estático desse modelo é obtida relacionando a razão de torção ao momento aplicado, conforme a Eq. 2.26.

$$\frac{d}{dy} \left(GJ \frac{d\theta}{dy} + M_y \right) = 0 \quad (2.26)$$

na qual $\theta(y)$ é a distribuição da torção elástica e M_y é o momento aerodinâmico sobre o eixo elástico.

A Eq. 2.26, por ser uma equação diferencial de segunda ordem em y , possui duas condições de contorno. A asa é fixada em sua raiz e livre em sua ponta, de modo que as condições de contorno são:

$$\theta_e = 0 \quad em \quad y = 0, \quad GJ \frac{d\theta_e}{dy} = 0 \quad em \quad y = l$$

A partir da Fig. 10, nota-se que o momento M_y pode ser expresso da seguinte forma:

$$M_y = L + M_{AC} - pd \quad (2.27)$$

$$M_y = (ecc_l + c^2 c_{MAC})q - Nmgd \quad (2.28)$$

nas quais c_l equivale ao coeficiente de sustentação local, c_{MAC} corresponde ao coeficiente de momento local sobre o centro aerodinâmico, N é o fator de carregamento normal à superfície da asa ($N=1$ para nível de vôo) e mg é o peso (p) por unidade de comprimento.

Ainda, o coeficiente c_l é tido como uma superposição da distribuição do coeficiente de sustentação local resultante da torção rígida (c_L^r) com a distribuição do coeficiente de sustentação local resultante da torção elástica (c_L^e).

$$c_L(y) = c_L^r(y) + c_L^e(y) \quad (2.29)$$

Substituindo a Eq. 2.29 na Eq. 2.28, tem-se a equação de equilíbrio expandida:

$$\frac{d}{dy} \left(GJ \frac{d\theta}{dy} \right) + qecc_l^e = -qecc_L^r - qc^2 c_{MAC} + Nmgd \quad (2.30)$$

Por conseguinte, a velocidade de divergência torcional para esse modelo é determinada a partir do menor autovalor de pressão dinâmica, obtida através da equação diferencial homogênea de equilíbrio (Eq. 2.31). Como a solução de uma equação não-homogênea se torna infinita para autovalores correspondentes à equação homogênea, conclui-se que uma asa real (que nunca pode ser ajustada para que as cargas de ar rígidas sejam exatamente zero) sofreria torção e seria destruída em sua velocidade de divergência.

Assim, a forma homogênea da Eq. 2.30 é apresentada como:

$$\frac{d}{dy} \left(GJ \frac{d\theta}{dy} \right) + qecc_l^e = 0 \quad (2.31)$$

A solução mais simples para o modelo de asa flexível com sua raiz fixada é obtida através da teoria das faixas, cuja equação é apresentada a seguir:

$$\frac{d^2\theta}{dy^2} + \lambda^2\theta = 0 \quad (2.32)$$

onde,

$$\lambda = \frac{qeca_0}{GJ} \quad (2.33)$$

Em seguida, tem-se que a solução geral da Eq. 2.32 é:

$$\theta(y) = A \operatorname{sen} \lambda y + B \operatorname{cos} \lambda y \quad (2.34)$$

na qual, as condições de contorno são:

$$\begin{aligned} \theta(0) &= 0, \\ \theta'(l) &= 0 \end{aligned}$$

Introduzindo tais condições de contorno na Eq. 2.34, tem-se:

$$B = 0 \quad (2.35)$$

$$\operatorname{cos} \lambda y = 0 \quad (2.36)$$

A Eq. 2.36 indica que existe uma solução apenas quando a condição a seguir é satisfeita:

$$\lambda l = (2n + 1) \frac{\pi}{2}, \quad (n = 0, 1, 2, \dots, \infty) \quad (2.37)$$

O menor desses valores, $\lambda = \frac{\pi}{2}$, corresponde à velocidade de divergência. Dessa forma, ao substituir tal valor à Eq. 2.33, tem-se que a pressão e a velocidade de divergência são, respectivamente:

$$q_D = \frac{GJ\pi^2}{4cea_0l^2} \quad (2.38)$$

$$V_D = \frac{\pi}{2l} \sqrt{\frac{GJ}{cea_0 \left(\frac{\rho}{2}\right)}} \quad (2.39)$$

3 Modelos Numéricos no Nastran

O presente capítulo diz respeito à preparação dos modelos numéricos a serem implementados no Nastran, os quais são as asas BAH e FSW. Para isso, seguindo os passos definidos no diagrama da Fig. 11, será apresentada a forma como foram configurados os modelos e os procedimentos de análise utilizando o software MSC.Nastran. Os parâmetros pertinentes aos fenômenos aeroelásticos estáticos são matematicamente expressos nas formas de equações de equilíbrio desenvolvidas no capítulo anterior. Primeiramente é definido o modelo aeroelástico de um aerofólio de seção típica, cuja deflexão do aileron é nula (Subseção 2.2.1). Em sequência considera-se um ângulo β para o aileron a fim de determinar as condições para a reversão de controle (Subseção 2.2.2). Adiante, toma-se como base uma asa flexível a ser utilizada para o equacionamento analítico das asas BAH e FSW. Para prosseguir com as soluções analítica e numérica, serão estabelecidos, nesse capítulo, as especificações dos modelos e as respectivas abordagens.

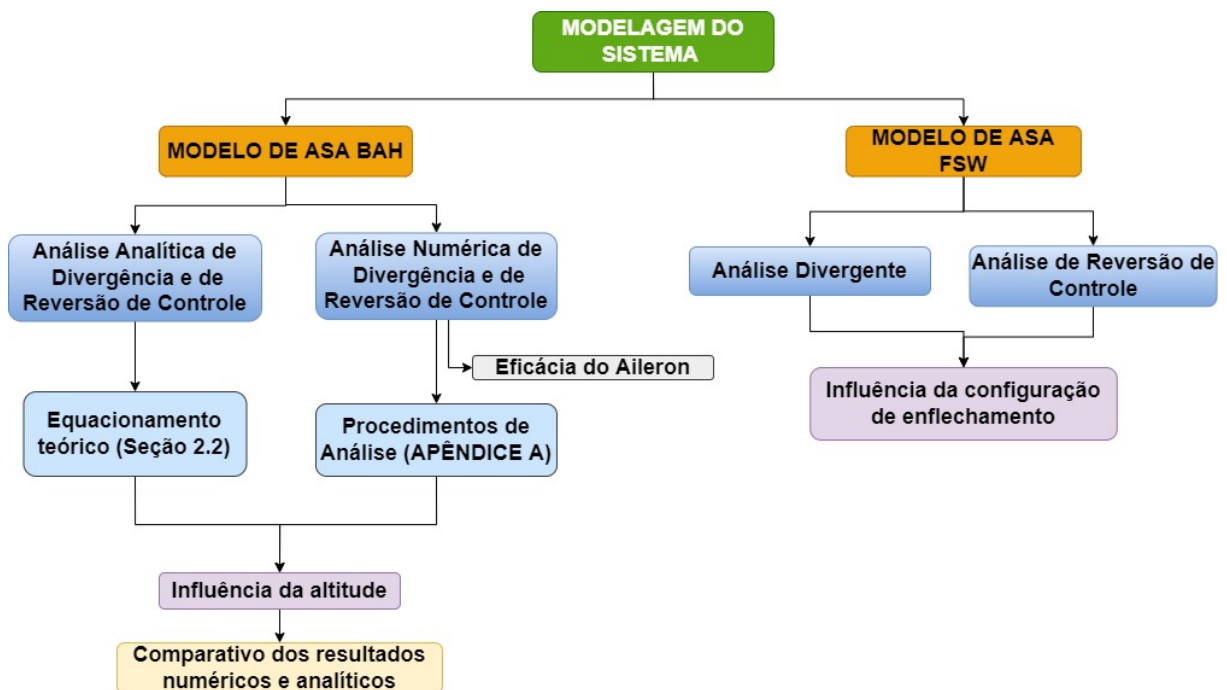


Figura 11 – Metodologia de análise

3.1 Modelagem da Asa BAH

Para o primeiro caso explorado faz-se o uso do modelo *BAHWingModel* em rotação estável proposto e desenvolvido por Bisplinghoff, Ashley e Halfman (2013) como um

exemplo de asa finita de uma aeronave de transporte cujas massas são concentradas em pontos específicos ao longo do eixo elástico - simbolizadas por M_i , conforme Fig. 12. A asa BAH, além de ser considerada internacionalmente um modelo de teste, é tida também como um exemplo para validação aeroelástica (NASER; POTOTZKY; SPAIN, 2001).

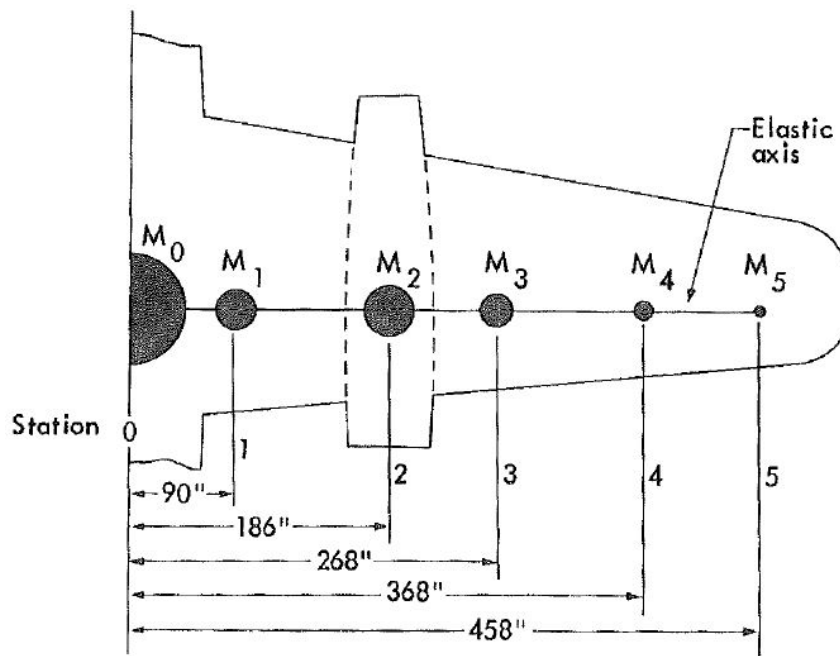


Figura 12 – Modelo original da asa BAH com massas concentradas (BISPLINGHOFF; ASHLEY; HALFMAN, 2013).

O modelo original foi adaptado como um problema de demonstração utilizando elementos finitos através do software NASTRAN por Rodden e Johnson (1994) e desenvolvido no manual MSC.Software (2004d). Todavia, nesse trabalho o modelo foi submetido, ainda, em diferentes condições de altitude, além de adaptar os arquivos de entrada para abranger a análise divergente.

Dessa forma, ao adaptar o modelo original para o problema idealizado do MSC.Nastran, aperfeiçoou-se a combinação da asa/ aileron, mostrada na Fig. 13.

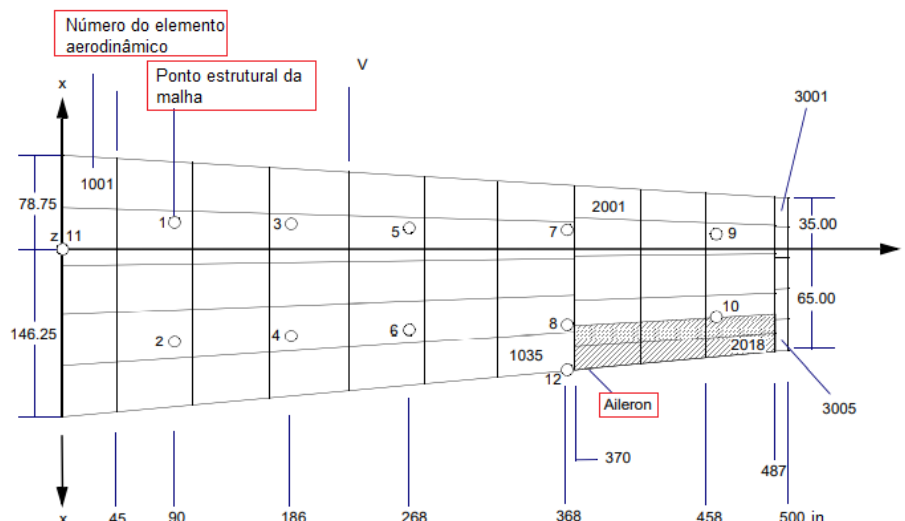


Figura 13 – Idealização da asa BAH para análises do MSC Nastran (MSC.SOFTWARE, 2004d).

Por conseguinte, destaca-se que - a princípio - o exemplo HA144B é moldado para determinação dos coeficientes de pressão, pressões atuantes e forças sob os elementos aerodinâmicos no regime estático. Além disso, o exemplo fornece as deformações na ponta da asa (GRIDs 7, 8, 9 e 10) e no bordo de fuga do aileron (GRID 12). Com tais parâmetros definidos, torna-se possível determinar a pressão e velocidade de divergência, além da rotação da mola do atuador do aileron e sua eficácia, a fim de conhecer a efetividade dos comandos com diferentes pressões dinâmicas e respectivas velocidades para evitar a reversão dos controles.

O modelo em questão é subdividido em cinco arquivos de entrada, são eles:

1. BAH_STRUCT.DAT - Arquivo que contém os dados de rigidez estrutural (Anexo B.1);
2. BAH_MASS.DAT - Arquivo que contém os dados inerciais (Anexo B.2);
3. BAH_AILERON.DAT - Arquivo que contém os dados pertinentes ao aileron (Anexo B.3);
4. BAH_AERO58.DAT - Arquivo que contém os elementos aerodinâmicos (Anexo B.4); e
5. Arquivo de entrada HA144B - Arquivo que contém o Case Control e especificações da solução (Anexo B.5).

Em seguida, com o modelo integrado, deve-se incluir as quatro primeiras rotinas no arquivo de entrada HA144B e estabelecer os demais parâmetros. Para isso, a deflexão

do aileron é definida em um radiano ($\delta_a=1$ rad) e, para atingir os objetivos da simulação, restringiu-se todo o movimento nos demais graus de liberdade (DOF 12356), exceto no eixo x (4 DOF), permitindo a rotação em torno desse eixo.

3.2 Modelagem da Asa FSW

O segundo modelo abordado nesse trabalho trata-se de uma aeronave FSW (forward-swept wing), ou seja, aeronave cuja asa possui enflechamento negativo e, conseqüentemente, cujo eixo elástico possui um ângulo oblíquo em relação ao fluxo de ar, em nível constante de voo, conforme Fig. 14. Ainda, salienta-se que a análise da asa FSW é exclusivamente numérica, uma vez que o modelo anterior já tenha sido utilizado para verificar a confiabilidade dos resultados do software.

Dessa forma, o objetivo deste problema é determinar, primeiramente, o centro de massa do modelo, o momento de arfagem e o centro aerodinâmico que garantam a devida estabilidade, a fim de obter os deslocamentos no eixo elástico. Em seguida, são definidas as pressões e velocidade de divergência e reversão de controle. Para isso, diversos parâmetros devem ser obtidos, conforme demonstrado ao decorrer do exemplo.

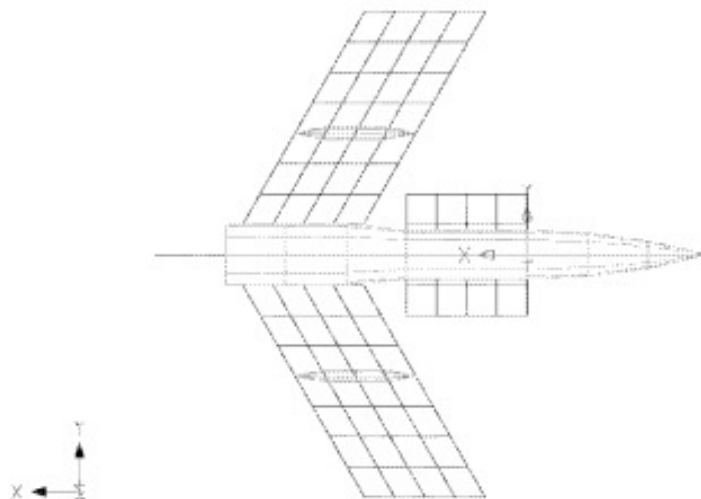


Figura 14 – Vista Superior do modelo aerodinâmico de uma aeronave FSW (MSC.SOFTWARE, 2004d).

O modelo idealizado é mostrado na Fig. 15, cujas forças aerodinâmicas sobre a fuselagem são ignoradas. A modelagem utilizada para os painéis é a de Vortex-Lattice, mencionada anteriormente. A asa possui razão de aspecto de 4,0, sem conicidade, torção ou curvatura, mas incidência de $0,1^\circ$ em relação à fuselagem, e ângulo de enflechamento de 30° .

Paralelamente, o canard (asa dianteira) possui razão de aspecto de 1,0, sem afunilamento, torção, curvatura ou enflechamento, e é articulado em torno de um quarto da corda. As cordas de ambas asas e do canard são de $c = 10,0$ ft, e a área de referência é $S = 200$ ft² para o modelo considerando apenas metade da aeronave.

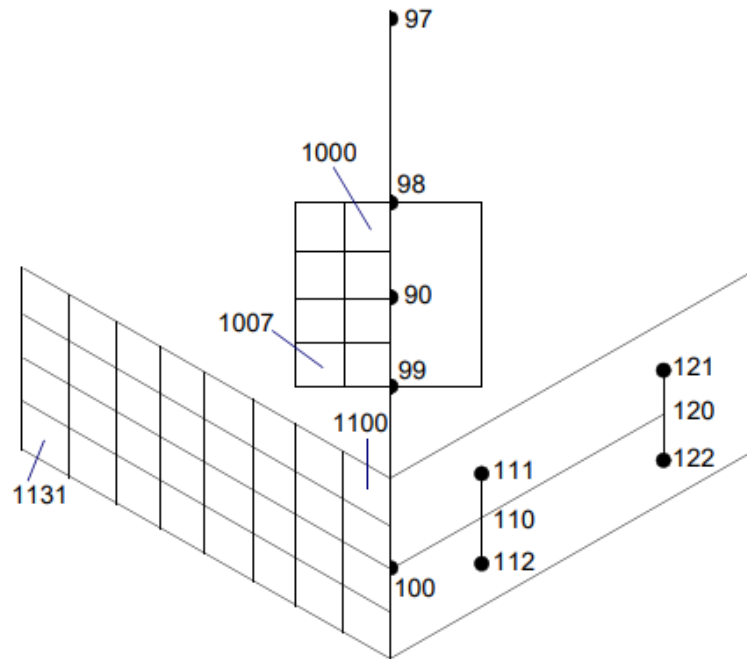


Figura 15 – Idealização da Configuração do FSW (MSC.SOFTWARE, 2004d).

A partir do lado esquerdo da figura acima, nota-se que o modelo é dividido em 32 elementos (quadriláteros) iguais. Por sua vez, o canard possui 8 dessas divisões.

Já no lado direito, tem-se a estrutura idealizada. Quatro massas concentradas são distribuídas na asa, localizados em um quarto da corda e em três quartos da corda, e presume-se que estejam conectadas por barras rígidas.

Diferentemente do que é desenvolvido no manual, o problema é apresentado nesse trabalho em dois subcasos com diferentes valores para pressão dinâmica e número de Mach. São eles:

1. SUBCASE 1 (TRIM = 1) é o caso com baixa pressão dinâmica ($q = 40$ psf) com nível de vôo de Mach = 0,0;
2. SUBCASE 2 (TRIM = 2) é o caso com alta pressão dinâmica ($q = 1200$ psf) com nível de vôo de Mach = 0,9; e

Ainda, após a análise da influência da pressão dinâmica e número de mach nas velocidades e pressões críticas dos fenômenos aeroelásticos estáticos aqui trabalhados,

o subcaso 1 foi submetido à análise com diferentes ângulos de enflechamento, com a finalidade de evidenciar a influência desse aspecto nas pressões e velocidades críticas.

Na Fig. 16 é possível observar como alguns dos dados apresentados na Tabela 6 são incluídos na rotina do Nastran para o primeiro caso (SUBCASE 1). Para mais detalhes a respeito das funções e de como preenchê-las, é recomendada a consulta ao manual *MSC Nastran - Quick Reference Guide*.

44	BEGIN BULK								
45	\$	ID	CP	X1	X2	X3	CD	PS	SEID
46	GRID	90		15.	0.	0.			
47	GRID	97		0.	0.	0.			
48	GRID	98		10.	0.	0.			
49	GRID	99		20.	0.	0.			
50	GRID	100		30.	0.	0.			
51	\$	ID	CP	X1	X2	X3	CD	PS	SEID
52	GRID	111		24.61325	+5.	0.			
53	GRID	110		27.11325	+5.	0.			
54	GRID	112		29.61325	+5.	0.			
55	GRID	121		18.83975	+15.	0.			
56	GRID	120		21.33975	+15.	0.			
57	GRID	122		23.83975	+15.	0.			
58	\$ \$								
59	\$ * * STRUCTURAL STIFFNESS PROPERTIES * * \$								
60	\$ \$								
61	\$ * FUSELAGE STRUCTURE * \$								
62	\$	EID	PID	GA	GB	X1,GO	X2	X3	
63	CBAR	101	100	97	98	0.	0.	1.	
64	CBAR	102	100	98	90	0.	0.	1.	
65	CBAR	100	100	90	99	0.	0.	1.	
66	CBAR	103	100	99	100	0.	0.	1.	
67	\$ \$								

Figura 16 – Exemplo de como os dados de HA144A são inseridos no MSC Nastran.

De maneira geral, são estabelecidos quatro conjuntos para cada condição de voo relacionados a estabilidade. São eles:

1. Rígido sem *spline*;
2. Rígido com *spline*;
3. Elástico restringido (engastado); e
4. Elástico não restringido.

Os conjuntos rígidos são aqueles obtidos ao negligenciar a deformação elástica do modelo, e são apresentados de duas formas: com e sem coeficientes *spline*. A segunda forma, além de ser independente da *spline*, considera todos os elementos no modelo aerodinâmico. Normalmente, estes dois conjuntos de coeficientes são quase idênticos a menos que haja um erro na entrada *spline*, como não incluir todos os elementos. No entanto,

conforme aplicável, tem-se situações em que alguns elementos podem não ser conectados intencionalmente à spline, como no caso quando nenhum movimento é desejado para determinado elemento.

Como não é o caso desse exemplo e os coeficientes são próximos, apenas uma coluna conterà os dados obtidos para o conjunto Rígido.

4 Resultados

Neste capítulo são apresentados e discutidos os resultados analíticos e os resultados provenientes das simulações numérico-computacionais pertinentes aos dois modelos de análise estática preliminares inspirados em dados presentes no manual *MSC.Nastran Aeroelastic Analysis* (exemplos HA144A e HA144B) com modificações em suas configurações para fins de comparação dos resultados. Salienta-se que os dois exemplos são desenvolvidos utilizando-se ambas as vias de procedimentos, expostas nos Apêndices A.1.4.1 e A.1.4.2.

4.1 Modelo de asa BAH de massas concentradas

A partir do modelo numérico estabelecido na Subseção 3.1 e seguindo os passos da Fig. 11, tem-se as referências geométricas características para determinação dos coeficientes e demais parâmetros do problema, apresentadas na Tabela 1.

Tabela 1 – Dados do Exemplo HA144B (MSC.SOFTWARE, 2004d)

HA144B	DADOS	
Corda da asa	162,5 [in]	4,12 [m]
Área da asa	81250 [in^2]	52,42 [m^2]
Envergadura	1000 [in]	25,40 [m]
Massa do modelo	17400 [lbs]	7892,5 [kg]
Momento de inércia de rolagem	4,37E+7 [lb in^2]	1,28E+4 [kg m^2]
Momento de inércia de arfagem	4,35E+9 [lb in^2]	1,27E+6 [kg m^2]
Rigidez à Torção - (GJ)	1,00E+11 [lb in^2]	2,93E+7 [kg m^2]
Mach	0	0
Pressão dinâmica - (q)	4,0075 [psi]	2,76E+4 [Pa]
Frequência (ω_θ)	0,05 Hz	0,05 Hz

4.1.1 Asa BAH como aerofólio de seção típica

Para determinar a pressão e a velocidade de divergência da asa BAH como um aerofólio de seção típica cujo aileron não possui deflexão ($\beta = 0$), deve-se estabelecer o valor de rigidez associada à mola de torção, K_θ , e a distância e entre o centro aerodinâmico e o eixo elástico. Por conveniência, adota-se que e equivale à 25% do valor da corda. Já para determinar a rigidez, faz-se o uso da relação do momento de inércia referente à arfagem e do próprio K_θ mostrada na Eq. 4.1.

$$K_\theta = I_\theta(\omega_\theta 2\pi)^2 \quad (4.1)$$

na qual I_θ equivale ao momento de inércia de arfagem e ω_θ corresponde à frequência natural de arfagem.

Dessa forma, utilizando os parâmetros da Tabela 1, tem-se:

$$K_\theta = (4,35 \cdot 10^9)(0,05 \cdot 2\pi)^2 \quad (4.2)$$

$$K_\theta = 4,2932 \cdot 10^8 \frac{lb \cdot in}{rad} \quad (4.3)$$

Em seguida, substituindo o valor obtido na Eq. 4.3 na Eq. 2.13 e adotando a condição $\frac{\partial C_L}{\partial \theta} = 2\pi$, tem-se que a pressão dinâmica de divergência mais baixa é:

$$q_D = 20,7 \text{ psi} = 1,427 \cdot 10^8 \text{ Pa} \quad (4.4)$$

Logo, através da Eq. 2.14 e considerando a densidade do ar, ρ , igual a $0,0765 \text{ lb}/\text{ft}^3$, tem-se que a velocidade de divergência será igual a:

$$V_D = 1583,59 \text{ ft/s} = 482,67 \text{ m/s} \quad (4.5)$$

Agora, para definir a pressão e a velocidade de reversão de controle, assume-se um ângulo de deflexão, β , para o aileron (conforme Subseção 2.2.2). Os coeficientes relacionados à variação de sustentação por unidade de deflexão do aileron ($\frac{\partial C_L}{\partial \beta}$) e variação de momento sobre o centro aerodinâmico por unidade de deflexão do aileron ($\frac{\partial C_{MAC}}{\partial \beta}$) são tidos como 1 e -0.5, valores típicos utilizados em exemplos para a asa BAH.

Dessa forma, de acordo com as Eqs. 2.23 e 2.24, tem-se:

$$q_R = \frac{K_\theta}{\pi S_C} = 10,35 \text{ psi} = 7,13 \cdot 10^7 \text{ Pa} \quad (4.6)$$

$$V_R = 1119,84 \text{ ft/s} = 341,32 \text{ m/s} \quad (4.7)$$

4.1.2 Asa BAH fixada na raiz

O modelo da asa BAH flexível com sua raiz fixa contém os mesmos ingredientes físicos básicos que o modelo anterior de seção típica sem aileron ($\beta = 0$). Todavia, o objeto de análise é retratado como uma placa plana com seções cujo vão, l , é substancialmente

maior que sua corda, c . Substituindo os valores presentes na Tabela 1 nas Eqs. 2.38 e 2.39, tem-se:

$$q_D = 23,79 \text{ psi} = 1,64 \cdot 10^8 \text{ Pa} \quad (4.8)$$

$$V_D = 1697,80 \text{ ft/s} = 517,49 \text{ m/s} \quad (4.9)$$

4.1.3 Asa BAH no MSC.Nastran

Os resultados explorados nessa Subseção foram extraídos do arquivo de saída (arquivo .f06) presente no Anexo B.6.

4.1.3.1 Divergência da asa BAH

Para obter os resultados numéricos, primeiramente o modelo é submetido à análise de divergência. Para isso, conforme mencionado anteriormente, o arquivo de entrada necessita de pequenas modificações. Dessa forma, ainda na seção de *Case Control*, deve-se acrescentar as entradas DIVERG e CMETHOD, conforme mostrado na Fig. 17.

A entrada DIVERG permite que o usuário extraia um número desejado de pressões de divergência para os números de Mach fornecidos na entrada. Já a entrada CMETHOD requisita uma análise complexa dos autovetores das raízes solicitadas. Neste trabalho, são solicitadas cinco raízes.

```

TITLE = EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANALYSIS
SUBTI = DIVERGENCE ANALYSIS
ECHO = BOTH
SPC = 13 $
MPC = 1 $ CONTROL SURFACE RELATIVE MOTION
SET 2 = 7 THRU 12
SET 3 = 11
DISP = 2
SPCF = 3
AEROF = ALL
APRES = ALL
DIVERG = 100
CMETHOD = 100
BEGIN BULK
.
.
.
DIVERG      100      8      0.0
EIGC        100      CLAN      MAX      8
$
ENDDATA

```

Figura 17 – Adaptação do arquivo de entrada para a análise de divergência do exemplo HA144B

Em seguida, através do arquivo de saída, tem-se o sumário dos autovalores complexos das raízes solicitadas e suas respectivas frequências, apresentado na Fig. 18.

ROOT NO.	EXTRACTION ORDER	(REAL)	(IMAG)	FREQUENCY (CYCLES)	DAMPING COEFFICIENT
1	1	0.0	4.871827E+00	7.753753E-01	0.0
2	2	-8.490942E+00	0.0	0.0	0.0
3	3	0.0	1.057504E+01	1.683070E+00	0.0
4	4	0.0	1.917222E+01	3.051353E+00	0.0
5	5	0.0	2.956365E+01	4.705201E+00	0.0
6	6	0.0	5.503535E+01	8.759148E+00	0.0
7	7	4.740001E+07	0.0	0.0	0.0
8	8	3.267130E+08	0.0	0.0	0.0

Figura 18 – Autovalores complexos da solução divergente do exemplo HA144B

As raízes de interesse são puramente imaginárias e positivas, pois possuem significância física. Além disso, a raiz com valor mais baixo é considerada a que possui a pressão dinâmica de divergência crítica.

Após o rastreamento dos autovalores, tem-se, na figura 19, as magnitudes imprimidas das pressões dinâmicas de divergência.

```

.....D.I.V.E.R.G.E.N.C.E.....S.U.M.M.A.R.Y
MACH NUMBER = 0.000000 METHOD = COMPLEX LANCZOS

ROOT.....DIVERGENCE.....EIGENVALUE
NO.....DYNAMIC PRESSURE.....REAL.....IMAGINARY

...1.....2.373470E+01.....0.000000E+00.....4.871827E+00
...3.....1.118315E+02.....0.000000E+00.....1.057504E+01
...4.....3.675739E+02.....0.000000E+00.....1.917222E+01
...5.....8.740095E+02.....0.000000E+00.....2.956365E+01
...6.....3.028890E+03.....0.000000E+00.....5.503535E+01
    
```

Figura 19 – Sumário de divergência

Com as pressões dinâmicas de divergência estabelecidas, calculou-se as respectivas velocidades divergentes através da Eq. 2.14 para diferentes altitudes (h), conforme exposto na Tabela 2.

Tabela 2 – Relação das velocidades de divergência com variação da pressão dinâmica de divergência em diferentes altitudes

q_D (psi)	V_D (ft/s)				
	$h = 0$ ft	$h = 1000$ ft	$h = 19500$ ft	$h = 29500$ ft	$h = 49200$ ft
23,7	1695,65	1968,37	2310,18	2746,30	4252,62
112,0	3680,67	4272,64	5014,60	5961,24	9230,96
368,0	6672,94	7746,17	9091,32	10807,54	16735,45
874,0	10289,70	11944,65	14018,86	16665,27	25806,13
3030,0	19155,18	22236,02	26097,34	31023,88	48040,41

A partir dos resultados obtidos acima, plotou-se a velocidade de divergência como uma função da altitude para a asa de exemplo. Além disso, no gráfico mostrado na Fig. 20 a seguir, o efeito do número de Mach é ignorado.

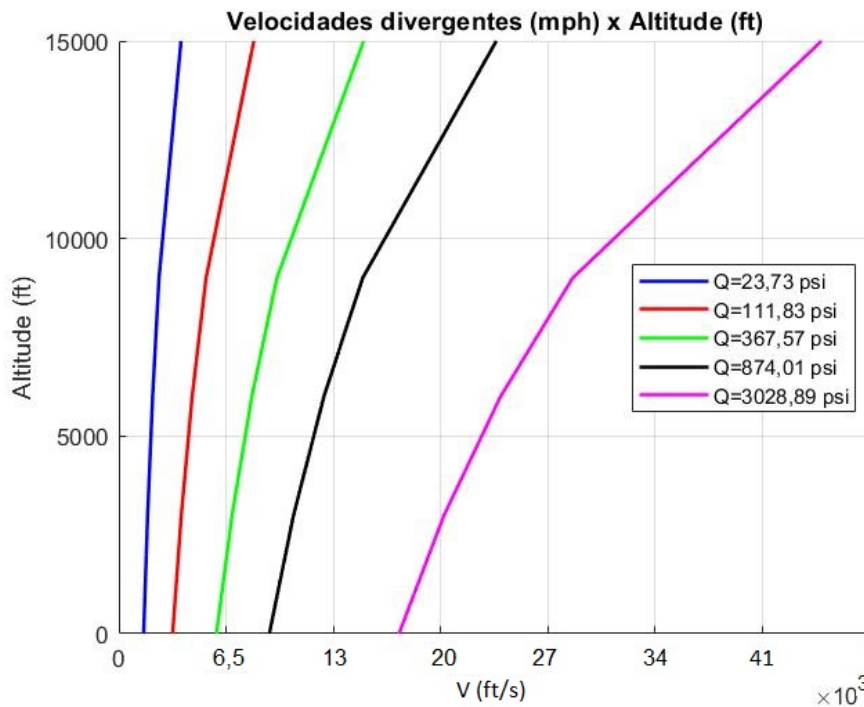


Figura 20 – Gráfico da velocidade divergente em relação a altitude.

Nota-se, portanto, que a velocidade crítica de divergência varia de forma inversamente proporcional à raiz quadrada da densidade do fluido de escoamento, que torna-se menor ao elevar a altitude.

4.1.3.2 Reversão de Controle da asa BAH

Ainda a partir da solução numérica, obtém-se os coeficientes adimensionais derivados dos momentos aerodinâmicos e, conseqüentemente, a eficácia do aileron.

Para determinar a pressão dinâmica de reversão do aileron, precisou-se interpolar os coeficientes aerodinâmicos relacionados ao movimento de rolagem. Por sua vez, a eficácia, de forma análoga à Eq. 2.25, é determinada pelo software a partir da divisão entre o coeficiente de momento de rolagem da asa e a deflexão do aileron.

Dessa forma, os resultados relacionados à reversão de controle oriundos da análise numérica podem ser observados na Tabela 3.

Tabela 3 – Resultados da análise de reversão de controles para a asa BAH.

q_d (psi)	V (ft/s) h=0 ft	V (m/s) h=0 m	V (ft/s) h=9800 fts	V (m/s) h=3000 m	Eficácia
0,01	24,61	7,50	28,57	8,71	0,328
0,05	77,82	23,72	90,35	27,54	0,326
0,5	246,11	75,01	285,69	87,08	0,312
1	348,06	106,09	404,04	123,15	0,296
4	696,11	212,17	808,06	246,30	0,203
7	920,86	280,68	1068,97	325,82	0,114
9	1044,15	318,26	1212,1	369,45	0,057
11,06	1157,5	352,81	1343,68	409,55	0,001
13	1254,93	382,50	1456,76	444,02	-0,052
17	1435,06	437,41	1665,86	507,75	-0,157

Para fins de comparação do efeito da altitude (ou densidade do ar) na velocidade de reversão, repetiu-se os procedimentos supracitados para a altitude de 9800 fts acima do nível do mar.

Para inferir a tendência dos controles em função da velocidade do modelo aerodinâmico, foi realizado um ajuste de curva polinomial. Dessa forma, a Eq. 2.25 apresenta a função que fornece a relação entre a pressão crítica de reversão e a eficácia que pode variar de 0,39 até -0,16. A Fig. 21 apresenta o resultado gráfico desse ajuste.

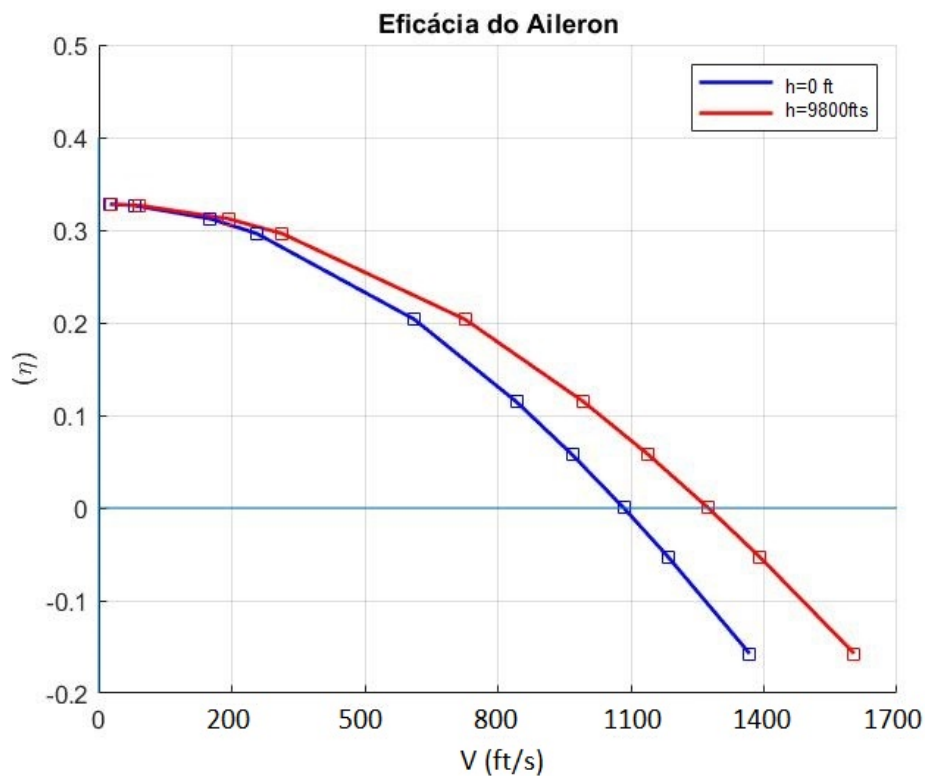


Figura 21 – Gráfico da eficácia do aileron da asa BAH

Outra interpretação para os resultados obtidos até aqui é apresentada por [Wright e Cooper \(2008\)](#), e traz o comparativo da taxa de rolagem constante e estática em função da eficácia do momento estático, adaptado para esse caso em que a velocidade de reversão é 70% da velocidade de divergência, conforme a Fig. 22.

Destaca-se que para o caso de taxa de rolagem estática, a eficácia é obtida comparando-se os momentos de flexão considerando-se a asa flexível (GJ) e rígida ($GJ \rightarrow \infty$). Ademais, para o caso de taxa de rolagem constante a parcela rígida é desconsiderada. Essa relação é apresentada na Eq. 2.25.

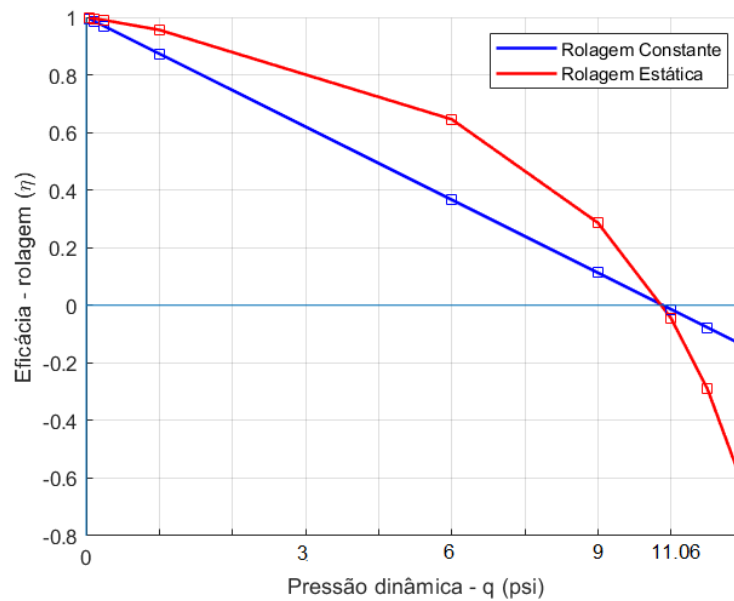


Figura 22 – Eficácia do controle para casos de taxa de rolagem constante e momento estático.

A figura evidencia que embora a velocidade de reversão estimada seja a mesma para ambas as abordagens, há uma diferença significativa entre as duas curvas na região subcrítica.

4.1.4 Comparação dos Resultados da asa BAH

Para validar os resultados provenientes do software, faz-se a comparação com os resultados analíticos na expectativa de que o erro permaneça igual ou inferior a 5%, conforme mostrado nas Tabelas 4 e 5.

Tabela 4 – Resultados de Divergência da asa BAH

Comparativo - Divergência	q_D (psi)	V_D (ft/s)	Diferença V_D (%)
Modelo Numérico	23,73	1695,65	-
Modelo Analítico - Seção Típica	20,70	1583,59	6,6
Modelo Analítico - Asa Fixada na Raíz	23,79	1697,80	0,12

Tabela 5 – Resultados de Reversão de Controle da asa BAH

Comparativo - Reversão	q_R (psi)	V_R (ft/s)	Diferença V_R (%)
Modelo Numérico	11,06	1157,50	-
Modelo Analítico - Seção Típica	10,35	1119,84	3,2

4.2 Modelo de asa FSW

Os dados fornecidos para a compreensão do exemplo são mostrados na Tabela 6. Os resultados explorados nessa Subseção foram extraídos do arquivo de saída (arquivo .f06) presente no Anexo C.2.

Tabela 6 – Dados do Exemplo HA144A (MSC.SOFTWARE, 2004d)

HA144A	DADOS	
Centróide da asa	45% da corda	
Rigidez de flexão (ELy)	2,50E+8 [lb ft^2]	1,05E+7 [kg m^2]
Rigidez de torção (GJ)	2,50E+8 [lb ft^2]	1,05E+7 [kg m^2]
Comprimento da Fuselagem	30 [ft]	9,14 [m]
Massa (cada lado)	8000 [lb]	3629 [kg]
Centro de Gravidade	12,82 [ft]	3,90 [m]
Momento de Inércia em Y (Iy)	8,93E+5 [lb ft^2]	3,76E+4 [kg m^2]
Pressão dinâmica (q)	40 [lb/ ft^2]	1,92 [kPa]

4.2.1 Análise de Estabilidade Aeroelástica

Através da solução do problema com as condições e configurações determinadas na Subseção 3.2, obteve-se os resultados referentes aos coeficientes adimensionais de estabilidade e controle para os dois subcasos, demonstrados na Tabela 7. A estabilidade aeroelástica simplesmente afirma que a divergência, reversão de controles e qualquer perda de controle em decorrência de deformações estruturais não ocorrerão.

Tabela 7 – Dados de saída referentes aos dois subcasos propostos.

TRIM	Coef.	SUBCASO 1			SUBCASO 2		
		Rígido	Elástico (q = 40 psf)		Rígido	Elástico (q = 1200 psf)	
			Restringido	Sem restrição		Restringido	Sem restrição
Alpha	Cz	-3.864e+0	-3.884e+0	-3.897e+0	-5.071e+0	-6.463e+0	-7.772e+0
	CMy	-2.016e+0	-2.027e+0	-2.036e+0	-2.871e+0	-3.667e+0	-4.577e+0
Arfagem	Cz	-8.953e+0	-8.966e+0	-9.004e+0	-1.207e+1	-1.286e+1	-1.610e+1
	CMy	-6.909e+0	-6.914e+0	-6.940e+0	-9.954e+0	-1.027e+1	-1.250e+1
Fator de carga vertical	Cz	0.000e+0	2.358e-3	0.000e+0	0.000e+0	3.634e-3	0.000e+0
	CMy	0.000e+0	1.671e-3	0.000e+0	0.000e+0	2.624e-3	0.000e+0

onde:

$C_z = -C_l =$ Coeficiente de Força Normal; e

$C_{m_y} =$ Coeficiente de Momento de Arfagem;

No primeiro subcaso, q = 40 psf, percebe-se que os coeficientes rígidos e elásticos são todos bastante próximos, exceto que as parcelas inerciais - integradas ao caso sem restrição - têm valores finitos para a baixa pressão dinâmica. No conjunto rígido, tais incrementos são nulos.

Dessa forma, a fim de verificar como as condições para ambos os subcasos influenciam no deslocamento do centro aerodinâmico ($x_{c.a}$), é possível determiná-lo ao dividir o coeficiente de momento pelo coeficiente de sustentação - relacionados ao ângulos de ataque - e multiplicando pela corda de referência ($c_{ref} = c/2$), de acordo com as Eqs. 4.10 e 4.11. Portanto, para o voo livre (sem restrição), tem-se que:

$$x_{c.a} = \left(\frac{-C_{m_y}}{C_z} \right)_{\alpha} \cdot c_{ref} \quad (4.10)$$

$$x_{c.a} = \left(\frac{2,036}{-3,8997} \right)_{\alpha} \cdot 5 = 2,612 ft = 0,79m \quad (4.11)$$

Logo, o centro aerodinâmico para o subcaso 1 encontra-se a 2,612 ft abaixo do centro de gravidade do canard (ponto 90).

Ainda, para essa condição de baixa velocidade (SUBCASE 1), o ângulo de ataque obtido é necessariamente alto ($\alpha = 0,2179$ rad = 12,4847 deg) e o ângulo de incidência do canard equivale a $\delta_e = 0,5507$ rad = 31,5527 deg, conforme indicado na Fig. 23.

AEROELASTIC TRIM VARIABLES				
ID	LABEL	TYPE	TRIM STATUS	VALUE OF UX
	INTERCEPT	RIGID BODY	FIXED	1.000000E+00
501	ANGLEA	RIGID BODY	FREE	2.179859E-01 RADIANS
502	PITCH	RIGID BODY	FIXED	0.000000E+00 NONDIMEN. RATE
503	URDD3	RIGID BODY	FIXED	-1.000000E+00 LOAD FACTOR
504	URDD5	RIGID BODY	FIXED	0.000000E+00 RAD/S/S PER G
505	ELEV	CONTROL SURFACE	FREE	5.507693E-01 RADIANS

Figura 23 – Variáveis aeroelásticas para o Subcaso 1

Já para o subcaso 2, refazendo o mesmo cálculo da Eq. 4.10 e substituindo os devidos valores, constata-se que o centro aerodinâmico desloca para $x_{c.a} = 2,945ft = 0,89m$. Além disso, o ângulo de ataque passa a ser $\alpha = 0,001373 \text{ rad} = 0,079 \text{ deg}$ e o ângulo de incidência do canard altera para $\delta_e = 0,01932 \text{ rad} = 1,107 \text{ deg}$, conforme indicado na Fig. 24.

AEROELASTIC TRIM VARIABLES				
ID	LABEL	TYPE	TRIM STATUS	VALUE OF UX
	INTERCEPT	RIGID BODY	FIXED	1.000000E+00
501	ANGLEA	RIGID BODY	FREE	1.373015E-03 RADIANS
502	PITCH	RIGID BODY	FIXED	0.000000E+00 NONDIMEN. RATE
503	URDD3	RIGID BODY	FIXED	-1.000000E+00 LOAD FACTOR
504	URDD5	RIGID BODY	FIXED	0.000000E+00 RAD/S/S PER G
505	ELEV	CONTROL SURFACE	FREE	1.932495E-02 RADIANS

Figura 24 – Variáveis aeroelásticas para o Subcaso 2

Percebe-se que, ao analisar ambos os subcasos, o centro aerodinâmico se move ligeiramente, uma vez que as diferentes condições impõem diferentes cargas e produzem diferentes momentos.

4.2.2 Divergência da asa FSW

Para a análise de divergência, sob as condições do subcaso 1, configurou-se a aeronave com enfechamentos de 5°, 10°, 20° e 30° (Fig. 25). Os resultados dessa análise é mostrado na Tabela 8.

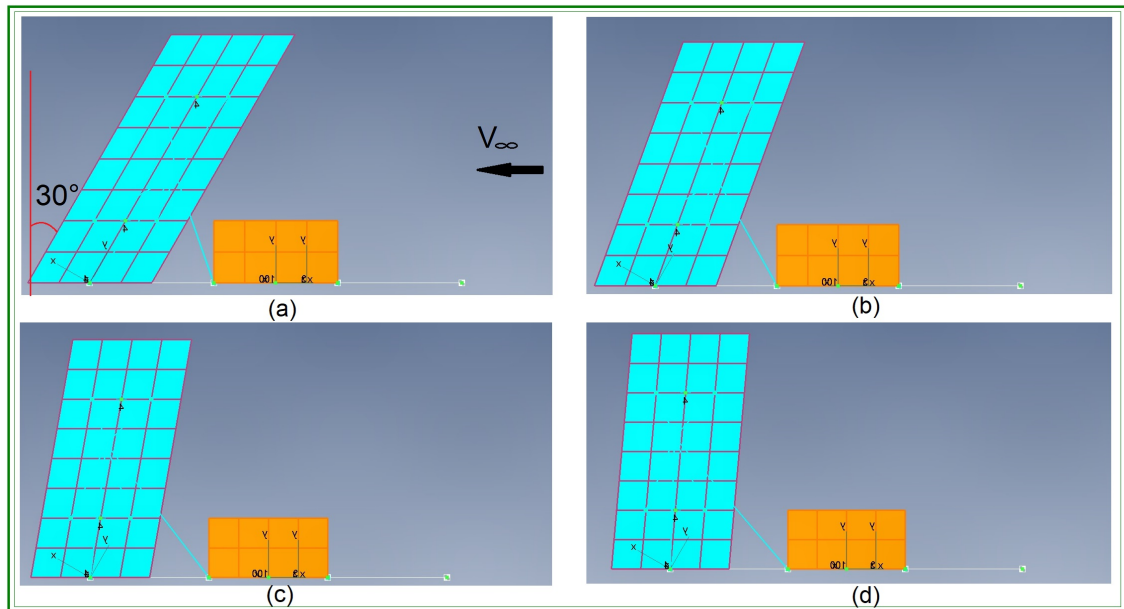


Figura 25 – Enfechamentos da asa FSW via FEMAP de (a) 30°, (b) 20°, (c) 10° e (d) 5°.

Tabela 8 – Resultados de Divergência para diferentes ângulos de enfechamento da asa FSW

Ângulo de Enfechamento	q_D (psf)	V_D (ft/s)		V_D (m/s)	
		h = 0 ft	h = 9800 ft	h = 0 m	h = 3000m
5	1,15E+5	1736,36	2016,17	529,24	614,53
10	3.84E+4	1001,96	1163,42	305,40	354,61
20	1,06E+4	526,23	611,03	160,39	186,24
30	5,14E+3	366,69	425,78	111,77	129,78

O resultado gráfico desses valores é apresentado na figura 26.

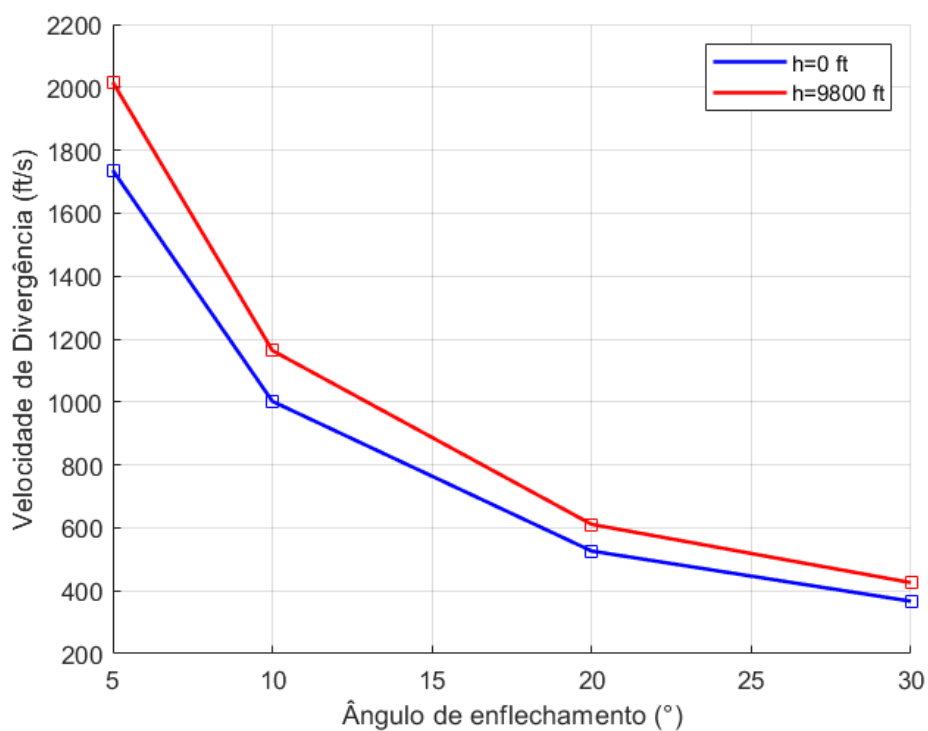


Figura 26 – Relação da Velocidade de Divergência em função do ângulo de enflechamento da asa para o subcaso 1.

Observa-se, através dos resultados, que as asas enflechadas para frente são mais suscetíveis à divergência do que as asas sem enflechamento (ou com menor enflechamento). Isso ocorre pois o ângulo de enflechamento produz uma mudança na sustentação devido à nova incidência do fluxo de ar ao qual o aerofólio está sujeito.

5 Conclusão

Aeroelasticidade é um assunto complexo que envolve o estudo de domínios físicos diferentes, que apesar de figurar há bastante tempo na aeronáutica, ainda tem sido o objeto de estudo de vários pesquisadores e que tem a necessidade do desenvolvimento e o conhecimento de ferramentas que facilitem o trabalho de análises aeroelásticas cada vez mais, uma vez que os materiais aeronáuticos estão cada mais leves e a geometria das aeronaves cada vez mais complexas.

O Nastran é uma ferramenta de análise aeroelástica com enorme potencial e que foi foco neste trabalho. Apesar da complexidade da utilização do software, após a compreensão de seu funcionamento, foi desenvolvido um material de auxílio para futuros utilizadores.

Nesse contexto, foram analisados dois modelos de asas. O primeiro foi a asa BAH de massas concentradas. A partir de seus resultados, foi possível visualizar que em determinada pressão crítica, o ângulo de torção seria infinitamente grande, o que configuraria a própria divergência. Ainda nesse modelo, foi possível observar que em determinada condição o envelope de voo estaria sujeito à reversão de controle à medida em que a eficácia do aileron tendia à zero. Por conseguinte, através da análise paramétrica do modelo para diferentes altitudes, notou-se maior resistência para se atingir os valores críticos da análise. Os resultados analíticos e numéricos da velocidade e pressão crítica foram confrontados e observou-se uma boa correlação entre os mesmos.

O outro modelo abordado foi de uma asa enflechada para frente (FSW). A partir de seus resultados, foi possível observar um decaimento brusco na velocidade crítica de divergência à medida em que o ângulo de enflechamento aumentava, resultado que confirma a literatura. A partir dessas análises paramétricas, destaca-se que algumas características do projeto podem ser usadas para garantir um aumento da segurança e evitar que eventuais colapsos da estrutura não ocorram dentro do envelope de voo desejado.

Este trabalho embasa os próximos trabalhos a serem realizados dentro da Universidade de Brasília e será fonte de consultas para equipes de competição que almejam utilizar um software que é amplamente explorado na indústria aeronáutica, além de fomentar o grupo que estuda fenômenos aeroelásticos dentro de engenharia aeroespacial da UnB.

Referências

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL(BRASIL). *Regulamento Brasileiro da Aviação Civil:RBAC n.25*: Requisitos de aeronavegabilidade:aviões categoria transporte. Brasília, 2014. 300 p. Citado na página 20.

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL(BRASIL). *Regulamento Brasileiro da Aviação Civil:RBAC n.23*: Requisitos de aeronavegabilidade:aviões categoria normal. Brasília, 2019. 57 p. Citado na página 20.

ANDERSON, J. *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill Education, 2010. ISBN 9780073398105. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=xwY8PgAACAAJ>>. Citado na página 25.

BIDAR, O. Aerodynamics and control aspects of formation flight for induced drag savings. 2019. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 27.

BISPLINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H.; HALFMAN, R. L. *Aeroelasticity*. [S.l.]: Courier Corporation, 2013. Citado 6 vezes nas páginas 9, 31, 33, 34, 37 e 38.

COLLAR, A. The expanding domain of aeroelasticity. *The Aeronautical Journal*, Cambridge University Press, v. 50, n. 428, p. 613–636, 1946. Citado na página 17.

COLLAR, A. R. The first fifty years of aeroelasticity. *Royal Aeronautical Society Historical Group*, p. 12–20, 1978. Citado na página 18.

DOWELL, E. H. et al. *A modern course in aeroelasticity*. [S.l.]: Springer, 1995. v. 120. Citado 4 vezes nas páginas 9, 24, 28 e 29.

FUNG, Y. C. *An introduction to the theory of aeroelasticity*. [S.l.]: Courier Dover Publications, 1993. Citado na página 28.

MILNE-THOMSON, L. M. *Theoretical aerodynamics*. [S.l.]: Courier Corporation, 1973. Citado na página 24.

MSC SOFTWARE CORPORATION. *Aerodynamic Modeling Guidelines*. [S.l.], 2021. Disponível em: <https://help.mscsoftware.com/bundle/patran_2021/page/combined_book/flightloads/panel_aerodynamics/TOC.Aerodynamic.Modeling.xhtml#>. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 21.

MSC.SOFTWARE. *Getting Started with MSC.Nastran User's Guide: MSC Nastran 2001*. MacNeal-Schwendler Corporation, 2004. Disponível em: <<https://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC9176&actp=LIST&showDraft=false>>. Citado 6 vezes nas páginas 10, 20, 22, 61, 64 e 68.

MSC.SOFTWARE. *MD Nastran Version 68 - Quick Reference Guide*. MacNeal-Schwendler Corporation, 2004. Disponível em: <<https://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC9106>>. Citado na página 22.

- MSC.SOFTWARE. *MSC.Nastran Version 2003 - Linear Static Analysis User's Guide*. MacNeal-Schwendler Corporation, 2004. Disponível em: <<https://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC9114>>. Citado na página 22.
- MSC.SOFTWARE. *MSC.Nastran Version 68 - Aeroelastic Analysis User's Guide*. MacNeal-Schwendler Corporation, 2004. Disponível em: <<https://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC9182>>. Citado 11 vezes nas páginas 9, 11, 22, 26, 27, 38, 39, 40, 41, 44 e 52.
- NASER, A.; POTOTZKY, A. S.; SPAIN, C. *Response of the Alliance 1 Proof-of-Concept Airplane Under Gust Loads*. [S.l.]: National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, 2001. Citado na página 38.
- RODDEN, W. P.; JOHNSON, E. Macneal-schwendler corporation. *MSC. Nastran Version*, v. 68, 1994. Citado na página 38.
- SOARES, C. *Análise de Flutter em uma Aeronave em Fase de Projeto Conceitual*. 103 f. Dissertação (Dissertação de Mestrado Profissionalizante) — ITA, São José dos Campos., 2004. Citado na página 20.
- STANZIONE, K. A. *aerospace engineering context*. 2019. Disponível em: <<https://www.britannica.com/technology/aerospace-engineering>>. Acesso em: 9 sept. 2021. Citado na página 17.
- WRIGHT, J. R.; COOPER, J. E. *Introduction to aircraft aeroelasticity and loads*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2008. v. 20. Citado 5 vezes nas páginas 9, 19, 25, 28 e 51.

Apêndices

APÊNDICE A – Apêndices

A.1 Procedimentos de Análise no MSC.Nastran

A.1.1 Funcionamento do Nastran

O Nastran, diferentemente dos demais softwares convencionais de análises estruturais, possui uma interface mais robusta, que não proporciona pré e pós-processamento de seus modelos. Dessa forma, seus arquivos são formatados em tipo “.txt” ou “.DAT” através de softwares ou aplicativos auxiliares- como o NastPad ou até mesmo o Bloco de Notas-, não havendo, portanto, interação do usuário com o software.

Assim sendo, os resultados obtidos pelo Nastran são dispostos em três arquivos de texto com formatos “.f04”, “.f06” e “.txt” (exemplificados na Subseção A.1.3), que contém ainda informações a respeito da base de dados, versão do software e do processador, tempo de duração, dentre outras. Portanto, para soluções gráficas, modelos tridimensionais e animações, o Nastran pode ser utilizado concomitantemente a softwares adjacentes, como MSC Patran, MSC Apex e o Simcenter Femap.

Todavia, embora tais softwares possam facilitar a relação do usuário duante as simulações, é imprescindível conhecer a estrutura e o funcionamento do Nastran, pois os comandos e os conjuntos de soluções relacionam-se entre si nos demais softwares. Desta maneira, será apresentado neste capítulo a estrutura dos arquivos e os respectivos procedimentos de análises proposto.

A.1.2 Estrutura do Arquivo de Entrada

Conforme apresentado em [MSC.Software \(2004a\)](#), o arquivo de entrada do Nastran deve conter uma descrição completa do modelo em elementos finitos, contendo:

1. O tipo de análise a ser realizada;
2. A geometria do modelo;
3. A malha em elementos finitos;
4. Cargas;
5. Condições de Contorno; e
6. Tipo das variáveis de saída a serem calculadas.

Ainda, o arquivo de entrada é dividido em 5 seções distintas (3 obrigatórias e 2 opcionais) e três delimitadores, conforme mostra a Fig. 27.

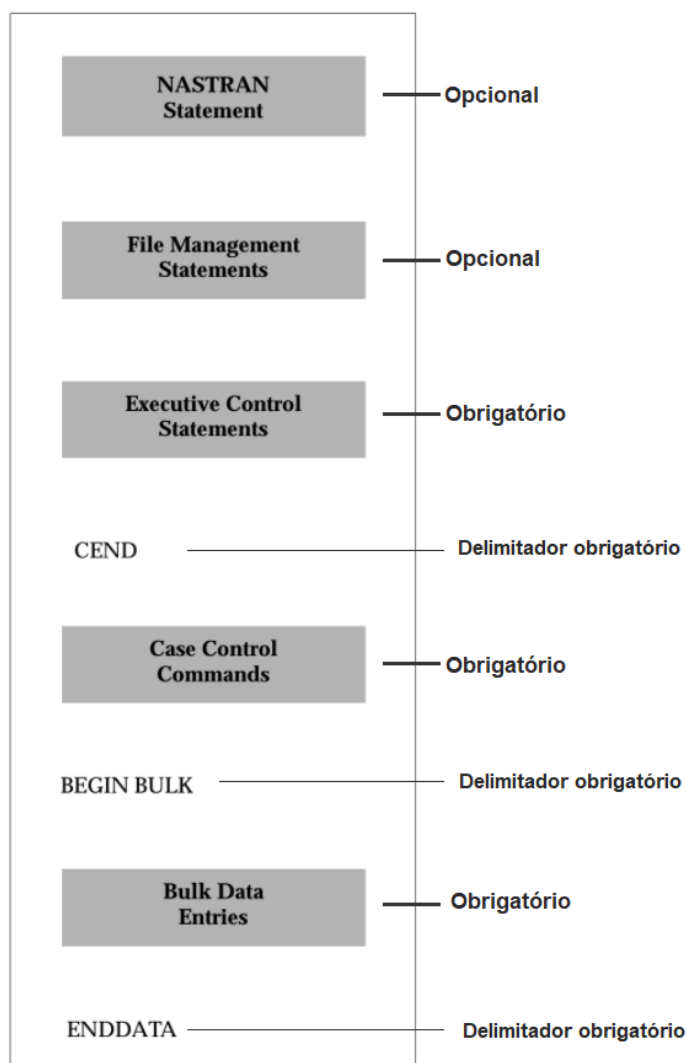


Figura 27 – Estrutura do arquivo de entrada do MSC.Nastran.

Abaixo seguem a descrição e algumas funções das seções. São elas:

- **NASTRAN Statement - Opcional:** Seção destinada para modificação de alguns parâmetros operacionais como memória, tamanho do bloco de dados, parâmetros do bloco de dados e métodos numéricos. Salienta-se que seu uso é infrequente;
- **File Management Statements (FMS) - Opcional:** Seção dedicada para inicialização da base de dados do Nastran, cujo formato dos arquivos são “.DBALL” e “.MASTER”. Embora opcional, o FMS torna-se extremamente oportuno para a realização de simulações através de seu comando RESTART, função que permite o reaproveitamento de dados e resultados de outras simulações, promovendo - sobretudo - economia de memória computacional;

- **Executive Control Statements - Obrigatória:** Segmento necessário para todos os arquivos de entrada, cuja principal função é a especificação do tipo de solução da análise a ser realizada. Outras funções comuns são a inclusão de um ID opcional para a devida identificação do trabalho e a restrição de tempo para definição de limites máximos para a execução da simulação. O encerramento da Executive Control Statement dá-se através do delimitador “CEND”.
- **Case Control Commands - Obrigatória:** Seção reservada para especificação e controle do tipo de análise de saída (forças, tensões e deslocamentos). Também é responsável pela configuração das entradas provenientes da Bulk Data Section, definição de subcasos de análise e condições de contorno. A Case Control Section encerra-se por meio do comando delimitador “BEGIN BULK”; e
- **Bulk Data Entries - Obrigatória:** A última seção é imediatamente iniciada após o uso do delimitador BEGIN BULK. Esta sessão contém todas as informações necessárias para descrição da geometria do modelo estrutural e aerodinâmico em elementos finito, sistemas de coordenadas, propriedades dos elementos, carregamentos, propriedades de materiais e método de aeroelasticidade estática. O comando delimitador “ENDDATA” é utilizado para o encerramento desta seção.

Embora as seções tenham particularidades no tocante aos comandos e entradas - detalhadas nas subseções seguintes, a estrutura dos dados inseridos deve possuir a mesma formatação padrão ao longo do texto. O Nastran fornece três padrões de escrita, conforme detalhado na Tabela 9. No decorrer deste trabalho, aplicou-se o formato *Small Field Format*.

Tabela 9 – Formatos dos campos de entrada do MSC.Nastran

Free Field Format	Campos de entrada separados por vírgulas
Small Field Format	10 campos com 8 caracteres cada
Large Field Format	10 campos com 16 caracteres cada

Dessa forma, as entradas possuem 10 campos - correspondentes às colunas do texto formatado - que suportam até 8 caracteres cada. Destaca-se que no caso de eventual extrapolação desse limite de caracteres, deduz-se que os que estão em excesso integram o campo seguinte, podendo comprometer todo o resultado da simulação.

Além disso, a depender da entrada incorporada, o software permite a sua continuidade - conforme aplicável - através do acréscimo de comandos de continuação que ocupam o último campo da referida linha de dados e o primeiro campo da linha subsequente. Na Fig. 28 é apresentado um exemplo dos campos no formato empregado e suas respectivas divisões.

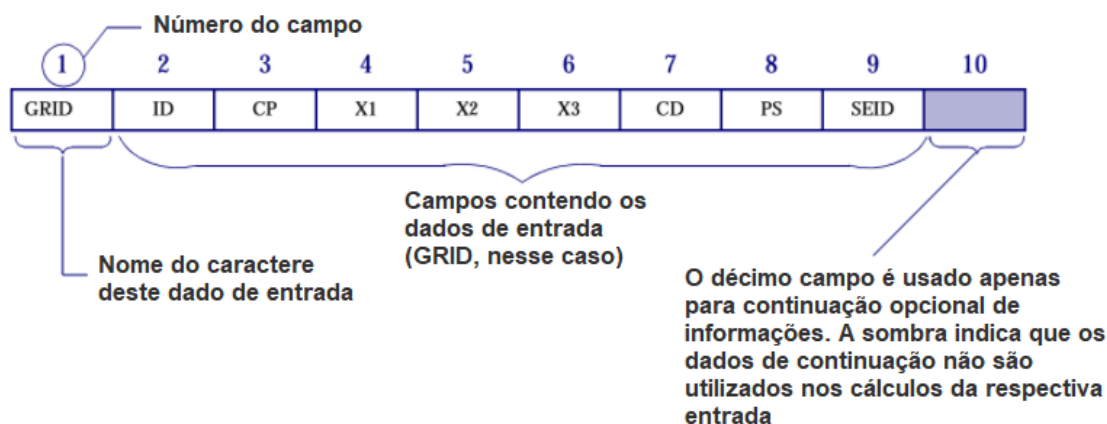


Figura 28 – Exemplo do *Small Field Format* utilizado (MSC.SOFTWARE, 2004a).

Salienta-se que o Nastran não reconhece unidades físicas. Portanto, torna-se necessária a utilização de um conjunto de unidades consistentes ao desenvolver o modelo em elementos finitos, independentemente do sistema utilizado. Dessa forma, em caso de inconsistências nas unidades, estas passarão despercebidas pelo software e serão obtidos resultados equivocados sem qualquer aviso prévio (mensagem de erro).

Contudo, para reduzir eventuais equívocos e promover maior perceptibilidade dos dados, tem-se as funções de formatação do NastPad e seus respectivos elementos gráficos. A partir da Fig. 29, nota-se os devidos cumprimentos de caracteres, espaçamento e comandos de continuidade.

\$	EID	PID	CP	NSPAN	NCHORD	LSPAN	LCHORD	IGID	
CAERO1	1001	1000	0	5	1	1	1	+CA1	
\$	(FWD LEFT POINT)			ROOTCHORD	(FWD RIGHT POINT)		TIP CHORD		
+CA1	78.75	0.	0.	225.	35.	500.	0.	100.	
\$									
CAERO1	2001	1000	0		2	4	1	+CA2	
+CA2	78.75	0.	0.	225.	35.	500.	0.	100.	
\$									
CAERO1	3001	1000	0	5	3	1	1	+CA3	
+CA3	78.75	0.	0.	225.	35.	500.	0.	100.	
\$									

Figura 29 – Parte da entrada CAERO utilizada no arquivo estrutural BAH_AERO58.DAT para o exemplo HA144B através do NastPad.

Percebe-se também que o espaçamento é sinalizado por pontos amarelos e os comentários são iniciados com o uso do caractere “\$”. Por fim, a linha vermelha entre as colunas 9 e 10 indica o início do campo reservado para a continuidade, que deve ser sinalizada com o caractere “+”, tanto no último campo da linha de entrada quanto no primeiro campo da linha subsequente.

Posteriormente, com excessão do segmento *NASTRAN Statement*, tem-se os panoramas completos das demais seções supracitadas. Obedecendo ao interesse deste trabalho, os comandos - e suas respectivas entradas - tem foco nas soluções SOL 101 e SOL 144.

A.1.2.1 File Management Section - FMS

Embora opcional, a seção FMS traz consigo a entrada RESTART, que se destaca pois, além de investigar alterações no modelo aerodinâmico sem alterar o modelo estrutural, realiza análises adicionais utilizando os mesmo modelos aerodinâmicos e estruturais com alterações de diversos parâmetros, como pressão aerodinâmica e novas condições de contorno.

A partir da Tabela 10, tem-se as principais entradas da FMS e suas respectivas funcionalidades.

Tabela 10 – Entradas e funções da File Management Section.

SEÇÃO	File Management Statements (FMS)
ENTRADAS	FUNÇÕES
ASSIGN	Atribui a base de dados de uma simulação já existente em formato ".MASTER"
INCLUDE	Inclui de arquivos externos no arquivo de entrada principal
RESTART	Requisita a base de dados para a simulação a ser performada
ENDJOB	Delimita a FMS

A.1.2.2 Executive Control Section

Esta seção abrange apenas três entradas, todas obrigatórias. Na Tabela 11, são apresentadas as entradas e suas respectivas funcionalidades.

Tabela 11 – Entradas e funções da Executive Control Section.

SEÇÃO	Executive Control
ENTRADAS	FUNÇÕES
ID	Identifica o arquivo
SOL	Seleciona a sequência de soluções
TIME	Configura o tempo máximo da simulação em minutos

A.1.2.3 Case Control Section

Conforme mencionando anteriormente, esta seção é reservada para configuração da simulação, que deve abranger os carregamentos, condições de contorno, transcrição e plotagem de dados de entrada e saída e definição dos subcasos de análise.

Através da Tabela 12, observa-se as entradas mais relevantes para o trabalho e suas respectivas funcionalidades.

Tabela 12 – Entradas e funções da Case Control Section.

SEÇÃO	Case Control
ENTRADAS	FUNÇÕES
CMETHOD	Invoca uma entrada EIGC na Bulk Data que especifica os atributos para a análise com autovetores
DEFORM	Seleciona o conjunto de deformação do elemento
LOAD	Seleciona um conjunto de carregamento estático externo
CLOAD	Solicita uma entrada de dados em massa CLOAD que define uma lista de cargas de superelemento e seus fatores de escala apenas na análise estática não linear
DIVERG	Seleciona os parâmetros de divergência em um problema aeroelástico estático
STATSUB	Seleciona a solução estática a ser usada na formação da rigidez diferencial para flambagem, modos normais, autovalor complexo, resposta de frequência e análise de resposta transiente
TRIM	Seleciona restrições de variável 'TRIM' em resposta aeroelástica estática
SET	Define um conjunto de elementos ou números de pontos da malha a serem plotados

Salienta-se ainda que, singularmente, a utilização de algumas das funções da Case Control Section resumem-se à atribuição de números inteiros que relacionam-se com as entradas de dados na Bulk Data.

A.1.2.4 Bulk Data Section

Esta seção é destinada à inserção dos dados da simulação e, por isso, pode ser considerada a mais imprescindível. Para a análise estática, como foco a divergência, o usuário deve fornecer o modelo estrutural, preferencialmente em elementos finitos, e o modelo aerodinâmico, através das entradas CAERO e PAERO, conforme a Tabela 13.

Tabela 13 – Teorias Aerodinâmicas do MSC Nastran.

Atributo	Teoria Aerodinâmica					
	Doublet Lattice Panel	Lifting Body (Interference)	ZONA51 Panel	Mach Box Surface	Strip Theory	Piston Theory
Entradas da Bulk Data	CAERO1 PAERO1	CAERO2 PAERO2	CAERO1 PAERO1	CAERO3 PAERO3	CAERO4 PAERO4	CAERO5 PAERO5
Número de Mach	Subsônico	Subsônico	Supersônico	Supersônico	Todos	Hipersônico
Opções de Simetria	Dois planos y = 0 z = 0	Dois planos y = 0 z = 0	Um plano y = 0	Um plano requerido	Nenhuma	Nenhuma
Interação	Painéis e Corpos no mesmo grupo		Painéis no mesmo grupo	Quadriláteros sob uma superfície	Nenhuma	Nenhuma
Interconexão à Estrutura	Centro dos Quadriláteros	Centro dos Corpos	Centro dos Quadriláteros	Especificado pelo Usuário	1/4 da Corda	1/4 da Corda
Componentes de Deslocamento usados em Pontos de Conexão	3,5	3,5 z - Corpos 2,6 y - Corpos	3,5	3,5	3,5 e 6 para Controle	3,5 e 6 para Controle

Ainda, a partir da Tabela 14, identifica-se as entradas mais relevantes para o trabalho e suas respectivas funcionalidades.

Tabela 14 – Entradas e funções da Bulk Data Section.

SEÇÃO	Bulk Data
ENTRADAS	FUNÇÕES
AEROS	Responsável por atribuir a base de dados de uma simulação já existente em formato ".MASTER"
AUNITS	Utilizado para incluir arquivos externos no arquivo de entrada principal
CAERO1 ao 5	Define elementos aerodinâmicos (painéis e corpo)
PAERO1 ao 5	Define corpos associados e a seção transversal para o método Doublet-Lattice
AELIST	Define uma lista de elementos aerodinâmicos a serem submetidos ao movimento consequente da entrada AESURF para aeroelasticidade estática
AESURF	Especifica uma superfície de controle aerodinâmico como um membro do conjunto de 'pontos extras aerodinâmicos'
AESTAT	Especifica os movimentos do corpo rígido a serem usados como variáveis 'TRIM' na aeroelasticidade estática
SPLINE1 ao 3	Define o método de interpolação que melhor se adapte a modelagem
EIGC	Define os dados necessários para realizar uma análise complexa de autovalores.

A.1.3 Arquivos de Saída

Ao executar o Nastran, são gerados automaticamente cinco arquivos em formatos diferentes. São eles:

1. “.DBALL”: Contém todos os dados a serem armazenados no banco de dados para fins de reinicialização;

2. “.f04”: Contém informações do arquivo do banco de dados e um resumo de execuções do módulo;
3. “.f06”: Contém os resultados da análise MSC.Nastran;
4. “.LOG”: Contém informações do sistema e mensagens de erro do sistema; e
5. “.MASTER”: Contém o diretório principal para execuções do banco de dados.

Neste trabalho, os arquivos em formato “.f06” e “.MASTER” são utilizados com maior frequência, devido a importância do conteúdo e funções que possuem.

A.1.4 Metodologias de Análise

Após a devida compreensão das etapas de preenchimento dos arquivos de entrada e os eventuais erros que podem ser facilmente cometidos - uma vez que, para simulações mais complexas, pode-se ter centenas de milhares de números individuais -, evidencia-se a necessidade de estabelecimento de procedimentos que assegurem maior rigor e confiabilidade. Além disso, por conta das restrições do software relacionadas ao pré e pós-processamento, torna-se conveniente associá-lo a demais softwares que possam complementar a simulação.

Mediante o exposto, o próprio software - através do manual [MSC.Software \(2004a\)](#) - sugere um método completo para a análise de Elementos Finitos, abrangendo as fases anteriores e posteriores ao processamento em si. Tal metodologia é apresentada na Fig. 30.

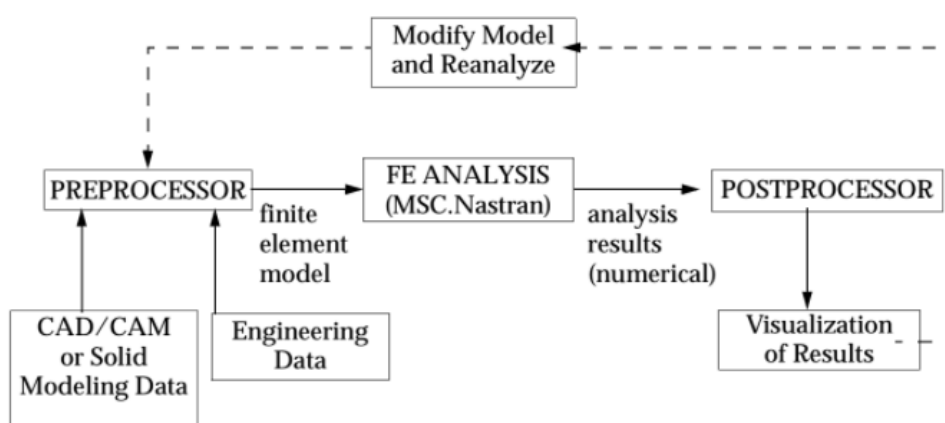


Figura 30 – Fluxograma para análises de Elementos Finitos sugerido pelo MSC.Nastran.

Dessa forma, para integralizar o modelo, propõe-se duas estratégias distintas para a análise, cuja convergência de resultados comprova suas eficiências. Na primeira, emprega-se o Nastpad - software com funcionalidade de editor de texto anteriormente mencionado (vide Fig. 29) - para modelagem. Na segunda, utiliza-se o software Simcenter Femap de pré/pós-processamento.

Nas subseções a seguir são detalhadas as etapas para ambas as vias de análise.

A.1.4.1 Primeira Via: NastPad, MSC Nastran e MATLAB

A primeira via envolve ao todo três softwares em seu processo: o NastPad, o próprio MSC.Nastran e o MATLAB - ou softwares similares. Conseqüentemente, é uma via com mais etapas, que exige atenção e criação de mais rotinas para o devido tratamento dos dados e resultados. Todavia, caso o usuário já possua familiaridade com o MATLAB, esse processo torna-se de média complexidade.

As limitações dessa via se estendem, principalmente, à visualização dos modelos, mediante à impossibilidade do usuário de verificar a geometria, qualidade das malhas e animações da estrutura. Contudo, esse sistema de análise foi proposto objetivando simplicidade e segurança e, por isso, possui etapas bem definidas, conforme exposto na Fig. 31 a seguir.

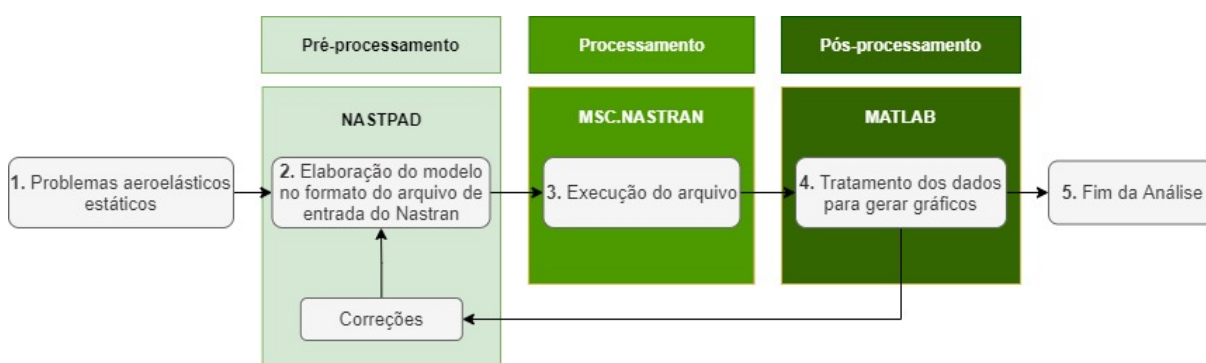


Figura 31 – Primeiro método de análise sugerido.

Para a adequada formatação no NastPad (bloco 2 da figura acima), tem-se, a partir da Fig. 32, o resumo das entradas anteriormente abordadas nas Subseções A.1.2.1, A.1.2.2, A.1.2.3 e A.1.2.4.

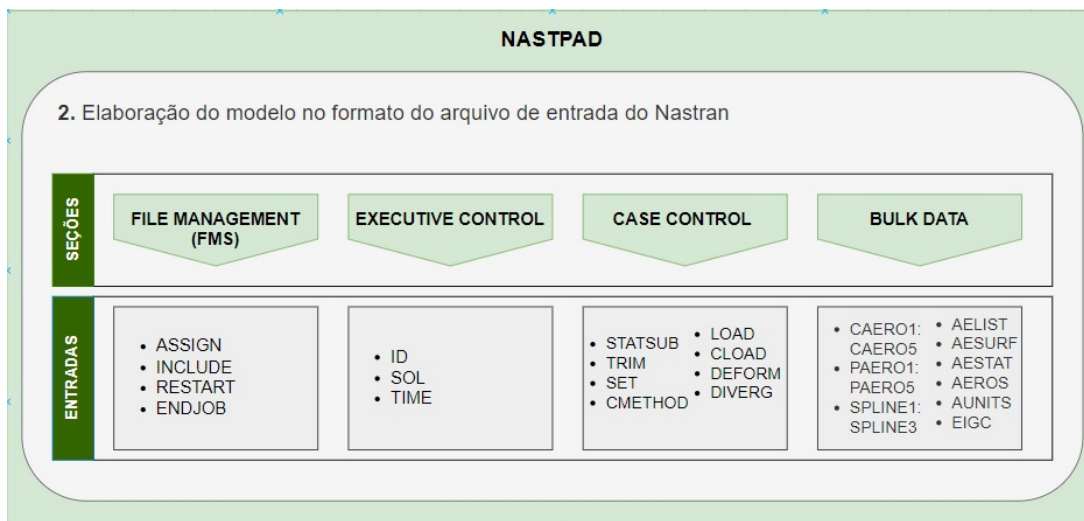


Figura 32 – Detalhamento dos procedimentos no NastPad.

Após a execução do arquivo “.DAT” no MSC.Nastran, é importante verificar o arquivo de saída “.f06” para correção de eventuais mensagens de erros. Dessa forma, o próximo passo - já com o arquivo supracitado nos conformes - é o devido pós-processamento via MATLAB descrito no bloco 4 da Fig. 31. A partir da Fig. 33, tem-se os procedimentos para a aplicação desse software na metodologia em questão.

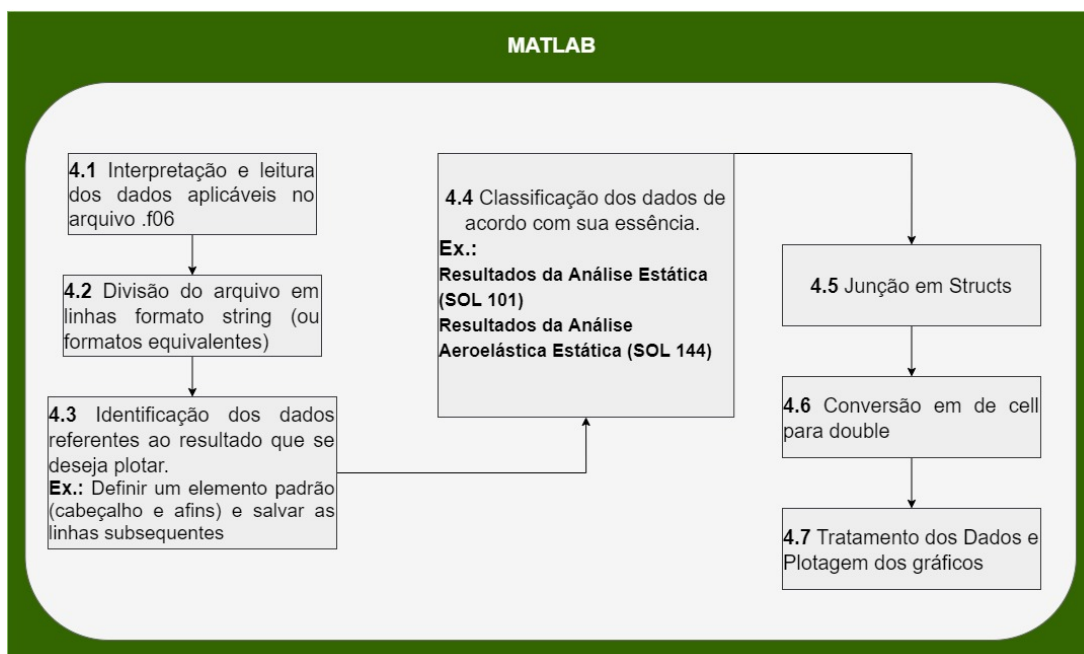


Figura 33 – Detalhamento dos procedimentos no MATLAB.

Todavia, destaca-se que, para problemas mais complexos, esta via possa ser menos viável que a Segunda Via, uma vez que a elaboração do modelo de elementos finitos é demorada e desgastante. Além disso, caso o modelo desejado seja tridimensional, a estruturação do arquivo de entrada passa a ter maior dificuldade e tamanho.

A.1.4.2 Segunda Via: Simcenter Femap e MSC Nastran

A proposta desta via é centralizar toda a simulação em um único software que seja capaz de realizar as três etapas de processamento. Embora o Simcenter Femap tenha as atribuições requeridas para garantir isso, o MSC.Nastran continua sendo utilizado para rodar a simulação dentro do Femap através de uma função que permite programas Nastran serem utilizados.

Entre as vantagens desta via, tem-se a possibilidade de visualização da malha e dos casos/ modos de vibração. Na Fig. 34, demonstra-se os procedimentos para o Segundo Modo proposto.

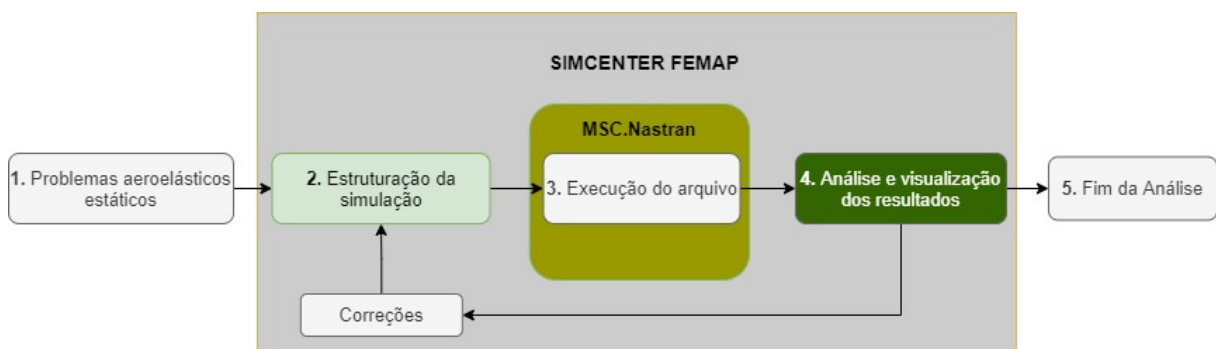


Figura 34 – Segundo método de análise sugerido.

Para complementar a estruturação do modelo no Femap através da importação do MSC.Nastran (bloco 2 da figura acima), estabeleceu-se cinco etapas, conforme Fig. 35.

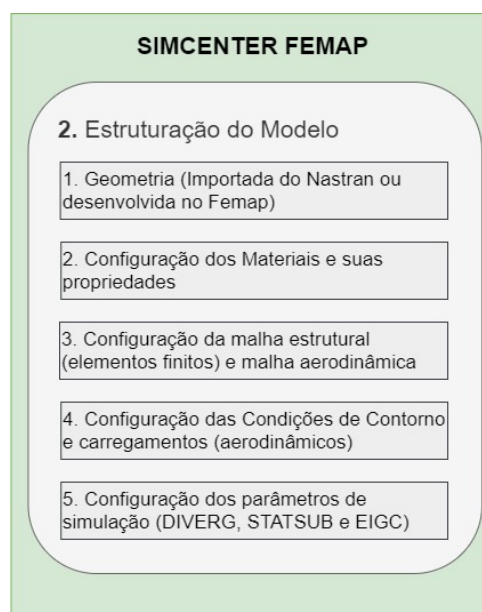


Figura 35 – Detalhamento da estruturação no Femap.

Destaca-se que, nesse método de análise, há a possibilidade de ser modelar a estrutura diretamente no Femap, sem a utilização do MSC.Nastran. Entretanto, como o Femap foi originalmente desenvolvido como auxiliar do Nastran, suas entradas (nomenclaturas e funcionalidades) se assemelham. Dito isso, faz-se necessário o conhecimento das entradas expostas na Subseção [A.1.2](#).

O uso do Simcenter Femap, propicia maior praticidade em termos de análise, pois permite modificações diretas no modelo original, com possibilidade de visualização e verificação da qualidade de malha. Além disso, pode-se aproveitar as ferramentas de pós-processamento para promover animações e, assim, verificar o comportamento da estrutura.

APÊNDICE B – Rotinas para Análise da Asa BAH

Os arquivos apresentados abaixo foram extraídos dos manuais do software MSC.Nastran e foram devidamente adaptados para as análises divergentes.

B.1 Arquivo de estrutura - BAH_STRUCT

```

$ * * * STRUCTURAL DATA * * * $
$ $
$ (LB-IN-SEC SYSTEM) $
$ $
$ * * GRID GEOMETRY * * $
$ $
$ GRID 1 - 10 (T3) WING CONTROL POINTS $
$ GRID 11 (T3,R1,R2) BODY $
$ (R3) WING ROOT HINGE $
$ GRID 12 (T3) AILERON TRAILING EDGE CONTROL POINT $
$ (R2) AILERON RELATIVE ROTATION $
$ $
$ $
$ THE GRID ENTRY DEFINES THE LOCATION OF A STRUCTURAL GRID $
$ POINT. LISTED ARE ITS COORDINATE SYSTEM ID, ITS LOCATION, $
$ THE ID OF THE COORDINATE SYSTEM IN WHICH ITS DISPLACEMENTS $
$ ARE DEFINED, ITS PERMANENT SINGLE-POINT CONSTRAINTS, AND $
$ ITS ASSOCIATED SUPERELEMENT ID. $
$ $
$ THE BAH JET TRANSPORT WING, AS SHOWN ON P.45 OF THE BOOK $
$ "AEROELASTICITY" BY BISPLINGHOFF, ASHLEY AND HALFMAN, IS $
$ ROTATED 180 DEG AROUND THE Y AXIS. THAT ORIENTATION IS $
$ RETAINED HERE. POINTS 1 THRU 10 ARE ALONG THE ONE- AND $
$ THREE-QUARTER CHORD LINES, POINT 11 IS AT THE ROOT OF THE $
$ ELASTIC AXIS (35% CHORD), $
$ . $
$ $
$          ID          CP          X1          X2          X3          CD          PS          SEID

```

GRID	1	20.25	90.	12456
GRID	2	-81.	90.	12456
GRID	3	17.85	186.	12456
GRID	4	-71.4	186.	12456
GRID	5	15.8	268.	12456
GRID	6	-63.2	268.	12456
GRID	7	13.3	368.	12456
GRID	8	-53.2	368.	12456
GRID	9	11.05	458.	12456
GRID	10	-44.2	458.	12456
GRID	11	0.0	0.	126

\$ \$

\$ \$

\$ * * STRUCTURAL STIFFNESS PROPERTIES * * \$

\$ \$

\$ * FLEXIBILITY INFLUENCE COEFFICIENTS * \$

\$ \$

\$ THE GENEL ENTRY DEFINES A GENERAL ELEMENT IN TERMS OF ITS \$
 \$ STRUCTURAL INFLUENCE COEFFICIENTS. IT LISTS THE ELEMENT \$
 \$ ID NO. AND PAIRS OF GRID POINT NUMBERS PLUS THEIR UNCON- \$
 \$ STRAINED DOFS. THIS IS FOLLOWED BY THE CORRESPONDING PAIRS \$
 \$ THAT WERE CONSTRAINED TO OBTAIN THE INFLUENCE COEFFICIENTS. \$
 \$ THIS IS FOLLOWED BY THE LOWER TRIANGULAR PART OF THE MATRIX \$
 \$ OF INFLUENCE COEFFICIENTS. FINALLY, A MATRIX OF GEOMETRIC \$
 \$ CONSTANTS IS LISTED. THESE CONSTANTS PRODUCE TOTAL FORCES \$
 \$ AND MOMENTS DUE TO DEFLECTIONS IN EACH MODE, IN THIS CASE \$
 \$ LIFT, ROLLING MOMENT, PITCHING MOMENT AND WING ROOT BENDING \$
 \$ MOMENT. \$

\$ \$

\$	EID		UI1	CI1	UI2	CI2	UI3	CI3	
GENEL	432		1	3	2	3	3	3	+01
\$	UI4	CI4	UI5	CI5	UI6	CI6	UI7	CI7	
+01	4	3	5	3	6	3	7	3	+02
\$	UI8	CI8	UI9	CI9	UI10	CI10			
+02	8	3	9	3	10	3			+03
\$	"UD"		UD1	CD1	UD2	CD2	UD3	CD3	
+03	UD		11	3	11	4	11	5	+04
\$	UD4	CD4							
+04	11	6							+05

```

$      "K"|"Z" Z11      Z21      Z31      ETC (BY COLUMNS)
+05    Z          8.7172-61.3361-61.2778-56.2720-61.6251-51.0492-52.0478-5+06
+06    1.5630-52.4285-52.0403-53.0861-56.2720-63.2297-51.0492-53.3529-5+07
+07    1.5630-53.5021-52.0257-53.5785-52.7732-51.5726-54.8255-53.7628-5+08
+08    7.3284-56.4338-59.5810-58.8378-56.3749-53.7628-58.0136-56.4338-5+09
+09    1.0012-48.8378-51.1811-41.2758-41.1344-41.9350-41.8160-42.5283-4+10
+10    2.4294-41.6999-41.8160-42.2920-42.4294-42.8249-43.6862-43.5052-4+11
+11    5.2675-45.1171-44.2292-45.1171-45.7187-48.4840-48.2340-49.2340-4+12
$      "S"      S11      S12      S13      ETC (BY ROWS)
+12    S          1.0      90.0     -20.25  45.0      1.0      90.0      81.0     +13
+13    45.0      1.0      186.0    -17.85  141.0     1.0      186.0     71.4     +14
+14    141.0     1.0      268.0    -15.80  223.0     1.0      268.0     63.2     +15
+15    223.0     1.0      368.0    -13.30  323.0     1.0      368.0     53.2     +16
+16    323.0     1.0      458.0    -11.05  413.0     1.0      458.0     44.2     +17
+17    413.0
$ $
    
```

B.2 Arquivo de massa - BAH_MASS

```

$ * * MASS AND INERTIA PROPERTIES * * $
$ $
$ * WING MASSES * $
$ $
$ THE CMASS2 ENTRY DEFINES A SCALAR MASS ELEMENT WITHOUT $
$ REFERENCE TO A PROPERTY ENTRY. IT LISTS THE MASS, THE $
$ GRID NO. AND ITS DOF COMPONENTS. WHEN TWO GRID POINTS $
$ ARE LISTED THE MASS IS ADDED TO BOTH POINTS. $
$ $
$      EID      M      G1      C1      G2      C2
CMASS2 121      5248.7  1      3
CMASS2 122      134.9  1      3      2      3
CMASS2 123      790.3  2      3
CMASS2 341      9727.  3      3
CMASS2 342      11005. 3      3      4      3
CMASS2 343      473.   4      3
CMASS2 561      3253.6 5      3
CMASS2 562      -139.7 5      3      6      3
CMASS2 563      946.3  6      3
    
```

```

CMASS2  781      2617.8  7      3
CMASS2  782      21.      7      3      8      3
CMASS2  783      782.3   8      3
CMASS2  9101     494.8   9      3
CMASS2  9102     -7.3    9      3      10     3
CMASS2  9103     185.2  10     3
$ $
$ * FUSELAGE MASS AND INERTIA VALUES * $
$ $
$ THE CONM1 ENTRY DEFINES A 6 BY 6 SYMMETRIC INERTIA MATRIX $
$ FOR A GRID POINT. LISTED IS THE ID, THE GRID POINT NO., $
$ THE COORDINATE SYSTEM IN WHICH THE INERTIA MATRIX IS $
$ DEFINED AND THE LOWER LEFT TRIANGULAR PART OF THE MATRIX. $
$ $
$      EID      G      CID      M11      M21      M22      M31      M32
CONM1   1      11
$      M33      M41      M42      M43      M44      M51      M52      M53
+51    17400.
$      M54      M55      M61      M62      M63      M64      M65      M66
+52          4.35+09
$ $
$ * * STRUCTURAL PARAMETERS * * $
$ $
$ THE PARAM,WTMASS,GINV CAUSES ALL THE STRUCTURAL MASSES AND $
$ MASS DENSITIES TO BE MULTIPLIED BY GINV (I.E., BY ONE OVER $
$ THE ACCELERATION OF GRAVITY). THE DYNAMIC PRESSURE SUPPLIED $
$ FOR AERODYNAMIC FORCE CALCULATIONS WILL NOT BE MULTIPLIED $
$ BY GINV. $
$ $
PARAM   WTMASS   .0025907
$ $
$ THE PARAM,GRDPNT,XX ENTRY CAUSES THE GRID POINT WEIGHT $
$ GENERATOR TO BE EXECUTED USING GRID POINT XX AS THE REF- $
$ ERENCE POINT. THEN THE INERTIA MATRIX, THE TRANSFER MATRIX $
$ FROM BASIC TO PRINCIPAL AXES AND OTHER PERTINENT INERTIA $
$ DATA ARE PRINTED. $
$ $
PARAM   GRDPNT   11
$ $

```

B.3 Arquivo do aileron - BAH_AILERON

```

$ GRID 12 IS INBOARD OF THE AILERON AND ON THE TRAILING EDGE;
$ IT IS ALIGNED STREAMWISE BEHIND GRIDS 7 AND 8 AND PROVIDES
$ THE MEANS TO INCLUDE THE AILERON IN THE ANALYSIS.
$
$
$      ID      CP      X1      X2      X3      CD      PS      SEID
GRID   12                -86.45  368.                1246
$ $
$ THE CELAS2 ENTRY DEFINES A SCALAR SPRING ELEMENT WITHOUT $
$ REFERENCE TO A PROPERTY ENTRY, IN THIS CASE AN AILERON $
$ HINGE SPRING STIFFNESS. IT LISTS THE ID, THE STIFFNESS, $
$ THE CONNECTION POINT AND DOF COMPONENT. $
$ $
$      EID      K      G1      C1
CELAS2  3      5142661.12      5
$ $
$ * * AILERON INERTIAL PROPERTIES * * $
$
CONM1   2      12
+AIL1   0.0
+AIL2           13970.5
$
$ THE MPC ENTRY DEFINES A MULTIPOINT CONSTRAINT IN THE FORM $
$ OF A LINEAR EQUATION. IT LISTS A SET OF TRIPLES CONSISTING $
$ OF THE GRID NO., THE CONSTRAINED DOF COMPONENTS AND THE $
$ LINEAR COEFFICIENT. $
$ $
$ THIS ONE SPECIFIES THAT THE Z DISPLACEMENT AT THE TRAILING $
$ EDGE OF THE AILERON IS A LINEAR EXTRAPOLATION FROM POINTS $
$ 7 AND 8 PLUS THE DISTANCE FROM THE HINGE-LINE TO THE $
$ TRAILING EDGE TIMES A UNIT (SMALL), ANGULAR ROTATION OF THE $
$ AILERON. SEE P.3.5-9 OF THE "HANDBOOK FOR DYNAMIC ANALYSIS" $
$ FOR A DISCUSSION OF THE LAGRANGE MULTIPLIER METHOD WHICH $
$ IS USED HERE TO INTRODUCE THE AILERON ROTATION DOF. $
$ $

```

\$	SID	G	C	A	G	C	A	
MPC	1	12	3	-1.0	8	3	1.5	+MPC1
\$		G	C	A	G	C	A	
+MPC1		7	3	-0.5	12	5	33.25	

B.4 Arquivo de aerodinâmica - BAH_AERO58

\$ THIS CORD2R ENTRY DEFINES THE AERO COORDINATE SYSTEM \$
 \$ FLAGGED BY THE AEROS ENTRY. THE ORIGIN IS AT THE ROOT \$
 \$ OF THE ELASTIC AXIS. LISTED ARE THE ORIGIN, A POINT \$
 \$ ALONG THE Z AXIS AND A POINT IN THE X-Z PLANE, ALL IN \$
 \$ THE RID COORDINATE SYSTEM. \$

\$ \$

\$	CID	RID	A1	A2	A3	B1	B2	B3	
CORD2R	1		0.	0.	0.	0.	.0	-1.	+C1
\$	C1	C2	C3						
+C1	-1.	0.	0.						

\$ \$

\$ \$

\$ THE CAERO1 ENTRY IS USED FOR DOUBLET-LATTICE AERODYNAMICS. \$
 \$ LISTED ARE ITS PAERO ENTRY ID AND THE COORDINATE SYSTEM \$
 \$ FOR LOCATING THE INBOARD AND OUTBOARD LEADING EDGE POINTS \$
 \$ (1 AND 4). NSPAN AND NCHORD, OR LSPAN AND LCHORD, ARE \$
 \$ USED TO PARTITION THE WING INTO AERODYNAMIC PANELS, \$
 \$ THE FORMER FOR UNIFORMLY SPACED PANELS AND THE LATTER \$
 \$ FOR NON-UNIFORMLY SPACED PANELS. IGID IS THE ID OF ITS \$
 \$ ASSOCIATED INTERFERENCE GROUP. THE CONTINUATION ENTRY \$
 \$ DEFINES POINTS 1 AND 4, THE ROOT CHORD AND TIP CHORD. \$
 \$ THE BOXES FORMED BY THE GRID LINES WILL BE NUMBERED \$
 \$ BEGINNING WITH EID SO CHOOSE A NUMBER THAT IS UNIQUE, \$
 \$ AND IS GREATER THAN ALL STRUCTURAL GRID, SCALAR AND \$
 \$ EXTRA POINT IDS. \$

\$ \$

\$	EID	PID	CP	NSPAN	NCHORD	LSPAN	LCHORD	IGID	
CAERO1	1001	1000	0		5	1		1	+CA1
\$	(FWD LEFT POINT)			ROOTCHORD (FWD RIGHT POINT)			TIP CHORD		
+CA1	78.75	0.	0.	225.	35.	500.	0.	100.	

\$
 CAERO1 2001 1000 0 2 4 1 +CA2
 +CA2 78.75 0. 0. 225. 35. 500. 0. 100.

\$
 CAERO1 3001 1000 0 5 3 1 +CA3
 +CA3 78.75 0. 0. 225. 35. 500. 0. 100.

\$ \$
 \$ THE AEFAC T ENTRY IS A UTILITY ENTRY USED TO SPECIFY LISTS OF \$
 \$ NUMBERS. IN THIS EXAMPLPE THEY ARE IDENTIFIED BY THE ABOVE \$
 \$ CAERO1 ENTRIES. THE FIRST ENTRY DEFINES THE SPANWISE DIVISIONS \$
 \$ INBOARD OF THE AILERON. \$

\$ \$
 \$ THE SECOND ONE DEFINES THE SPANWISE DIVISIONS ACROSS THE \$
 \$ AILERON. \$

\$ \$
 \$ THE THIRD ONE DEFINES THE SPANWISE DIVISIONS OF THE TIP \$
 \$ FAIRING. \$

\$ \$
 \$ THE FOURTH ONE DEFINES THE CHORDWISE DIVISIONS OF THE \$
 \$ AILERON. THE AILERON HINGE-LINE IS AT THE THREE-QUARTER \$
 \$ CHORD LINE SO THERE ARE TWO CHORDWISE BOXES ON THE \$
 \$ AILERON. \$

\$ \$
 \$ SID D1 D2 D3 D4 D5 D6 D7
 AEFAC T 1 0. .09 .21 .33 .45 .56 .66 +AE1

\$ D8
 +AE1 .74

\$ \$
 AEFAC T 2 .74 .82 .90 .974

\$ \$
 AEFAC T 3 .974 1.00

\$ \$
 AEFAC T 4 0. .1875 .375 .625 .750 .875 1.00

\$ \$
 \$ \$
 \$ THE PAERO1 ENTRY IS REQUIRED EVEN THOUGH IT IS NON-FUNCTIONAL \$
 \$ (BECAUSE THERE ARE NO ASSOCIATED BODIES IN THIS EXAMPLE). \$

\$ \$
 \$ PID B1 B2 B3 B4 B5 B6


```

PAERO1 1000
$ $
$ * * SPLINE FIT ON THE LIFTING SURFACES * * $
$ $
$ * BEAM SPLINE FIT ON THE WING * $
$ $
$ THE SPLINE2 ENTRY SPECIFIES A BEAM SPLINE FOR INTERPOLAT- $
$ ION OVER THE REGION OF THE CAERO ENTRY (ID1 AND ID2 ARE $
$ THE FIRST AND LAST BOXES IN THIS REGION). SETG REFERS $
$ TO A SET1 ENTRY WHERE THE STRUCTURAL GRID POINTS ARE $
$ DEFINED. DZ AND DTOR ARE SMOOTHING CONSTANTS FOR LINEAR $
$ ATTACHMENT AND TORSIONAL FLEXIBILITIES. CID IDENTIFIES $
$ THE CORD2R ENTRY THAT DEFINES THE SPLINE AXIS. DHTX AND $
$ DTHY ARE ROTATIONAL ATTACHMENT FLEXIBILITIES (-1.0 SPECI- $
$ FIES NO ATTACHMENTS). $
$ $
$      EID      CAERO  ID1    ID2    SETG   DZ      DTOR   CID
SPLINE2 101      1001   1001   1035   14      0.     1.     0      +SP1
$ DTHX DTHY
+SP1    -1.0    -1.0
$
SPLINE2 102      2001   2001   2016   14      0.     1.     0      +SP2
+SP2    -1.0    -1.
$
SPLINE2 103      3001   3001   3005   14      0.     1.     0      +SP3
+SP3    -1.0    -1.
$ ESSE SP3 ESTÁ CORRETO? $
$ $
$THE SET1 ENTRY DEFINES THE SETS OF POINTS TO BE USED BY $
$THE SURFACE SPLINE FOR INTERPOLATION. $
$ $
$      SID      G1      G2      G3      G4      G5      G6
SET1    14      1      THRU   11
$ $

```

B.5 Arquivo de Entrada - HA144B (Divergência)

ID MSC, HA144B


```

$ MINE THE REACTIONS. IN THE STATIC AEROELASTIC SOLUTION $
$ THE DOF COMPONENTS MUST BE CONSISTENT WITH THE UNDEFINED $
$ VARIABLES ON THE TRIM ENTRIES. $
$ $
SUPPORT 11      4
$ $
$ $
$ * * *          AERODYNAMIC DATA * * * $
$ $
$                (LB-IN-SEC SYSTEM) $
$ $
$ * *           ELEMENT GEOMETRY * * $
$ $
$ THE AEROS ENTRY IS UNIQUE TO THE STATIC AEROELASTICITY $
$ SOLUTION, SOL144. ACSID IDENTIFIES THE AERO COORDINATE $
$ SYSTEM. RCSID IDENTIFIES THE REFERENCE COORDINATE SYS- $
$ TEM FOR RIGID BODY MOTION. REFC IS THE REFERENCE CHORD. $
$ REFB IS THE REFERENCE SPAN. REFS IS THE REFERENCE WING $
$ AREA. SYMXZ AND SYMXY ARE SYMMETRY KEYS. $
$ $
$      ACS      RCID      CHORD      SPAN      AREA      SYMYZ      SYMXY
AEROS  1        1        162.5     1000.0   81250.0  -1
$ $
$ $
$ * CONTROL SURFACE DEFINITION * $
$ $
$ THE AESURF ENTRY DEFINES AN AERODYNAMIC CONTROL SURFACE. $
$ LISTED ARE THE ALPHANUMERIC NAME OF THE SURFACE, THE ID $
$ OF A COORDINATE SYSTEM THAT DEFINES THE HINGE LINE AND $
$ THE ID OF AN AELIST ENTRY. $
$ $
$      ID      LABEL      CID1      ALID1      CID2      ALID2
AESURF 503     AILE      10       2005
$ $
$ THE CORD2R ENTRY DEFINES THE COORDINATE SYSTEM IN WHICH THE $
$ HINGE-LINE IS DEFINED. IT LISTS THE ORIGIN, A POINT ALONG $
$ THE Z-AXIS AND A POINT IN THE X-Z PLANE. $
$ $
$      CID      RID      A1      A2      A3      B1      B2      B3

```

```

CORD2R  10          -90.0  0.    0.    -90.0  0.    1.    +CR10
$      C1      C2      C3
+CR10   410.0   -50.0   0.0
$ $
INCLUDE BAH_AERO58.DAT
$ $
$ THE AELIST ENTRY LISTS AERODYNAMIC BOXES THAT LIE ON THE $
$ CONTROL SURFACE. $
$ $
$      SID      E1      E2      E3      ETC
AELIST  2005    2005    2006    2011    2012    2017    2018
$ $
$ * BEAM SPLINE FIT ON THE AILERON * $
$ $
$ THE SPLINE1 ENTRY DEFINES A SURFACE SPLINE FOR INTERPO- $
$ LATING OUT-OF-PLANE DISPLACEMENTS FROM THE STRUCTURAL $
$ GRID POINTS ON THE SETG ENTRY TO THE SUB-REGION DEFINED $
$ BY AERODYNAMIC BOXES 2005 THRU 2018 OF THE REGION ON THE $
$ CAERO1 ENTRY. DZ=0 SPECIFIES THAT NO SMOOTHING OF THE $
$ SPLINE IS TO BE IMPOSED. $
$ $
$      EID      CAERO   BOX1   BOX2   SETG   DZ
SPLINE1 104     2001   2005   2018   15
$ $
$ THE SET1 ENTRY DEFINES THE SETS OF POINTS TO BE USED BY $
$ THE SURFACE SPLINE FOR INTERPOLATION. $
$ $
$      SID      G1      G2      G3      G4      G5      G6
SET1     15      8       10     12
$ $
$ $
$ * * * SOLUTION SPECIFICICATIONS * * * $
$ $
$ * * AERODYNAMIC DOFS * * $
$ $
$ THE AESTAT ENTRY LISTS TRIM VARIABLES USED TO SPECIFY $
$ RIGID BODY MOTIONS. THESE AND THE CONTROL SURFACE $
$ ROTATIONS MAKE UP THE VARIABLES IN THE EQUATIONS OF $
$ MOTION. $

```

```

$ $
AESTAT 501      ROLL
AESTAT 502      URDD4
$ $
$ * * TRIM CONDITIONS * * $
$ $
$ THE TRIM ENTRY SPECIFIES CONSTRAINTS FOR THE TRIM VARIABLES $
$ LISTED ON THE AESTAT AND AESURF ENTRIES. LISTED ARE ITS ID, $
$ THE MACH NUMBER, DYNAMIC PRESSURE AND PAIRS OF TRIM VARI- $
$ ABLES AND THEIR CONSTRAINED VALUES. THOSE THAT ARE NOT $
$ HELD FIXED MUST BE CONSTRAINED BY REACTION FORCES STIPU- $
$ LATED ON THE SUPORT ENTRY. SEE SECTION 3.5.3 OF THE THEO- $
$ RETICAL MANUAL FOR MORE DETAILS. $
$ $
$ TRIM CONDITION 1: STEADY ROLL $
$ $
$      ID      MACH   Q      LABEL1  UX1      LABEL2  UX2 $
TRIM   1      0.0    4.0075 URDD4   0.0     AILE    1.0
$ $
$ THE PARAM,AUNITS,GINV PERMITS THE ACCELERATIONS ON THE TRIM
$ ENTRY TO BE SPECIFIED IN UNITS OF LOAD FACTOR (I.E., IN G'S)
$
PARAM  AUNITS  .0025907
$
DIVERG 100    8      0.0    .4      .9
EIGC   100    CLAN                      8

$
ENDDATA
INPUT BULK DATA CARD COUNT = 430

```

B.6 Arquivo de Saída .f06 -HA144B (Divergência)

```

* * * * *
* *
* *      M S C   S o f t w a r e
* *      C O R P
* *
* *      M S C   N a s t r a n
* *
* *   S T U D E N T   E D I T I O N
* *
* *      V e r s i o n   2 0 2 1 . 1 - C L 7 9 7 7 2 5
* *
* *
* *
* *      M A R   1 0 ,   2 0 2 1
* *
* *      I n t e l
* *      M O D E L   X e o n / 3 4 7 9   ( C a i o )
* *   W i n d o w s   1 0   H o m e   S i n g l e   6 . 2   9 2 0 0
* *   C o m p i l e d   f o r   8 6 6 4   ( S I N G L E   M o d e )
* *
* * * * *
* * * * *

```

This program is being distributed as part of the MSC Software Student Edition. Use of this program or its results at a commercial installation, for commercial purposes, or for production work

I S S T R I C T L Y P R O H I B I T E D .

===== FOR EDUCATIONAL USE ONLY =====

1News file - (February 22, 2021)

Welcome to MSC Nastran 2021.1

MSC Nastran brings powerful new features and enhancements for engineering solutions.

MSC Nastran 2021.1 Features and Enhancements

Statics

The original SOL 1 (Legacy Linear Statics solution) Inertia Relief method, allowing for more than six rigid body modes is now available in SOL 101 (Linear Statics)

Dynamics

Real Coupled Modes enhancements:

- Supported for AVL Excite EXB Export and acoustic weakly-coupled modes
- Residual vector logic tuned up for improved solution accuracy in transient response analysis

Fatigue

CAE Fatigue Time Domain completeness

- Hot Spot detection for computational speed
- Spot Weld fatigue analyzer

Nonlinear

Enhanced accelerated separation check in node-to-segment (N2S) contact

Design Optimization

- Design response screening option added to force retention of all defined responses in the model

High Performance Computing

- Improved MUMPS direct solver performance in SOL 101 linear statics

Documentation

The complete documentation set is provided in a separate installer and when installed is available at: MSC_DOC_DIR/doc/pdf_nastran directory. Where MSC_DOC_DIR is the directory where documentation was installed. This help set has cross references between documents, links to how-to videos, and example files.

Individual MSC Nastran documents are available for download from the Simcompanion Website at:

<http://simcompanion.mscsoftware.com/>

These documents were updated for the MSC Nastran 2021.1 Release

1. MSC Nastran 2021.1 Installation and Operations Guide
2. MSC Nastran 2021.1 Quick Reference Guide
3. MSC Nastran 2021.1 Release Guide
4. MSC Nastran 2021.1 Linear Statics Analysis User's Guide
5. MSC Nastran 2021.1 Dynamic Analysis User's Guide
6. MSC Nastran 2021.1 Superelements User's Guide
7. MSC Nastran 2021.1 Rotordynamics User's Guide
8. MSC Nastran 2021.1 Demonstration Problems Manual
9. MSC Nastran 2021.1 Nastran Embedded Fatigue User's Guide
10. MSC Nastran 2021.1 Design Sensitivity and Optimization
11. MSC Nastran 2021.1 Nonlinear User's Guide SOL 400
12. MSC Nastran 2021.1 DMAP Programmer's Guide
13. MSC Nastran 2021.1 High Performance Computing User's Guide
14. MSC Nastran 2021.1 New Verification Manual
15. MSC Nastran 2021.1 DEMATD Guide
16. MSC Nastran 2021.1 Explicit Nonlinear (SOL 700) User's Guide

Please refer to `MSC_DOC_DIR/doc/pdf_nastran/nastran_library.pdf`
for the complete document set:

Feature Deprecation List

To streamline the MSC Nastran program and simplify ongoing maintenance activity
Please review the list of features marked for deprecation below to ensure that
If you see a feature that you currently use and do not wish to lose, contact M

Features tagged for removal:

- P-elements
- SOL 600 nonlinear solution sequence
- Unstructured one- and two-digit solution sequences (e.g. SOL 3, SOL 24)
- SOL 190 (DBTRANS)
- TAUCS solver
- MSGMESH
- Obsolete DMAP modules
- SSSALTERS

Refer to the MSC Nastran 2021 Release Guide for more details.

Additional information about the release can be found at the MSC Nastran Product Support page: <http://simcompanion.mscsoftware.com>

The support page provides links to these valuable information:

- * A searchable Knowledge Base containing examples and answers to thousands of frequently asked questions written by MSC Software subject-matter experts.
- * Peer-to-peer Discussion Forums enabling you to post questions for your MSC Software products and receive answers from other users worldwide.
- * A list of known issues with the product and any workarounds.
- * Instructions on how to contact technical support
- * A mechanism for sending us product feedback or enhancement requests.
- * Hardware and software requirements.
- * Examples and Tutorials
- * and much more.

For information on training, please visit our Training web site

<http://www.mscsoftware.com/Contents/Services/Training/>

**STUDENT EDITION* FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 1

N A S T R A N F I L E A N D S Y S T E M P A R A M E T E R E C H O

NASTRAN BUFFSIZE=8193 \$(D:/NASTRAN/NASTRAN/CONF/NAST20211.RCF[2])

**STUDENT EDITION* FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 2

N A S T R A N E X E C U T I V E C O N T R O L E C H O

ID MSC, HA144B

\$\$\$\$\$\$\$\$ HANDBOOK FOR AEROELASTIC ANALYSIS EXAMPLE HA144B \$\$\$\$\$\$\$\$

\$ \$

\$ MODEL DESCRIPTION BAH JET TRANSPORT WING EXAMPLE \$

\$ CANTILEVERED WING WITH TEN BEAM \$

\$ ELEMENTS AND DUMBBELL MASSES \$

\$ \$

\$ SOLUTION STATIC AEROELASTIC SOLUTION TO \$

\$ AN AILERON DEFLECTION USING DOUBLET \$

```

$ LATTICE METHOD AERODYNAMICS AT MACH $
$ NO. 0.0 $
$ $
$ OUTPUT PLOTS OF THE STICK MODEL AND AERO $
$ GRID, LISTS OF RESTRAINED AND $
$ UNRESTRAINED ANTISYMMETRIC STATIC $
$ STABILITY DERIVATIVES PLUS THE $
$ STRESSES AND DEFLECTIONS FOR A $
$ TYPICAL DESIGN CONDITION $
$ $
$$$$$$$$ $$$$$$$$
TIME 5 $ CPU TIME IN MINUTES
SOL 144 $ STATIC AERO
CEND
1  EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
FEBRUARY  2, 2022  MSC Nastran  3/10/21  PAGE    3
    DIVERGENCE ANALYSIS
0
0          C A S E    C O N T R O L    E C H O
          COMMAND
          COUNT
          1      TITLE = EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC
          ANALYSIS
          2      SUBTI = DIVERGENCE ANALYSIS
          3      ECHO = NONE
          4      SPC = 13 $
          5      MPC = 1 $ CONTROL SURFACE RELATIVE MOTION
          6      SET 2 = 7 THRU 12
          7      SET 3 = 11
          8      DISP = 2
          9      SPCF = 3
         10      AEROF = ALL
         11      APRES = ALL
         12      DIVERG = 100
         13      CMETHOD = 100
         14      BEGIN BULK
1  EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
FEBRUARY  2, 2022  MSC Nastran  3/10/21  PAGE    4
    DIVERGENCE ANALYSIS

```

0

I N P U T B U L K D A T A E C H O

ENTRY

COUNT 1 .. 2 .. 3 .. 4 .. 5 .. 6 .. 7 .. 8 .. 9 .. 10

```
$INCLUDE "d:\TCC\HA144B_diverg\BAH_STRUCT.DAT"
$END OF INCLUDE "d:\TCC\HA144B_diverg\BAH_STRUCT.DAT"
$INCLUDE "d:\TCC\HA144B_diverg\BAH_MASS.DAT"
$END OF INCLUDE "d:\TCC\HA144B_diverg\BAH_MASS.DAT"
$INCLUDE "d:\TCC\HA144B_diverg\BAH_AILERON.DAT"
$END OF INCLUDE "d:\TCC\HA144B_diverg\BAH_AILERON.DAT"
$INCLUDE "d:\TCC\HA144B_diverg\BAH_AERO58.DAT"
$END OF INCLUDE "d:\TCC\HA144B_diverg\BAH_AERO58.DAT"
```

1 EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
 FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 5

DIVERGENCE ANALYSIS

M O D E L S U M M A R Y BULK = 0

ENTRY NAME NUMBER OF ENTRIES

ENTRY NAME	NUMBER OF ENTRIES
AEFACT	4
AELIST	1
AEROS	1
AESTAT	2
AESURF	1
CAERO1	3
CELAS2	1
CMASS2	15
CONM1	2
CORD2R	2
DIVERG	1
EIGC	1
GENEL	1
GRID	12
MPC	1
PAERO1	1
PARAM	3
SET1	2
SPC	1
SPLINE1	1
SPLINE2	3

SUPPORT 1
 TRIM 1

^^^

^^^ >>> IFP OPERATIONS COMPLETE <<<

^^^

1 EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION* FEBRUARY
 DIVERGENCE ANALYSIS

0

O U T P U T F R O M G R I D P O I N T W E I G H T G E N E R A T O R
 REFERENCE POINT = 11

M O

```
* 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00
0.000000E+00 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00
0.000000E+00 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 4.191900E+04 5.128960E+06
-1.642074E+05 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 5.128960E+06 1.350243E+09
-2.381847E+07 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 -1.642074E+05 -2.381847E+07
4.458796E+09 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00
0.000000E+00 0.000000E+00 *
```

S

```
* 1.000000E+00 0.000000E+00
0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 1.000000E+00
0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00
1.000000E+00 *
```

DIRECTION

MASS AXIS SYSTEM (S)	MASS	X-C.G.	Y-C.G.	Z-C.G.
X	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
Y	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
Z	4.191900E+04	3.917255E+00	1.223541E+02	0.000000E+00

I(S)

```
* 7.226943E+08 3.727022E+06 0.000000E+00 *
* 3.727022E+06 4.458153E+09 0.000000E+00 *
```

```

* 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 *
      I(Q)
*          4.458157E+09          *
*          7.226906E+08          *
*          0.000000E+00          *
      Q
* 9.977400E-04 9.999995E-01 0.000000E+00 *
* -9.999995E-01 9.977400E-04 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 1.000000E+00 *
    
```

1 EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
 FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 7
 DIVERGENCE ANALYSIS

1 EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
 FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 8
 DIVERGENCE ANALYSIS

0 RESULTANTS ABOUT 11 IN SUPERELEMENT BASIC SYSTEM COORDINATES.

SUBCASE/		LOAD			OLOAD	RESULTANT
DAREA ID	ID	TYPE	T1	T2	T3	R1
R2		R3				
0	1	FX	0.000000E+00	----	----	----
0.000000E+00		0.000000E+00				
		FY	----	0.000000E+00	----	0.000000E+00
		----	0.000000E+00			
		FZ	----	----	0.000000E+00	0.000000E+00
		0.000000E+00	----			
		MX	----	----	----	0.000000E+00
		----	----			
		MY	----	----	----	----
		0.000000E+00	----			
		MZ	----	----	----	----
		----	0.000000E+00			
		TOTALS	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
		0.000000E+00	0.000000E+00			

*** SYSTEM INFORMATION MESSAGE 4159 (DFMSA)
 THE DECOMPOSITION OF KLL YIELDS A MAXIMUM MATRIX-TO-FACTOR-DIAGONAL
 RATIO OF 2.136631E+01

*** USER INFORMATION MESSAGE 3035 (SOLVER)
 FOR DATA BLOCK KLR
 SUPPORT PT.NO. EPSILON STRAIN ENERGY EPSILONS
 LARGER THAN 0.001 ARE FLAGGED WITH ASTERISKS
 1 5.1289328E-15 -4.0531158E-06

*** USER INFORMATION MESSAGE 5444 (CLASD*)
 REQUIRED NUMBER OF ROOTS HAVE BEEN FOUND.

*** USER INFORMATION MESSAGE 7382 (CLASD*)
 LARGEST NORMALIZED RESIDUAL FOR COMPLEX EIGENSOLUTION IS .000E+00

1 EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
 FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 9
 DIVERGENCE ANALYSIS

E I G E N V A L U E A N A L Y S I S S U M M A R Y (COMPLEX LANCZOS METHOD)

NUMBER OF MODES FOUND.....	11
NUMBER OF SHIFTS USED... ..	0
NUMBER OF DECOMPOSITIONS.....	1
NUMBER OF VECTORS IN CORE.....	11

1 EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
 FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 10
 DIVERGENCE ANALYSIS

C O M P L E X E I G E N V A L U E S U M M A R Y				
0	ROOT	EXTRACTION	EIGENVALUE	
		FREQUENCY	DAMPING	
	NO.	ORDER	(REAL)	(IMAG)
		(CYCLES)	COEFFICIENT	
	1	1	0.0	4.871827E+00
		7.753753E-01	0.0	
	2	2	8.490942E+00	0.0

0.0		0.0	
3	3	0.0	1.057504E+01
1.683070E+00		0.0	
4	4	0.0	1.917222E+01
3.051353E+00		0.0	
5	5	0.0	2.956365E+01
4.705201E+00		0.0	
6	6	0.0	5.503535E+01
8.759148E+00		0.0	
7	7	4.740001E+07	0.0
0.0		0.0	
8	8	3.267130E+08	0.0
0.0		0.0	

1 EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
 FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 11
 DIVERGENCE ANALYSIS

D I V E R G E N C E S U M M A R Y

MACH NUMBER = 0.000000 METHOD = COMPLEX LANCZOS

ROOT NO.	DIVERGENCE	EIGENVALUE	
	DYNAMIC PRESSURE	REAL	IMAGINARY
1	2.373470E+01	0.000000E+00	4.871827E+00
3	1.118315E+02	0.000000E+00	1.057504E+01
4	3.675739E+02	0.000000E+00	1.917222E+01
5	8.740095E+02	0.000000E+00	2.956365E+01
6	3.028890E+03	0.000000E+00	5.503535E+01

*** USER INFORMATION MESSAGE 5444 (CLASD*)
 REQUIRED NUMBER OF ROOTS HAVE BEEN FOUND.

*** USER INFORMATION MESSAGE 7382 (CLASD*)
 LARGEST NORMALIZED RESIDUAL FOR COMPLEX EIGENSOLUTION IS .000E+00

1 EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
 FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 12
 DIVERGENCE ANALYSIS

E I G E N V A L U E A N A L Y S I S S U M M A R Y (COMPLEX LANCZOS METHOD)

NUMBER OF MODES FOUND..... 11
 NUMBER OF SHIFTS USED... .. 0
 NUMBER OF DECOMPOSITIONS..... 1
 NUMBER OF VECTORS IN CORE..... 11

1 EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
 FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 13

DIVERGENCE ANALYSIS

0

C O M P L E X E I G E N V A L U E S U M M A R Y

0	ROOT	EXTRACTION	EIGENVALUE	
		FREQUENCY	DAMPING	
	NO.	ORDER	(REAL)	(IMAG)
	1	1	0.0	4.723667E+00
	2	2	8.260426E+00	0.0
	3	3	0.0	1.029632E+01
	4	4	0.0	1.872014E+01
	5	5	0.0	2.897184E+01
	6	6	0.0	5.414543E+01
	7	7	1.264491E+08	0.0
	8	8	0.0	4.568666E+08

1 EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
 FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 14

DIVERGENCE ANALYSIS

D I V E R G E N C E S U M M A R Y

MACH NUMBER = 0.400000 METHOD = COMPLEX LANCZOS

ROOT	DIVERGENCE	EIGENVALUE	
NO.	DYNAMIC PRESSURE	REAL	IMAGINARY

1	2.231303E+01	0.000000E+00	4.723667E+00
3	1.060142E+02	0.000000E+00	1.029632E+01
4	3.504438E+02	0.000000E+00	1.872014E+01
5	8.393673E+02	0.000000E+00	2.897184E+01
6	2.931728E+03	0.000000E+00	5.414543E+01
8	2.087271E+17	0.000000E+00	4.568666E+08

*** USER INFORMATION MESSAGE 5444 (CLASD*)
 REQUIRED NUMBER OF ROOTS HAVE BEEN FOUND.

*** USER INFORMATION MESSAGE 7382 (CLASD*)
 LARGEST NORMALIZED RESIDUAL FOR COMPLEX EIGENSOLUTION IS .000E+00

1 EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
 FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 15
 DIVERGENCE ANALYSIS

E I G E N V A L U E A N A L Y S I S S U M M A R Y (COMPLEX LANCZOS METHOD)

NUMBER OF MODES FOUND.....	11
NUMBER OF SHIFTS USED... ..	0
NUMBER OF DECOMPOSITIONS.....	1
NUMBER OF VECTORS IN CORE.....	11

1 EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
 FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 16
 DIVERGENCE ANALYSIS

C O M P L E X E I G E N V A L U E S U M M A R Y

0	ROOT	EXTRACTION	EIGENVALUE	
		FREQUENCY	DAMPING	
	NO.	ORDER	(REAL)	(IMAG)
	(CYCLES)	COEFFICIENT		
	1	1	0.0	3.704150E+00
		5.895338E-01	0.0	
	2	2	6.797133E+00	0.0
		0.0	0.0	

3	3	0.0	8.512773E+00
1.354850E+00		0.0	
4	4	0.0	1.610702E+01
2.563512E+00		0.0	
5	5	0.0	2.581870E+01
4.109174E+00		0.0	
6	6	0.0	4.971182E+01
7.911883E+00		0.0	
7	7	4.663793E+07	0.0
0.0		0.0	
8	8	1.743510E+08	0.0

1 EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
 FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 17

DIVERGENCE ANALYSIS

D I V E R G E N C E S U M M A R Y

MACH NUMBER = 0.900000 METHOD = COMPLEX LANCZOS

ROOT NO.	DIVERGENCE DYNAMIC PRESSURE	EIGENVALUE	
		REAL	IMAGINARY
1	1.372073E+01	0.000000E+00	3.704150E+00
3	7.246730E+01	0.000000E+00	8.512773E+00
4	2.594361E+02	0.000000E+00	1.610702E+01
5	6.666052E+02	0.000000E+00	2.581870E+01
6	2.471265E+03	0.000000E+00	4.971182E+01

1 EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANAL**STUDENT EDITION*
 FEBRUARY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 18

DIVERGENCE ANALYSIS

***** D B D I C T P R I N T ***** SUBDMAP = PRTSUM , DMAP
 STATEMENT NO. 74

***** A N A L Y S I S S U M M A R Y T A B L E *****

0 SEID PEID PROJ VERS APRCH SEMG SEMR SEKR SELG SELR MODES DYNRED SOLLIN
 PVALID SOLNL LOOPID DESIGN CYCLE SENSITIVITY

 0 0 1 1 ' ' T T T T T F F T
 OSEID = SUPERELEMENT ID.

PEID = PRIMARY SUPERELEMENT ID OF IMAGE SUPERELEMENT.
PROJ = PROJECT ID NUMBER.
VERS = VERSION ID.
APRCH = BLANK FOR STRUCTURAL ANALYSIS. HEAT FOR HEAT TRANSFER ANALYSIS.
SEMG = STIFFNESS AND MASS MATRIX GENERATION STEP.
SEMR = MASS MATRIX REDUCTION STEP (INCLUDES EIGENVALUE SOLUTION FOR MODES).
SEKR = STIFFNESS MATRIX REDUCTION STEP.
SELG = LOAD MATRIX GENERATION STEP.
SELR = LOAD MATRIX REDUCTION STEP.
MODES = T (TRUE) IF NORMAL MODES OR BUCKLING MODES CALCULATED.
DYNRED = T (TRUE) MEANS GENERALIZED DYNAMIC AND/OR COMPONENT MODE REDUCTION PERFORMED.
SOLLIN = T (TRUE) IF LINEAR SOLUTION EXISTS IN DATABASE.
PVALID = P-DISTRIBUTION ID OF P-VALUE FOR P-ELEMENTS
LOOPID = THE LAST LOOPID VALUE USED IN THE NONLINEAR ANALYSIS. USEFUL FOR RESTARTS.
SOLNL = T (TRUE) IF NONLINEAR SOLUTION EXISTS IN DATABASE.
DESIGN CYCLE = THE LAST DESIGN CYCLE (ONLY VALID IN OPTIMIZATION).
SENSITIVITY = SENSITIVITY MATRIX GENERATION FLAG.

No PARAM values were set in the Control File.

* * * END OF JOB * * *

APÊNDICE C – Rotina para Análise da Asa FSW

Os arquivos apresentados abaixo foram extraídos dos manuais do software MSC.Nastran e foram devidamente adaptados para as análises divergentes.

C.1 Arquivo de Entrada - HA144A (Divergência)

```

ID MSC, HA144A
$$$$$$$$ HANDBOOK FOR AEROELASTIC ANALYSIS EXAMPLE HA144A $$$$$$$$
$ $
$ MODEL DESCRIPTION 30 DEG FWD SWEPT WING W/CANARD $
$ BEAM MODEL WITH DUMBBELL MASSES $
$ $
$ SOLUTION SYMMETRIC IN-FLIGHT STATIC STABILITY $
$ ANALYSIS USING DOUBLET LATTICE $
$ METHOD AERODYNAMICS AT MACH NO. 0.9 $
$ $
$ OUTPUT PLOTS OF THE STICK MODEL AND AERO $
$ GRID, LISTS OF RESTRAINED AND $
$ UNRESTRAINED SYMMETRIC STATIC $
$ STABILITY DERIVATIVES PLUS THE $
$ AERODYNAMIC FORCES AND PRESSURES $
$ PLUS STRESSES AND DEFLECTIONS FOR $
$ 1G LEVEL FLIGHT. $
$ $
$$$$$$$$ $$$$$$$$
TIME 5 $ CPU TIME IN MINUTES
SOL 144 $ STATIC AERO
CEND
TITLE = EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD
SUBTI = SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
LABEL = HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
ECHO = NONE
SPC = 1 $ SYMMETRIC CONSTRAINTS
DISP = ALL $ PRINT ALL DISPLACEMENTS

```

```

STRESS = ALL $ PRINT ALL STRESSES
FORCE = ALL $ PRINT ALL FORCES
AEROF = ALL $ PRINT ALL AERODYNAMIC FORCES
APRES = ALL $ PRINT ALL AERODYNAMIC PRESSURES
SUBCASE 1
TRIM = 1 $ 1 G LEVEL FLIGHT (LOW SPEED)
$SUBCASE 2
$TRIM = 2 $ 1 G LEVEL FLIGHT (HIGH SUBSONIC SPEED)
$SUBCASE 3
$TRIM = 3 $ 1 G LEVEL FLIGHT (LOW SUPERSONIC SPEED)
$OUTPUT(PLOT)
$PLOTTER = NASTRAN
$FIND SCALE, ORIGIN 1, SET 1
$PLOT SET 1
$PLOT STATIC DEFORMATION 0, ORIGIN 1, SET 1, OUTLINE
DIVERG = 100
CMETHOD = 100
BEGIN BULK
$      ID      CP      X1      X2      X3      CD      PS      SEID
GRID   90      .      15.     0.     0.
GRID   97      .      0.      0.     0.
GRID   98      .      10.     0.     0.
GRID   99      .      20.     0.     0.
GRID  100      .      30.     0.     0.
$      ID      CP      X1      X2      X3      CD      PS      SEID
GRID  111      .      24.61325 +5.  0.
GRID  110      .      27.11325 +5.  0.
GRID  112      .      29.61325 +5.  0.
GRID  121      .      18.83975+15.  0.
GRID  120      .      21.33975+15.  0.
GRID  122      .      23.83975+15.  0.
$ $
$ * * STRUCTURAL STIFFNESS PROPERTIES * * $
$ $
$ * FUSELAGE STRUCTURE * $
$      EID      PID      GA      GB      X1,GO  X2      X3
CBAR   101      100      97      98      0.      0.      1.
CBAR   102      100      98      90      0.      0.      1.
CBAR   100      100      90      99      0.      0.      1.

```

```

CBAR    103    100    99    100    0.    0.    1.
$ $
$      PID    MID    A      I1     I2     J      NSM
PBAR    100    1      2.0    .173611 0.15   0.5
$      C1     C2     D1     D2     E1     E2     F1     F2
+PB1    1.0    1.0    1.0    -1.0   -1.0   1.0    -1.0   -1.0   +PB1
$      K1     K2     I12
+PB2
$ $
$ * WING STRUCTURE * $
$      EID    PID    GA     GB     X1,GO  X2     X3
CBAR    110    101    100    110    0.     0.     1.
CBAR    120    101    110    120    0.     0.     1.
$ $
$      EID    GA     GB     CNA    CNB    CMA    CMB
RBAR    111    110    111    123456
RBAR    112    110    112    123456
RBAR    121    120    121    123456
RBAR    122    120    122    123456
$ $
$      PID    MID    A      I1     I2     J      NSM
PBAR    101    1      1.5    0.173611+2.0 0.462963
$      C1     C2     D1     D2     E1     E2     F1     F2
+PB3    0.5    3.0    0.5    -3.0   -0.5   3.0    -0.5   -3.0   +PB3
$      K1     K2     I12
+PB4
$ $
$ THE MAT1 ENTRY DEFINES THE MATERIAL PROPERTIES. LISTED $
$ ARE ITS ID, ITS ELASTIC MODULUS, SHEAR MODULUS, POISSONS $
$ RATIO, MASS DENSITY, TEMPERATURE EXPANSION COEFFICIENT, $
$ REFERENCE TEMPERATURE AND A STRUCTURAL DAMPING COEFFICIENT. $
$ $
$      MID    E      G      NU     RHO    A      TREF    GE
MAT1    1      1.44+9  5.40+8
$ $
$ * * MASS AND INERTIA PROPERTIES * * $
$ $
$ * FUSELAGE MASSES * $
$ $

```

\$ THE CONM2 ENTRY DEFINES A CONCENTRATED MASS. LISTED ARE \$
 \$ ITS ID, GRID LOCATION, COORDINATE SYSTEM TO LOCATE THE \$
 \$ CENTER OF GRAVITY, THE MASS VALUE AND THE LOCATION OF \$
 \$ THE CENTER OF GRAVITY RELATIVE TO THE GRID LOCATION. \$
 \$ \$

\$	EID	G	CID	M	X1	X2	X3
CONM2	97	97	0	1500.0			
CONM2	98	98	0	1500.0			
CONM2	99	99	0	1500.0			
CONM2	100	100	0	1500.0			

\$ \$

\$ * WING MASSES * \$

\$ \$

CONM2	111	111	0	600.0			
CONM2	112	112	0	400.0			
CONM2	121	121	0	600.0			
CONM2	122	122	0	400.0			

\$ \$

\$ * * STRUCTURAL PARAMETERS * * \$

\$ \$

\$ THE PARAM,GRDPNT,XX ENTRY CAUSES THE GRID POINT WEIGHT \$
 \$ GENERATOR TO BE EXECUTED USING GRID POINT XX AS THE REF- \$
 \$ ERENCE POINT. THEN THE INERTIA MATRIX, THE TRANSFER MATRIX \$
 \$ FROM BASIC TO PRINCIPAL AXES AND OTHER PERTINENT INERTIA \$
 \$ DATA ARE PRINTED. \$

\$ \$

PARAM GRDPNT 90

\$ \$

\$ THE PARAM,WTMASS,GINV CAUSES ALL THE STRUCTURAL MASSES AND \$
 \$ MASS DENSITIES TO BE MULTIPLIED BY GINV (I.E., BY ONE OVER \$
 \$ THE ACCELERATION OF GRAVITY). THE DYNAMIC PRESSURE SUPPLIED \$
 \$ FOR AERODYNAMIC FORCE CALCULATIONS WILL NOT BE MULTIPLIED \$
 \$ BY GINV. \$

\$ \$

PARAM WTMASS .031081

\$

\$ THE PARAM,AUNITS,GINV PERMITS THE ACCELERATIONS ON THE TRIM \$
 \$ ENTRY TO BE SPECIFIED IN UNITS OF LOAD FACTOR (I.E., IN G'S)

\$


```

PARAM  AUNITS  .031081
$ $
$ * * STRUCTURAL CONSTRAINTS * * $
$ $
$ THE SPC1 ENTRY CONSTRAINS THE LISTED GRID POINTS IN THE $
$ SPECIFIED DOF COMPONENTS. $
$ $
$      SID      C      G1      G2      G3      G4
SPC1   1      1246   90
SPC1   1      246    97      98      99      100
$ $
$ THE SUPORT ENTRY IDENTIFIES A GRID POINT OR A SCALAR POINT $
$ AND SPECIFIES THE DOF COMPONENTS IN WHICH THE USER DESIRES $
$ REACTIONS TO BE APPLIED TO PREVENT RIGID BODY MOTION. IT $
$ THUS INVOKES THE SOLUTION OF THE BALANCE EQUATIONS TO DETER- $
$ MINE THE REACTIONS. IN THE STATIC AEROELASTIC SOLUTION $
$ THE DOF COMPONENTS MUST BE CONSISTENT WITH THE UNDEFINED $
$ VARIABLES ON THE TRIM ENTRIES. $
$ $
$      ID      C
SUPORT 90      35
$ $
$ THE OMIT1 ENTRY IDENTIFIES GRID POINT COMPONENTS TO BE OMITTED $
$ FROM THE REMAINDER OF THE ANALYSIS. $
$ $
$      ID      G      G
OMIT1  4      110   120
$ $
$ * * * AERODYNAMIC DATA * * * $
$ $
$ (LB-FT-SEC SYSTEM) $
$ $
$ * * ELEMENT GEOMETRY * * $
$ $
$ THE AEROS ENTRY IS UNIQUE TO THE STATIC AEROELASTICITY $
$ SOLUTION, SOL21. ACSID IDENTIFIES THE AERO COORDINATE $
$ SYSTEM, RCSID IDENTIFIES THE REFERENCE COORDINATE SYS- $
$ TEM FOR RIGID BODY MOTION. REFC IS THE REFERENCE CHORD. $
$ REFB IS THE REFERENCE SPAN. REFS IS THE REFERENCE WING $

```

```

$ AREA. SYMXZ AND SYMXY ARE SYMMETRY KEYS. $
$ $
$      ACSID   RCSID   REFC   REFB   REFS   SYMXZ   SYMXY
AEROS   1       100     10.0   40.0   200.0   1
$ $
$ THIS CORD2R ENTRY DEFINES THE AERO COORDINATE SYSTEM $
$ FLAGGED BY THE AEROS ENTRY. THE ORIGIN IS AT THE CANARD $
$ QUARTER CHORD. LISTED ARE THE ORIGIN, A POINT ALONG THE $
$ Z AXIS AND A POINT IN THE X-Z PLANE, ALL IN THE RID $
$ COORDINATE SYSTEM. $
$ $
$      CID     RID     A1     A2     A3     B1     B2     B3
CORD2R  1       0       12.5   0.     0.     12.5   0.     10.     +CRD1
$      C1     C2     C3
+CRD1   20.    0.     0.
$ $
$ THIS CORD2R ENTRY DEFINES THE NACA COORDINATE SYSTEM TO $
$ WHICH ALL THE STABILITY DERIVATIVES AND TRIM CONDITIONS $
$ WILL BE REFERENCED. $
$ $
$      CID     RID     A1     A2     A3     B1     B2     B3
CORD2R  100    0       15.0   0.0    0.0    15.0   0.0    -10.0   +CRD100
$      C1     C2     C3
+CRD100 0.0    0.0    0.0
$ $ $ * * SPLINE FIT ON THE LIFTING SURFACES * * $
$ $
$ * BEAM SPLINE FIT ON THE WING * $
$ $
$ THE SPLINE2 ENTRY SPECIFIES A BEAM SPLINE FOR INTERPOLAT- $
$ ION OVER THE REGION OF THE CAERO ENTRY (ID1 AND ID2 ARE $
$ THE FIRST AND LAST BOXES IN THIS REGION). SETG REFERS $
$ TO A SET1 ENTRY WHERE THE STRUCTURAL GRID POINTS ARE $
$ DEFINED. DZ AND DTOR ARE SMOOTHING CONSTANTS FOR LINEAR $
$ ATTACHMENT AND TORSIONAL FLEXIBILITIES. CID IDENTIFIES $
$ THE CORD2R ENTRY THAT DEFINES THE SPLINE AXIS. DTHX AND $
$ DTHY ARE ROTATIONAL ATTACHMENT FLEXIBILITIES (-1. SPECIFIES $
$ NO ATTACHMENT). $
$ $
$      EID     CAERO   ID1     ID2     SETG   DZ     DTOR   CID

```

```

SPLINE2 1601      1100      1100      1131      1100      0.      1.      2      +SPW
$      DTHX      DTHY
+SPW      -1.      -1.
$ $
$ THE CAERO1 ENTRY IS USED FOR DOUBLET-LATTICE AERODYNAMICS. $
$ LISTED ARE ITS PAERO ENTRY ID AND THE COORDINATE SYSTEM $
$ FOR LOCATING THE INBOARD AND OUTBOARD LEADING EDGE POINTS $
$ (1 AND 4). NSPAN AND NCHORD, OR LSPAN AND LCHORD, ARE $
$ USED TO PARTITION THE WING INTO AERODYNAMIC PANELS, $
$ THE FORMER FOR UNIFORMLY SPACED PANELS AND THE LATTER $
$ FOR NON-UNIFORMLY SPACED PANELS. IGID IS THE ID OF ITS $
$ ASSOCIATED INTERFERENCE GROUP. THE CONTINUATION ENTRY $
$ DEFINES POINTS 1 AND 4, THE ROOT CHORD AND TIP CHORD. $
$ THE BOXES FORMED BY THE GRID LINES WILL BE NUMBERED $
$ BEGINNING WITH EID SO CHOOSE A NUMBER THAT IS UNIQUE, $
$ AND IS GREATER THAN ALL STRUCTURAL GRID, SCALAR AND $
$ EXTRA POINT IDS. $
$ $
$      EID      PID      CP      NSPAN      NCHORD      LSPAN      LCHORD      IGID
CAERO1 1100      1000      8      4      1      +CAW
$ ( FWD LEFT POINT ) CHORD ( FWD RIGHT POINT ) CHORD
$      X1      Y1      Z1      X12      X4      Y4      Z4      X14
+CAW   25.      0.      0.      10.      13.45299+20.      0.      10.
$ $
$ THE PAERO1 ENTRY IS REQUIRED EVEN THOUGH IT IS NON-FUNCTIONAL $
$ (BECAUSE THERE ARE NO ASSOCIATED BODIES IN THIS EXAMPLE). $
$ $
$      PID      B1      B2      B3      B4      B5      B6
PAERO1 1000
$ $
$ THE SET1 ENTRY DEFINES THE SETS OF STRUCTURAL GRID POINTS $
$ TO BE USED BY THE BEAM SPLINE FOR INTERPOLATION. $
$ $
$      SID      G1      G2      G3      G4
SET1   1100      99      100      111      112      121      122
$
$ THE CORD2R ENTRY DEFINES THE COORDINATE SYSTEM IN WHICH THE $
$ BEAM SPLINE EXTENDS ALONG THE WING Y-AXIS. IT LISTS THE $
$ ORIGIN, A POINT ALONG THE Z-AXIS AND A POINT IN THE X-Z $

```

```

$ PLANE. $
$ $
$      CID      CS      A1      A2      A3      B1      B2      B3
CORD2R  2        0      30.    0.     0.     30.    0.     10.    +CRD2
$      C1       C2      C3
+CRD2   38.66025+5.0  0.
$ $
$ * CONTROL SURFACE DEFINITION * $
$ $
$ THE AESURF ENTRY DEFINES AN AERODYNAMIC CONTROL SURFACE. $
$ LISTED ARE THE ALPHANUMERIC NAME OF THE SURFACE, THE ID $
$ OF A COORDINATE SYSTEM THAT DEFINES THE HINGE LINE AND $
$ THE ID OF AN AELIST ENTRY. $
$ $
$      ID      LABEL  CID1   ALID1  CID2   ALID2
AESURF  505    ELEV   1      1000
$ $
$ THE AELIST ENTRY LISTS AERODYNAMIC BOXES THAT LIE ON THE $
$ CONTROL SURFACE. $
$ $
$      SID      E1      E2      E3      ETC
AELIST  1000    1000   THRU   1007
$ $
$* BEAM SPLINE FIT ON THE CANARD * $
$ $
$      AGRID  PANEL (FIRST & LAST BOX)SGRID          SPLCS
SPLINE2 1501   1000   1000   1007   1000   0.     1.     1      +SPC
+SPC    1.     -1.
$ $
$      PANEL  PID      CP      NSPAN  NCHORD          IGP
CAERO1  1000   1000          2      4              1      +CAC
$      (FWD LEFT POINT )      CHORD  (FWD RIGHT POINT )      CHORD
+CAC    10.    0.     0.     10.    10.    5.     0.     10.
$ $
$      SGRID  GRID    POINTS
SET1    1000   98     99
$ $
$ $
$ * * * AERODYNAMIC DATA * * * $

```

```

$ $
$ * * USER SUPPLIED INPUT DATA * * $
$ $
$ THE DMI ENTRY ACCOMMODATES DIRECT INPUT OF USER SUPPLIED $
$ MATRICES OF DATA. LISTED ARE THE NAME OF THE MATRIX, THE $
$ FORM OF MATRIX (IN THIS CASE DIAGONAL), THE TYPE OF DATA $
$ (IN THIS CASE REAL SINGLE PRECISION), BEING INPUT AND THE $
$ TYPE EXPECTED AT OUTPUT (IN THIS CASE TO BE DETERMINED $
$ INTERNALLY). M IS THE NUMBER OF ROWS AND N IS THE NUMBER $
$ OF COLUMNS. THE DATA IS EXPECTED BY COLUMNS. THE CONTIN- $
$ UATION ENTRY LISTS THE COLUMN NO., THE ROW NO. OF THE FIRST $
$ NON-ZERO ELEMENT AND THE FOLLOWING ELEMENTS IN THAT COLUMN. $
$ $
$ * PRESSURE MODIFIERS (WEIGHTING MATRIX) * $
$ $
$     NAME     "0"     FORM     TIN     TOUT           M     N
DMI     WKK     0       3       1       0           80    1
$     NAME     J       I1      A(I1,J) A(I1+1,J) . . .
DMI     WKK     1       1       1.0     THRU    80
$ $
$ * INITIAL DOWNWASHES (E.G., DUE TO INCIDENCE, TWIST OR CAMBER) * $
$ $
DMI     W2GJ    0       2       1       0           40    3
DMI     W2GJ    1       9       .0017453THRU  40
DMI     W2GJ    2       9       .0017453THRU  40
DMI     W2GJ    3       9       .0017453THRU  40
$ $
$ * PRESSURES (E.G., AT ZERO ANGLE OF ATTACK) * $
$ $
DMI     FA2J    0       2       1       0           40    3
DMI     FA2J    1       1       0.0     THRU    40
DMI     FA2J    2       1       0.0     THRU    40
DMI     FA2J    3       1       0.0     THRU    40
$ $
$ $
$ * * * SOLUTION SPECIFICATIONS * * * $
$ $
$ * * AERODYNAMIC DOFS * * $
$ $

```

\$ THE AESTAT ENTRY LISTS TRIM VARIABLES USED TO SPECIFY \$
 \$ RIGID BODY MOTIONS. THESE AND THE CONTROL SURFACE \$
 \$ ROTATIONS MAKE UP THE VARIABLES IN THE EQUATIONS OF \$
 \$ MOTION. \$
 \$ \$

\$	ID	LABEL
AESTAT	501	ANGLEA
AESTAT	502	PITCH
AESTAT	503	URDD3
AESTAT	504	URDD5

\$ \$

\$ * * TRIM CONDITIONS * * \$

\$ \$

\$ THE TRIM ENTRY SPECIFIES CONSTRAINTS FOR THE TRIM VARIABLES \$
 \$ LISTED ON THE AESTAT AND AESURF ENTRIES. LISTED ARE ITS ID, \$
 \$ THE MACH NUMBER, DYNAMIC PRESSURE AND PAIRS OF TRIM VARI- \$
 \$ ABLES AND THEIR CONSTRAINED VALUES. THOSE THAT ARE NOT \$
 \$ HELD FIXED MUST BE CONSTRAINED BY REACTION FORCES STIPU- \$
 \$ LATED ON THE SUPORT ENTRY. SEE SECTION 3.5.3 OF THE THEO- \$
 \$ RETICAL MANUAL FOR MORE DETAILS. \$

\$ \$

\$ TRIM CONDITION 1: 1 G LEVEL FLIGHT AT LOW SPEED \$

\$ \$

\$	ID	MACH	Q	LABEL1	UX1	LABEL2	UX2	+TRM
TRIM	1	0.0	576.0	PITCH	0.0	URDD3	-1.0	+TR1
\$	LABEL3	UX3						
+TR1	URDD5	0.0						

\$ * * * \$

\$ TRIM CONDITION 2: 1 G LEVEL FLIGHT AT HIGH SUBSONIC SPEED \$

\$ \$

\$TRIM	2	0.0	576	PITCH	0.0	URDD3	-1.0	+TR2
\$+TR2	URDD5	0.0						

\$ * * * \$

\$ TRIM CONDITION 3: 1 G LEVEL FLIGHT AT LOW SUPERSONIC SPEED \$

\$ \$

\$TRIM	3	1.3	1151.0	PITCH	0.0	URDD3	-1.0	+TR3
\$+TR3	URDD5	0.0						

\$ * * * \$

DIVERG 100 8 0.0

```
EIGC      100      CLAN                      8
ENDDATA
INPUT BULK DATA CARD COUNT = 388
```

C.2 Arquivo de Saída .f06 - HA144A (Divergência)

Warning: This computer program is protected by copyright law and international treaties.

Copyright (C) 2021 MSC Software Corporation and its licensors. All rights reserved.

```
* * * * *
* * * * *
* *
* *          MSC Software      * *
* *          CORP              * *
* *
* *          M S C   N a s t r a n   * *
* *
* *   S T U D E N T   E D I T I O N   * *
* *
* *          Version 2021.1-CL797725   * *
* *
* *
* *
* *          MAR 10, 2021          * *
* *
* *          Intel                  * *
* *          MODEL Xeon/3477 (Caio)   * *
* *   Windows 10 Home Single 6.2 9200 * *
* *   Compiled for 8664 (SINGLE Mode) * *
* *
* * * * *
* * * * *
```

This program is being distributed as part of the MSC Software Student Edition. Use of this program or its results at a commercial installation, for commercial purposes, or for production work

===== FOR EDUCATIONAL USE ONLY =====

1News file - (February 22, 2021)

Welcome to MSC Nastran 2021.1

MSC Nastran brings powerful new features and enhancements for engineering solutions.

MSC Nastran 2021.1 Features and Enhancements

Statics

The original SOL 1 (Legacy Linear Statics solution) Inertia Relief method, allowing for more than six rigid body modes is now available in SOL 101 (Linear Statics)

Dynamics

Real Coupled Modes enhancements:

- Supported for AVL Excite EXB Export and acoustic weakly-coupled modes
- Residual vector logic tuned up for improved solution accuracy in transient response analysis

Fatigue

CAE Fatigue Time Domain completeness

- Hot Spot detection for computational speed
- Spot Weld fatigue analyzer

Nonlinear

Enhanced accelerated separation check in node-to-segment (N2S) contact

Design Optimization

- Design response screening option added to force retention of all

defined responses in the model

High Performance Computing

- Improved MUMPS direct solver performance in SOL 101 linear statics

Documentation

The complete documentation set is provided in a separate installer and when installed is available at: MSC_DOC_DIR/doc/pdf_nastran directory. Where MSC_DOC_DIR is the directory where documentation was installed. This help set has cross references between documents, links to how-to videos, and example files.

Individual MSC Nastran documents are available for download from the Simcompanion Website at:

<http://simcompanion.mscsoftware.com/>

These documents were updated for the MSC Nastran 2021.1 Release

1. MSC Nastran 2021.1 Installation and Operations Guide
2. MSC Nastran 2021.1 Quick Reference Guide
3. MSC Nastran 2021.1 Release Guide
4. MSC Nastran 2021.1 Linear Statics Analysis User's Guide
5. MSC Nastran 2021.1 Dynamic Analysis User's Guide
6. MSC Nastran 2021.1 Superelements User's Guide
7. MSC Nastran 2021.1 Rotordynamics User's Guide
8. MSC Nastran 2021.1 Demonstration Problems Manual
9. MSC Nastran 2021.1 Nastran Embedded Fatigue User's Guide
10. MSC Nastran 2021.1 Design Sensitivity and Optimization
11. MSC Nastran 2021.1 Nonlinear User's Guide SOL 400
12. MSC Nastran 2021.1 DMAP Programmer's Guide
13. MSC Nastran 2021.1 High Performance Computing User's Guide
14. MSC Nastran 2021.1 New Verification Manual
15. MSC Nastran 2021.1 DEMATD Guide
16. MSC Nastran 2021.1 Explicit Nonlinear (SOL 700) User's Guide

Please refer to [MSC_DOC_DIR/doc/pdf_nastran/nastran_library.pdf](#) for the complete document set:

Feature Deprecation List

To streamline the MSC Nastran program and simplify ongoing maintenance activity, some obsolete capabilities have been identified and tagged for removal from a future release of the program in late 2021 and 2022. Please review the list of features marked for deprecation below to ensure that there will be no disruption to your use of MSC Nastran. If you see a feature that you currently use and do not wish to lose, contact MSC Technical Support to report it.

Features tagged for removal:

- P-elements
- SOL 600 nonlinear solution sequence
- Unstructured one- and two-digit solution sequences (e.g. SOL 3, SOL 24)
- SOL 190 (DBTRANS)
- TAUCS solver
- MSGMESH
- Obsolete DMAP modules
- SSSALTERS

Refer to the MSC Nastran 2021 Release Guide for more details.

Additional information about the release can be found at the MSC Nastran Product Support page: <http://simcompanion.mscsoftware.com>

The support page provides links to these valuable information:

- * A searchable Knowledge Base containing examples and answers to thousands of frequently asked questions written by MSC Software subject-matter experts.
- * Peer-to-peer Discussion Forums enabling you to post questions for your MSC Software products and receive answers from other users worldwide.
- * A list of known issues with the product and any workarounds.
- * Instructions on how to contact technical support
- * A mechanism for sending us product feedback or enhancement requests.
- * Hardware and software requirements.
- * Examples and Tutorials
- * and much more.

For information on training, please visit our Training web site

<http://www.mscsoftware.com/Contents/Services/Training/>

1 **STUDENT EDITION*

MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 1

N A S T R A N F I L E A N D S Y S T E M P A R A M E T E R E C H O
0

NASTRAN BUFFSIZE=8193 \$(D:/NASTRAN/NASTRAN/CONF/NAST20211.RCF[2])

**STUDENT EDITION* MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 2

0 N A S T R A N E X E C U T I V E C O N T R O L E C H O

ID MSC, HA144A

\$\$\$\$\$\$\$\$ HANDBOOK FOR AEROELASTIC ANALYSIS EXAMPLE HA144A \$\$\$\$\$\$\$\$

\$ MODEL DESCRIPTION 30 DEG FWD SWEPT WING W/CANARD \$

\$ BEAM MODEL WITH DUMBELL MASSES \$

\$ SOLUTION SYMMETRIC IN-FLIGHT STATIC STABILITY \$

\$ ANALYSIS USING DOUBLET LATTICE \$

\$ METHOD AERODYNAMICS AT MACH NO. 0.9 \$

\$ OUTPUT PLOTS OF THE STICK MODEL AND AERO \$

\$ GRID, LISTS OF RESTRAINED AND \$

\$ UNRESTRAINED SYMMETRIC STATIC \$

\$ STABILITY DERIVATIVES PLUS THE \$

\$ AERODYNAMIC FORCES AND PRESSURES \$

\$ PLUS STRESSES AND DEFLECTIONS FOR \$

\$ 1G LEVEL FLIGHT. \$

\$\$\$\$\$\$\$\$ \$\$\$\$\$\$\$\$

TIME 5 \$ CPU TIME IN MINUTES

SOL 144 \$ STATIC AERO

CEND

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*

MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 3

SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO

0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING

0 C A S E C O N T R O L E C H O

COMMAND

COUNT

1 TITLE = EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD

2 SUBTI = SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO

```

3 LABEL = HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
4 ECHO = NONE
5 SPC = 1 $ SYMMETRIC CONSTRAINTS
6 DISP = ALL $ PRINT ALL DISPLACEMENTS
7 STRESS = ALL $ PRINT ALL STRESSES
8 FORCE = ALL $ PRINT ALL FORCES
9 AEROF = ALL $ PRINT ALL AERODYNAMIC FORCES
10 APRES = ALL $ PRINT ALL AERODYNAMIC PRESSURES
11 SUBCASE 1
12 TRIM = 1 $ 1 G LEVEL FLIGHT (LOW SPEED)
13 $SUBCASE 2
14 $TRIM = 2 $ 1 G LEVEL FLIGHT (HIGH SUBSONIC SPEED)
15 $SUBCASE 3
16 $TRIM = 3 $ 1 G LEVEL FLIGHT (LOW SUPERSONIC SPEED)
17 $OUTPUT(PLOT)
18 $PLOTTER = NASTRAN
19 $FIND SCALE, ORIGIN 1, SET 1
20 $PLOT SET 1
21 $PLOT STATIC DEFORMATION 0, ORIGIN 1, SET 1, OUTLINE
22 DIVERG = 100
23 CMETHOD = 100
24 BEGIN BULK

```

```

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 4
SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING

```

M O D E L S U M M A R Y		BULK = 0
	ENTRY NAME	NUMBER OF ENTRIES
	-----	-----
	AELIST	1
	AEROS	1
	AESTAT	4
	AESURF	1
	CAERO1	2
	CBAR	6
	CONM2	8
	CORD2R	3
	DIVERG	1
	DMI	10

EIGC	1
GRID	11
MAT1	1
OMIT1	1
PAERO1	1
PARAM	3
PBAR	2
RBAR	4
SET1	2
SPC1	2
SPLINE2	2
SUPPORT	1
TRIM	1

^^^

^^^ >>> IFP OPERATIONS COMPLETE <<<

^^^

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*

MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 5

SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO

OUTPUT FROM GRID POINT WEIGHT GENERATOR

0 REFERENCE POINT = 90

M O

8.000000E+03	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	-2.000000E+04
0.000000E+00	8.000000E+03	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	1.745300E+04
0.000000E+00	0.000000E+00	8.000000E+03	2.000000E+04	-1.745300E+04	0.000000E+00
0.000000E+00	0.000000E+00	2.000000E+04	2.500000E+05	-1.456625E+05	0.000000E+00
0.000000E+00	0.000000E+00	-1.745300E+04	-1.456625E+05	9.309703E+05	0.000000E+00
-2.000000E+04	1.745300E+04	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	1.180970E+06

S

1.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	*
0.000000E+00	1.000000E+00	0.000000E+00	*
0.000000E+00	0.000000E+00	1.000000E+00	*

DIRECTION

MASS AXIS SYSTEM (S)

	MASS	X-C.G.	Y-C.G.	Z-C.G.
X	8.000000E+03	0.000000E+00	2.500000E+00	0.000000E+00
Y	8.000000E+03	2.181625E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
Z	8.000000E+03	2.181625E+00	2.500000E+00	0.000000E+00

I(S)

```
* 2.000000E+05 1.020300E+05 0.000000E+00 *
* 1.020300E+05 8.928944E+05 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 1.092894E+06 *
```

I(Q)

```
* 9.076061E+05 *
* 1.852883E+05 *
* 1.092894E+06 *
```

Q

```
* 1.427144E-01 9.897639E-01 0.000000E+00 *
* -9.897639E-01 1.427144E-01 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 1.000000E+00 *
```

```
1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 6
SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
```

0

```
1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 7
SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
```

0 RESULTANTS ABOUT 90 IN SUPERELEMENT BASIC SYSTEM COORDINATES.

OLOAD RESULTANT

SUBCASE/		LOAD					
DAREA	ID	TYPE	T1	T2	T3	R1	
R2		R3					
0	1	FX	0.000000E+00	----	----	----	
0.000000E+00			0.000000E+00				
		FY	----	0.000000E+00	----	0.000000E+00	
			0.000000E+00				
		FZ	----	----	0.000000E+00	0.000000E+00	
			0.000000E+00	----			
		MX	----	----	----	0.000000E+00	
			----	----			
		MY	----	----	----	----	
			0.000000E+00	----			
		MZ	----	----	----	----	
			0.000000E+00				
		TOTALS	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	
			0.000000E+00	0.000000E+00			

*** SYSTEM INFORMATION MESSAGE 4159 (DFMSA)
 THE DECOMPOSITION OF KOO YIELDS A MAXIMUM MATRIX-TO-FACTOR-DIAGONAL
 RATIO OF 1.051867E+00

*** USER INFORMATION MESSAGE 5293 (SSG3A)
 FOR DATA BLOCK KOO

LOAD SEQ. NO.	EPSILON	EXTERNAL WORK	EPSILONS
LARGER THAN 0.001 ARE FLAGGED WITH ASTERISKS			
1	0.0000000E+00	0.0000000E+00	

*** SYSTEM INFORMATION MESSAGE 4159 (DFMSA)
 THE DECOMPOSITION OF KLL YIELDS A MAXIMUM MATRIX-TO-FACTOR-DIAGONAL
 RATIO OF 1.239820E+01

*** USER INFORMATION MESSAGE 3035 (SOLVER)
 FOR DATA BLOCK KLR

SUPPORT PT.NO.	EPSILON	STRAIN	ENERGY	EPSILONS
LARGER THAN 0.001 ARE FLAGGED WITH ASTERISKS				
1	3.0661922E-15	-3.7252903E-09		
2	3.0661922E-15	-6.2584877E-07		

*** USER WARNING MESSAGE 7368 (ADGDJX)
 W2GJ WEIGHTING MATRIX HAS 3 COLUMNS.
 USER INFORMATION: ONLY ITS FIRST COLUMN IS BEING USED AS THE (SINGLE)
 INTERCEPT EFFECT IN THE DOWNWASH MATRIX.

^^^

*** USER INFORMATION MESSAGE 9936 (SUBDMAP MAKPRBD)
 THE FOLLOWING RIGID BODY DEGREES OF FREEDOM ARE DEFINED TO BE SUPPORTED BY
 THE SUPDOF PARAMETER: TZ, MY

^^^

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
 MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 8
 SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
 0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
 SUBCASE 1

N O N - D I M E N S I O N A L S T A B I L I T Y A N D C O N T R O L
 D E R I V A T I V E C O E F F I C I E N T S

CONFIGURATION = AEROSG2D XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC
 XZ-SYMMETRY = SYMMETRIC


```

0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00
CMY      -2.016286E+00   -2.016286E+00   -2.188267E+00
-2.341379E+00    0.000000E+00   -2.341379E+00
CMZ      0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00
0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00

PITCH      CX      0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00
0.000000E+00  0.000000E+00    0.000000E+00
CY      0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00
0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00
CZ      -8.952778E+00   -8.952778E+00   -9.179853E+00
-9.803505E+00    0.000000E+00   -9.803505E+00
CMX      0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00
0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00
CMY      -6.909081E+00   -6.909081E+00   -7.005231E+00
-7.418411E+00    0.000000E+00   -7.418411E+00
CMZ      0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00
0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00

URDD3      CX      0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00
0.000000E+00  0.000000E+00    0.000000E+00
CY      0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00
0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00
CZ      0.000000E+00    0.000000E+00    2.466855E-03
0.000000E+00    6.944444E-02    0.000000E+00
CMX      0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00
0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00
CMY      0.000000E+00    0.000000E+00    1.726501E-03
0.000000E+00    1.515017E-02    0.000000E+00
CMZ      0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00
0.000000E+00    0.000000E+00    0.000000E+00

```

```

1  EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD  **STUDENT EDITION*
MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 9
    SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
0  HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
    SUBCASE 1

```

TRIM VARIABLE	COEFFICIENT	RIGID	ELASTIC	INERTIAL
UNSPLINED	SPLINED	RESTRAINED	UNRESTRAINED	RESTRAINED
				UNRESTRAINED

```

URDD5      CX      0.000000E+00   0.000000E+00   0.000000E+00
0.000000E+00  0.000000E+00   0.000000E+00
      CY      0.000000E+00   0.000000E+00   0.000000E+00
0.000000E+00   0.000000E+00   0.000000E+00
      CZ      0.000000E+00   0.000000E+00   4.733616E-02
0.000000E+00   1.515017E-01   0.000000E+00
      CMX     0.000000E+00   0.000000E+00   0.000000E+00
0.000000E+00   0.000000E+00   0.000000E+00
      CMY     0.000000E+00   0.000000E+00   2.944008E-02
0.000000E+00   8.081339E-01   0.000000E+00
      CMZ     0.000000E+00   0.000000E+00   0.000000E+00
0.000000E+00   0.000000E+00   0.000000E+00
    
```

```

ELEV      CX      0.000000E+00   0.000000E+00   0.000000E+00
0.000000E+00  0.000000E+00   0.000000E+00
      CY      0.000000E+00   0.000000E+00   0.000000E+00
0.000000E+00   0.000000E+00   0.000000E+00
      CZ     -2.588327E-01  -2.588327E-01  -3.203344E-01
-3.096798E-01   0.000000E+00  -3.096798E-01
      CMX     0.000000E+00   0.000000E+00   0.000000E+00
0.000000E+00   0.000000E+00   0.000000E+00
      CMY     4.192458E-01   4.192458E-01   3.823326E-01
3.881516E-01   0.000000E+00   3.881516E-01
      CMZ     0.000000E+00   0.000000E+00   0.000000E+00
0.000000E+00   0.000000E+00   0.000000E+00
    
```

```

1  EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 10
    SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
0  HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
    
```

NON-DIMENSIONAL HINGE MOMENT DERIVATIVE
COEFFICIENTS

```

CONFIGURATION = AEROSG2D      XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC      XZ-SYMMETRY = SYMMETRIC
MACH = 0.0000E+00                Q = 5.7600E+02
    
```

CONTROL SURFACE = ELEV REFERENCE CHORD LENGTH = 1.000000E+00
 REFERENCE AREA = 1.000000E+00

TRIM VARIABLE	RIGID	ELASTIC	INERTIAL	
	UNRESTRAINED		RESTRAINED	UNRESTRAINED
AT REFERENCE	-1.133723E-01			-1.222867E-01
-1.285070E-01	0.000000E+00		0.000000E+00	
ANGLEA	5.340723E-01			-5.534167E+00
-8.994675E+00	0.000000E+00		0.000000E+00	
PITCH	-4.276838E+02			-4.335978E+02
-4.426973E+02	0.000000E+00		0.000000E+00	
URDD3	0.000000E+00			4.080139E-02
0.000000E+00	0.000000E+00		0.000000E+00	
URDD5	0.000000E+00			5.812920E-01
0.000000E+00	0.000000E+00		0.000000E+00	
ELEV	6.549272E+01			6.453213E+01
6.463563E+01	0.000000E+00		0.000000E+00	

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
 MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 11
 SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
 0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
 SUBCASE 1

INTERMEDIATE MATRIX ... HP

	COLUMN	
1	1	7.400211E-04
-4.372337E-05	2	
	COLUMN	2
1	1	4.286849E-01
-2.193090E-02	2	
	COLUMN	3
1	1	1.003795E+00
-7.024996E-02	2	
	COLUMN	4
1	1	-6.107210E-03

1.470361E-04		2	
			COLUMN 5
1	-9.962424E-03		
7.943043E-03		2	
			COLUMN 6
1	4.676918E-03		
3.121163E-03		2	

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 12
SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
SUBCASE 1

INTERMEDIATE MATRIX ... UX

				COLUMN 1
1	1.000000E+00	1.126195E-02	0.000000E+00	
-1.000000E+00	0.000000E+00	4.108190E-02	6	

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 13
SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
SUBCASE 1

INTERMEDIATE MATRIX ... UXIFV

				COLUMN 1
1	9.476561E-01	1.126195E-02	0.000000E+00	
4.108190E-02	-1.000000E+00	0.000000E+00	6	

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 14
SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
SUBCASE 1

0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
 SUBCASE 1

A E R O S T A T I C D A T A R E C O V E R Y O U T P U T T A B L E S
 CONFIGURATION = AEROSG2D XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC XZ-SYMMETRY =
 SYMMETRIC

MACH = 0.000000E+00 Q = 5.760000E+02
 CHORD = 1.0000E+01 SPAN = 4.0000E+01 AREA = 2.0000E+02

TRANSFORMATION FROM REFERENCE TO WIND AXES:
 ANGLE OF ATTACK = 1.126195E-02 RADIANS (0.645262 DEGREES)
 ANGLE OF SIDESLIP = 0.000000E+00 RADIANS (0.000000 DEGREES)

{ X } [-0.999937 0.000000
 -0.011262] { X }
 { Y } [0.000000 1.000000
 0.000000] { Y }
 { Z } WIND = [0.011262 0.000000
 -0.999937] { Z } REF

STRUCTURAL MONITOR POINT TOTAL VEHICLE COEFFICIENTS:

AXIS	RIGID AIR + RIGID-APPLIED + RESTRAINED INCR.	RESTRAINED INCR.	- INERTIAL + BALANCE
----	-----	-----	-----
BODY CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	
WIND CD	6.807119E-04	1.013515E-04	7.820634E-04
0.000000E+00	0.000000E+00	1.084202E-19	
BODY CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	
WIND CY-WIND	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	
BODY CZ	-6.044479E-02	-8.999653E-03	-6.944444E-02
0.000000E+00	0.000000E+00	-1.387779E-17	
WIND CL	6.044096E-02	8.999082E-03	6.944004E-02
0.000000E+00	0.000000E+00	1.387779E-17	

BODY CMX	-1.116664E-02	-2.114312E-03	-4.340278E-03
0.000000E+00	0.000000E+00	-8.940672E-03	
WIND CM-ROLL	1.116593E-02	2.114178E-03	4.340003E-03
0.000000E+00	0.000000E+00	8.940105E-03	
BODY CMY	-9.734639E-03	-5.415534E-03	-1.515017E-02
0.000000E+00	0.000000E+00	-5.204170E-18	
WIND CM-PITCH	-9.734639E-03	-5.415534E-03	-1.515017E-02
0.000000E+00	0.000000E+00	-5.204170E-18	
BODY CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	
WIND CM-YAW	-1.257555E-04	-2.381078E-05	-4.887896E-05
0.000000E+00	0.000000E+00	-1.006873E-04	

AERODYNAMIC MONITOR POINT TOTAL VEHICLE COEFFICIENTS:

AXIS	RIGID AIR + RESTRAINED INCR.	- INERTIAL +	
RIGID-APPLIED + RESTRAINED INCR.	=	BALANCE	
----	-----	-----	-----
BODY CX	0.000000E+00	0.000000E+00	N/A
0.000000E+00	0.000000E+00		N/A
WIND CD	6.807119E-04	1.013515E-04	N/A
0.000000E+00	7.820634E-04		N/A
BODY CY	0.000000E+00	0.000000E+00	N/A
0.000000E+00	0.000000E+00		N/A
WIND CY-WIND	0.000000E+00	0.000000E+00	N/A
0.000000E+00	0.000000E+00		N/A
BODY CZ	-6.044479E-02	-8.999653E-03	N/A
0.000000E+00	-6.944444E-02		N/A
WIND CL	6.044096E-02	8.999082E-03	N/A
0.000000E+00	6.944004E-02		N/A
BODY CMX	-1.266165E-02	-2.144870E-03	N/A
0.000000E+00	-1.480652E-02		N/A

WIND	CM-ROLL	1.266084E-02	2.144734E-03	N/A	N/A
0.000000E+00		1.480558E-02			
BODY	CMY	-9.734639E-03	-5.415534E-03	N/A	N/A
0.000000E+00		-1.515017E-02			
WIND	CM-PITCH	-9.734639E-03	-5.415534E-03	N/A	N/A
0.000000E+00		-1.515017E-02			
BODY	CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	N/A	N/A
0.000000E+00		0.000000E+00			
WIND	CM-YAW	-1.425918E-04	-2.415491E-05	N/A	N/A
0.000000E+00		-1.667467E-04			

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 16
SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
SUBCASE 1

A E R O S T A T I C D A T A R E C O V E R Y O U T P U T T A B L E S
CONFIGURATION = AEROSG2D XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC XZ-SYMMETRY = SYMMETRIC
MACH = 0.000000E+00 Q = 5.760000E+02
CHORD = 1.0000E+01 SPAN = 4.0000E+01 AREA = 2.0000E+02

AERODYNAMIC PRESSURES ON THE AERODYNAMIC ELEMENTS

AERODYNAMIC PRES.	AERODYNAMIC	COEFFICIENTS
	GRID LABEL	
	PRESSURES	
	1 LS	2.957745E-01
		1.703661E+02
	2 LS	9.424884E-02
		5.428733E+01
	3 LS	4.650709E-02
		2.678808E+01
	4 LS	2.483703E-02
		1.430613E+01
	5 LS	2.417020E-01
		1.392203E+02

6	LS	6.839366E-02
3.939475E+01		
7	LS	3.470816E-02
1.999190E+01		
8	LS	2.213344E-02
1.274886E+01		
9	LS	-8.664792E-02
-4.990920E+01		
10	LS	-1.464194E-02
-8.433759E+00		
11	LS	-1.751402E-03
-1.008808E+00		
12	LS	8.492760E-04
4.891830E-01		
13	LS	-2.242224E-02
-1.291521E+01		
14	LS	1.306168E-03
7.523525E-01		
15	LS	3.497289E-03
2.014438E+00		
16	LS	2.051723E-03
1.181793E+00		
17	LS	2.578781E-01
1.485378E+02		
18	LS	5.349679E-02
3.081415E+01		
19	LS	1.884178E-02
1.085287E+01		
20	LS	5.969301E-03
3.438317E+00		
21	LS	1.925429E-01
1.109047E+02		
22	LS	7.271428E-02
4.188342E+01		
23	LS	3.352630E-02
1.931115E+01		
24	LS	1.441716E-02
8.304282E+00		
25	LS	1.584212E-01

	9.125064E+01	
26	LS	6.707206E-02
	3.863351E+01	
27	LS	3.710515E-02
	2.137257E+01	
28	LS	1.827551E-02
	1.052670E+01	
29	LS	1.333726E-01
	7.682264E+01	
30	LS	5.765476E-02
	3.320914E+01	
31	LS	3.424887E-02
	1.972735E+01	

*** LABEL NOTATIONS: LS = LIFTING SURFACE, ZIB = Z INTERFERENCE BODY
 ELEMENT, ZSB = Z SLENDER BODY ELEMENT,
 YIB = Y INTERFERENCE BODY ELEMENT,
 YSB = Y SLENDER BODY ELEMENT.

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
 MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 17
 SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
 0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
 SUBCASE 1

A E R O S T A T I C D A T A R E C O V E R Y O U T P U T T A B L E S
 CONFIGURATION = AEROSG2D XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC XZ-SYMMETRY = SYMMETRIC
 MACH = 0.000000E+00 Q = 5.760000E+02
 CHORD = 1.0000E+01 SPAN = 4.0000E+01 AREA = 2.0000E+02

AERODYNAMIC PRESSURES ON THE AERODYNAMIC ELEMENTS

AERODYNAMIC PRES.		AERODYNAMIC
GRID	LABEL	COEFFICIENTS
PRESSURES		
32	LS	1.840305E-02
		1.060016E+01
33	LS	1.086435E-01
		6.257867E+01

34	LS	4.638409E-02
		2.671724E+01
35	LS	2.840319E-02
		1.636024E+01
36	LS	1.613839E-02
		9.295711E+00
37	LS	7.633452E-02
		4.396868E+01
38	LS	3.087538E-02
		1.778422E+01
39	LS	1.927438E-02
		1.110204E+01
40	LS	1.168335E-02
		6.729611E+00

*** LABEL NOTATIONS:
 LS = LIFTING SURFACE,
 ZIB = Z INTERFERENCE BODY
 ELEMENT, ZSB = Z SLENDER BODY ELEMENT,
 YIB = Y INTERFERENCE BODY ELEMENT,
 YSB = Y SLENDER BODY ELEMENT.

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
 MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 18
 SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
 0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
 SUBCASE 1

A E R O S T A T I C D A T A R E C O V E R Y O U T P U T T A B L E S
 CONFIGURATION = AEROSG2D XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC XZ-SYMMETRY = SYMMETRIC
 MACH = 0.000000E+00 Q = 5.760000E+02
 CHORD = 1.0000E+01 SPAN = 4.0000E+01 AREA = 2.0000E+02

AERODYNAMIC FORCES ON THE AERODYNAMIC ELEMENTS

GROUP	GRID ID	LABEL	T1	T2	T3
R1		R2	R3		
	1	1000 LS	0.000000E+00	0.000000E+00	1.064788E+03
			0.000000E+00	6.654925E+02	0.000000E+00
	1	1001 LS	0.000000E+00	0.000000E+00	3.392958E+02

0.000000E+00	2.120599E+02	0.000000E+00			
1	1002	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	1.674255E+02
0.000000E+00	1.046410E+02	0.000000E+00			
1	1003	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	8.941329E+01
0.000000E+00	5.588331E+01	0.000000E+00			
1	1004	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	8.701271E+02
0.000000E+00	5.438294E+02	0.000000E+00			
1	1005	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	2.462172E+02
0.000000E+00	1.538857E+02	0.000000E+00			
1	1006	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	1.249494E+02
0.000000E+00	7.809336E+01	0.000000E+00			
1	1007	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	7.968039E+01
0.000000E+00	4.980025E+01	0.000000E+00			
1	1100	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	-3.119325E+02
0.000000E+00	-1.949578E+02	0.000000E+00			
1	1101	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	-5.271099E+01
0.000000E+00	-3.294437E+01	0.000000E+00			
1	1102	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	-6.305047E+00
0.000000E+00	-3.940654E+00	0.000000E+00			
1	1103	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	3.057394E+00
0.000000E+00	1.910871E+00	0.000000E+00			
1	1104	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	-8.072006E+01
0.000000E+00	-5.045004E+01	0.000000E+00			
1	1105	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	4.702203E+00
0.000000E+00	2.938877E+00	0.000000E+00			
1	1106	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	1.259024E+01
0.000000E+00	7.868900E+00	0.000000E+00			
1	1107	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	7.386204E+00
0.000000E+00	4.616377E+00	0.000000E+00			
1	1108	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	9.283610E+02
0.000000E+00	5.802256E+02	0.000000E+00			
1	1109	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	1.925885E+02
0.000000E+00	1.203678E+02	0.000000E+00			
1	1110	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	6.783041E+01
0.000000E+00	4.239401E+01	0.000000E+00			
1	1111	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	2.148948E+01
0.000000E+00	1.343093E+01	0.000000E+00			
1	1112	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	6.931543E+02
0.000000E+00	4.332214E+02	0.000000E+00			

1	1113	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	2.617714E+02
			0.000000E+00	1.636071E+02	0.000000E+00
1	1114	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	1.206947E+02
			0.000000E+00	7.543417E+01	0.000000E+00
1	1115	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	5.190176E+01
			0.000000E+00	3.243860E+01	0.000000E+00
1	1116	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	5.703165E+02
			0.000000E+00	3.564478E+02	0.000000E+00
1	1117	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	2.414594E+02
			0.000000E+00	1.509121E+02	0.000000E+00
1	1118	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	1.335786E+02
			0.000000E+00	8.348660E+01	0.000000E+00
1	1119	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	6.579185E+01
			0.000000E+00	4.111991E+01	0.000000E+00
1	1120	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	4.801415E+02
			0.000000E+00	3.000884E+02	0.000000E+00
1	1121	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	2.075571E+02
			0.000000E+00	1.297232E+02	0.000000E+00
1	1122	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	1.232959E+02
			0.000000E+00	7.705997E+01	0.000000E+00
1	1123	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	6.625097E+01
			0.000000E+00	4.140686E+01	0.000000E+00

*** LABEL NOTATIONS: LS = LIFTING SURFACE, ZSB = Z SLENDER BODY
ELEMENT, YSB = Y SLENDER BODY ELEMENT,
ZY SB = ZY SLENDER BODY ELEMENT, EXTA = EXTERNAL AERO.

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 19
SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
SUBCASE 1

A E R O S T A T I C D A T A R E C O V E R Y O U T P U T T A B L E S
CONFIGURATION = AEROSG2D XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC XZ-SYMMETRY =
SYMMETRIC

MACH = 0.000000E+00 Q = 5.760000E+02
CHORD = 1.0000E+01 SPAN = 4.0000E+01 AREA = 2.0000E+02

AERODYNAMIC FORCES ON THE AERODYNAMIC ELEMENTS

GROUP	GRID ID	LABEL	T1	T2	T3
1	1124	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	3.911167E+02
			0.000000E+00	2.444479E+02	0.000000E+00
1	1125	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	1.669827E+02
			0.000000E+00	1.043642E+02	0.000000E+00
1	1126	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	1.022515E+02
			0.000000E+00	6.390718E+01	0.000000E+00
1	1127	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	5.809820E+01
			0.000000E+00	3.631137E+01	0.000000E+00
1	1128	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	2.748043E+02
			0.000000E+00	1.717527E+02	0.000000E+00
1	1129	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	1.111514E+02
			0.000000E+00	6.946961E+01	0.000000E+00
1	1130	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	6.938776E+01
			0.000000E+00	4.336735E+01	0.000000E+00
1	1131	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	4.206007E+01
			0.000000E+00	2.628754E+01	0.000000E+00

*** LABEL NOTATIONS: LS = LIFTING SURFACE, ZSB = Z SLENDER BODY
 ELEMENT, YSB = Y SLENDER BODY ELEMENT,
 ZYSB = ZY SLENDER BODY
 ELEMENT, EXTA = EXTERNAL AERO.

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
 MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 20
 SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
 0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
 SUBCASE 1

S T R U C T U R A L M O N I T O R P O I N T I N T E G R A T E D L O A D S
 CONFIGURATION = AEROSG2D XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC
 XZ-SYMMETRY = SYMMETRIC

MACH = 0.000000E+00 Q = 5.760000E+02

CONTROLLER STATE:

ANGLEA = 1.1262E-02 URDD3 = -1.0000E+00 ELEV =
 4.1082E-02

MONITOR POINT NAME = AEROSG2D COMPONENT = CLASS
 = COEFFICIENT
 LABEL = Full Vehicle Integrated Loads
 CP = 100 X = 0.00000E+00 Y = 0.00000E+00
 Z = 0.00000E+00 CD = 100

AXIS	RIGID AIR	ELASTIC REST.	INERTIAL	RIGID APPLIED
REST. APPLIED				
----	-----	-----	-----	-----
CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	0.000000E+00			
CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	0.000000E+00			
CZ	-6.963240E+03	-8.000000E+03	-8.000000E+03	0.000000E+00
	0.000000E+00			
CMX	-5.145587E+04	-6.119862E+04	-2.000000E+04	0.000000E+00
	0.000000E+00			
CMY	-1.121430E+04	-1.745300E+04	-1.745300E+04	0.000000E+00
	0.000000E+00			
CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	0.000000E+00			

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
 MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 21

SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
 0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
 SUBCASE 1

A E R O D Y N A M I C M O N I T O R P O I N T I N T E G R A T E D L O A D S
 CONFIGURATION = AEROSG2D XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC
 MACH = 0.000000E+00 Q = 5.760000E+02

CONTROLLER STATE:
 ANGLEA = 1.1262E-02 URDD3 = -1.0000E+00 ELEV = 4.1082E-02

MONITOR POINT NAME = AEROSG2D COMPONENT = CLASS = COEFFICIENT
 LABEL = Full Vehicle Integrated Loads
 CP = 100 X = 0.00000E+00 Y = 0.00000E+00
 Z = 0.00000E+00 CD = 100

POINT ID.	TYPE	T1	T2	T3	R1
R2	R3				
90	G	0.0	0.0	0.0	0.0
0.0		0.0			
97	G	0.0	0.0	-6.165909E-03	0.0
-6.311933E-04		0.0			
98	G	0.0	0.0	-8.539768E-04	0.0
-3.311931E-04		0.0			
99	G	0.0	0.0	-9.579532E-04	0.0
3.935789E-04		0.0			
100	G	0.0	0.0	-1.048112E-02	0.0
1.645020E-03		0.0			
110	G	0.0	0.0	-2.462088E-03	
7.326897E-04		2.473278E-03	0.0		
111	G	0.0	0.0	3.721108E-03	
7.326897E-04		2.473278E-03	0.0		
112	G	0.0	0.0	-8.645283E-03	
7.326897E-04		2.473278E-03	0.0		
120	G	0.0	0.0	2.482760E-02	
1.246627E-03		3.156242E-03	0.0		
121	G	0.0	0.0	3.271820E-02	
1.246627E-03		3.156242E-03	0.0		
122	G	0.0	0.0	1.693699E-02	
1.246627E-03		3.156242E-03	0.0		

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 24
SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
SUBCASE 1

F O R C E S I N B A R E L E M E N T S					
0	ELEMENT	BEND-MOMENT END-A		BEND-MOMENT END-B	
-	SHEAR -	AXIAL			
	ID.	PLANE 1	PLANE 2	PLANE 1	PLANE 2
1		PLANE 2	FORCE	TORQUE	
	100	-1.811929E+04	0.0	-2.123858E+04	0.0
		6.238578E+02	0.0	0.0	0.0

```

101      1.455192E-11  0.0                -1.500000E+04  0.0
1.500000E+03  0.0                0.0                0.0
102     -1.500000E+04  0.0                -1.811929E+04  0.0
6.238578E+02  0.0                0.0                0.0
103     -2.123858E+04  0.0                -4.133343E+04  0.0
2.009485E+03  0.0                0.0                0.0
110      5.634576E+04  0.0                3.447055E+04  0.0
3.788898E+03  0.0                0.0                1.519650E+04
120      2.987805E+04  0.0                4.181197E+03  0.0
2.225413E+03  0.0                0.0                7.242049E+03
    
```

```

1  EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD  **STUDENT EDITION*
MAY  2, 2022  MSC Nastran  3/10/21  PAGE  25
      SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
0  HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
SUBCASE 1
    
```

```

      S T R E S S E S   I N   B A R   E L E M E N T S           ( C B A R )
ELEMENT          SA1              SA2              SA3              SA4              AXIAL
SA-MAX          SA-MIN      M.S.-T
ID.             SB1              SB2              SB3              SB4              STRESS
SB-MAX          SB-MIN      M.S.-C
0   100  1.043672E+05  1.043672E+05  -1.043672E+05  -1.043672E+05  0.0
1.043672E+05  -1.043672E+05
      1.223343E+05  1.223343E+05  -1.223343E+05  -1.223343E+05
      1.223343E+05  -1.223343E+05
0   101  -8.381909E-11  -8.381909E-11  8.381909E-11  8.381909E-11  0.0
8.381909E-11  -8.381909E-11
      8.640006E+04  8.640006E+04  -8.640006E+04  -8.640006E+04
      8.640006E+04  -8.640006E+04
0   102  8.640006E+04  8.640006E+04  -8.640006E+04  -8.640006E+04  0.0
8.640006E+04  -8.640006E+04
      1.043672E+05  1.043672E+05  -1.043672E+05  -1.043672E+05
      1.043672E+05  -1.043672E+05
0   103  1.223343E+05  1.223343E+05  -1.223343E+05  -1.223343E+05  0.0
1.223343E+05  -1.223343E+05
      2.380807E+05  2.380807E+05  -2.380807E+05  -2.380807E+05
      2.380807E+05  -2.380807E+05
0   110  -1.622759E+05  -1.622759E+05  1.622759E+05  1.622759E+05  0.0
1.622759E+05  -1.622759E+05
    
```

```

-9.927525E+04 -9.927525E+04  9.927525E+04  9.927525E+04
 9.927525E+04 -9.927525E+04
0    120  -8.604884E+04 -8.604884E+04  8.604884E+04  8.604884E+04  0.0
8.604884E+04 -8.604884E+04
-1.204186E+04 -1.204186E+04  1.204186E+04  1.204186E+04
 1.204186E+04 -1.204186E+04

```

*** USER INFORMATION MESSAGE 5218 (CLASD*)

12 INFINITE ROOTS AND 0 INDETERMINATE ROOTS HAVE BEEN FOUND, FOR A
PROBLEM SIZE OF 22.

EIGENSOLUTIONS ARE NOT PROVIDED FOR INFINITE OR INDETERMINATE ROOTS.

*** USER INFORMATION MESSAGE 5444 (CLASD*)

REQUIRED NUMBER OF ROOTS HAVE BEEN FOUND.

*** USER INFORMATION MESSAGE 7382 (CLASD*)

LARGEST NORMALIZED RESIDUAL FOR COMPLEX EIGENSOLUTION IS .000E+00

```

1  EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
MAY  2, 2022  MSC Nastran  3/10/21  PAGE    26
      SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
0  HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
SUBCASE 1

```

E I G E N V A L U E A N A L Y S I S S U M M A R Y (COMPLEX LANCZOS METHOD)

```

NUMBER OF MODES FOUND..... 10
NUMBER OF SHIFTS USED... .. 0
NUMBER OF DECOMPOSITIONS..... 1
NUMBER OF VECTORS IN CORE..... 10

```

```

1  EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
MAY  2, 2022  MSC Nastran  3/10/21  PAGE    27
      SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
0  HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
SUBCASE 1

```

C O M P L E X E I G E N V A L U E S U M M A R Y

0	ROOT	EXTRACTION	EIGENVALUE	
FREQUENCY		DAMPING	(REAL)	(IMAG)
	NO.	ORDER	COEFFICIENT	
	(CYCLES)			
	1	1	0.0	7.171641E+01
			1.141402E+01	0.0
	2	2	1.646567E+02	0.0
			0.0	0.0
	3	3	0.0	3.787147E+02
			6.027432E+01	0.0
	4	4	0.0	8.627567E+02
			1.373120E+02	0.0
	5	5	0.0	3.358144E+03
			5.344652E+02	0.0
	6	6	1.661519E+10	0.0
			0.0	0.0
	7	7	0.0	4.265576E+10
			6.788875E+09	0.0
	8	8	8.329102E+10	0.0
			0.0	0.0

1 EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD **STUDENT EDITION*
MAY 2, 2022 MSC Nastran 3/10/21 PAGE 28
SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
0 HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
SUBCASE 1

D I V E R G E N C E S U M M A R Y

MACH NUMBER = 0.000000 METHOD = COMPLEX LANCZOS

ROOT	DIVERGENCE	EIGENVALUE	
NO.	DYNAMIC PRESSURE	REAL	IMAGINARY
1	5.143244E+03	0.000000E+00	7.171641E+01
3	1.434248E+05	0.000000E+00	3.787147E+02
4	7.443492E+05	0.000000E+00	8.627567E+02

```

5          1.127713E+07      0.000000E+00   3.358144E+03
7          1.819514E+21      0.000000E+00   4.265576E+10
1  EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEEP WING WITH CANARD  **STUDENT EDITION*
MAY  2, 2022  MSC Nastran  3/10/21  PAGE    29
      SYMMETRIC FLIGHT CONDITIONS, DOUBLET-LATTICE AERO
0  HALF-SPAN MODEL, STATIC SYMMETRIC LOADING
* * * * D B D I C T   P R I N T   * * * *      SUBDMAP = PRTSUM  ,  DMAP
STATEMENT NO.      74
* * * * A N A L Y S I S   S U M M A R Y   T A B L E   * * * *
0 SEID  PEID PROJ VERS APRCH      SEMG SEMR SEKR SELG SELR MODES DYNRED SOLLIN
PVALID SOLNL LOOPID DESIGN CYCLE SENSITIVITY

```

```

-----
0      0      1      1      '      '      T      T      T      T      T      F      F      T
0SEID = SUPERELEMENT ID.
PEID = PRIMARY SUPERELEMENT ID OF IMAGE SUPERELEMENT.
PROJ = PROJECT ID NUMBER.
VERS = VERSION ID.
APRCH = BLANK FOR STRUCTURAL ANALYSIS.  HEAT FOR HEAT TRANSFER ANALYSIS.
SEMG = STIFFNESS AND MASS MATRIX GENERATION STEP.
SEMR = MASS MATRIX REDUCTION STEP (INCLUDES EIGENVALUE SOLUTION FOR MODES).
SEKR = STIFFNESS MATRIX REDUCTION STEP.
SELG = LOAD MATRIX GENERATION STEP.
SELR = LOAD MATRIX REDUCTION STEP.
MODES = T (TRUE) IF NORMAL MODES OR BUCKLING MODES CALCULATED.
DYNRED = T (TRUE) MEANS GENERALIZED DYNAMIC AND/OR COMPONENT MODE REDUCTION
PERFORMED.
SOLLIN = T (TRUE) IF LINEAR SOLUTION EXISTS IN DATABASE.
PVALID = P-DISTRIBUTION ID OF P-VALUE FOR P-ELEMENTS
LOOPID = THE LAST LOOPID VALUE USED IN THE NONLINEAR ANALYSIS.  USEFUL FOR
RESTARTS.
SOLNL = T (TRUE) IF NONLINEAR SOLUTION EXISTS IN DATABASE.
DESIGN CYCLE = THE LAST DESIGN CYCLE (ONLY VALID IN OPTIMIZATION).
SENSITIVITY = SENSITIVITY MATRIX GENERATION FLAG.

```

No PARAM values were set in the Control File.

* * * END OF JOB * * *