



Projeto do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X para Voo Atmosférico a 30 km de Altitude com velocidade Correspondente a Número de Mach 10

Felipe Jean da Costa – Instituto de Estudos Avançados

A pesquisa e desenvolvimento do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X, em realização pelo Comando da Aeronáutica, visa um veículo para exploração aeroespacial, dotado de um motor “scramjet” capaz de voar em velocidade correspondente a número de Mach 10 (aprox. 3 Km/s). Com base nessa premissa será abordado todo o ciclo de desenvolvimento do VHA 14-X, bem como o engajamento dos softwares Autodesk (em especial o Inventor) nas diversas fases do projeto, além de soluções específicas para o contexto aeroespacial.

Objetivo de aprendizado

Ao final desta palestra você terá condições de:

- Entender a filosofia de Projeto Aplicada na Indústria Aeroespacial
- Aplicar técnicas para modelagem 3D em superfícies com Autodesk Inventor
- Entender a integração do Autodesk Inventor com softwares CAE (ANSYS)

Sobre o Palestrante

Mestrando do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA-São José dos Campos), do programa de Ciências e Tecnologias Espaciais (PG-CTE), na área de Propulsão Espacial e Hipersônica. Especialista pela “Engineering Simulation Scientific Software” (ESSS-São Paulo) em Análise Numérica Estrutural utilizando o Método dos Elementos Finitos (2012). Tecnólogo em Manufatura de Sistemas Aeronáuticos formado pela Faculdade de Tecnologia Prof. Jessen Vidal (FATEC-São José dos Campos) em 2011. Técnico Mecânico formado pelo Centro de Educação Profissional Hélio Augusto de Souza (CEPHAS-São José dos Campos) em 2008. Membro da AAB - Associação Aeroespacial Brasileira e do AIAA – “The American Institute of Aeronautics and Astronautics”. Colaborador do Instituto de Estudos Avançados (IEAv-São José dos Campos) desde fevereiro 2008. Desenvolve projetos de dispositivos mecânicos para operação de túneis de choque hipersônicos do Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica Professor Henry T. Nagamatsu, além de projetos de veículos hipersônicos aeroespaciais de demonstração tecnológica, em escala reduzida e em escala real, para ensaio nos túneis de choque hipersônicos e em voo atmosférico. Desenvolveu, ainda, atividades de operação dos túneis de choque hipersônicos. Participou nos projetos: veículos hipersônicos em reentrada atmosférica, demonstradores tecnológicos com sistema de propulsão a combustão supersônica e demonstradores tecnológicos com sistema de propulsão a laser. E participa atualmente do Projeto de Pesquisa do Demonstrador Tecnológico de Combustão Supersônica, o qual visa o voo atmosférico do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X.

felipejean@ieav.cta.br

felipejean15@hotmail.com



Histórico da Indústria Aeroespacial

O desejo de voar sempre sondou os pensamentos da humanidade desde seus primórdios, com referências a este desejo presente na mitologia grega e em civilizações antigas, e acompanhando o homem ao longo de toda sua história. Podemos destacar alguns seletos nomes que inspiraram o desenvolvimento da aeroestação e o emprego militar de balões e dirigíveis, dos quais, no século XVIII, o sacerdote, cientista e inventor brasileiro Bartolomeu Lourenço de Gusmão (1685-1724), realizou o primeiro voo bem sucedido de um balão de ar quente em 08 de agosto de 1709 na corte de Dom João V de Portugal, em Lisboa [1]. Outro importante fato histórico foi o voo do Flyer I dos irmãos Wright, realizado em 17 de Dezembro de 1903, o qual é considerado como primeiro objeto mais pesado que o ar a alçar voo, porém sem meios de propulsão próprios, tendo então, que fazer uso de uma catapulta para se estabilizar no ar. Em contrapartida, em 23 de outubro de 1906, no campo de Bagatelle – Paris na França, o inventor brasileiro Alberto Santos Dumont realizou o primeiro voo de um objeto mais pesado que o ar com meios de propulsão próprio, a aeronave denominada de 14-Bis, que utilizava um motor de lancha, um Antoinette V8 modificado, onde a injeção de combustível fora adaptada para ocorrer diretamente nos cilindros, aumentando a potência do motor para 50 cavalos. Além disso, Santos Dumont introduziu importantes conceitos à indústria aeronáutica, bem como portas de correr em hangares; aileron; asas em forma de “V” (diedro positivo, configuração mais estável); projetou outro avião, o Demoiselle; e inventou o relógio de pulso. De 1914 a 1918 o mundo vivenciou a Primeira Guerra Mundial e dentro desse cenário a tecnologia dos aviões avançou de forma considerável, onde no início da guerra a velocidade dos aviões não ultrapassava 110 Km/h, em contraste alcançavam 230 Km/h ao fim da primeira grande guerra. De 1939 a 1945 a humanidade enfrentou a Segunda Guerra Mundial o qual, em 1944, o primeiro caça a jato operou numa velocidade correspondente a 900 Km/h. Atualmente, podemos contar com caças de sexta geração como o Gripen NG, o qual pode atingir velocidades próximas de 2.470 km/h, e é equipado com sofisticados equipamentos de emprego militar. A Força Aérea Brasileira adquiriu 36 unidades do Gripen NG para o seu reaparelhamento e modernização. Mas o desejo de voar não se limitou apenas aos céus, em 1957, os soviéticos colocaram em órbita o primeiro objeto feito pelo homem, o Sputnik. Em abril de 1961, o primeiro homem foi ao espaço, o russo Yuri Gagarin orbitou a Terra na Vostok I por 89 minutos. Após um mês do voo orbital de Gagarin, Alan Shepard foi ao espaço, mas somente por 5 minutos. Nesta corrida espacial entre soviéticos e americanos, os Estados Unidos queriam ser o primeiro país a colocar um homem na Lua. E no dia 16 de julho de 1969, no complexo 39 plataforma de lançamento A, no Kennedy Space Center, na Florida, EUA foi lançado o Saturno V queimando toneladas de combustíveis o qual carregou a Apollo 11, permitindo assim o homem chegar a Lua.

O Projeto 14-X

Introdução

O acesso ao espaço, atualmente, se dá através de foguetes e de veículos espaciais utilizando sistemas de propulsão com combustão química, seja de propelentes sólidos e/ou propelentes líquidos. Tais veículos espaciais compostos por multi-estágios, em operação, utilizam sistemas de propulsão a bordo, em geral não reutilizáveis, de combustão química, obtendo aproximadamente 97-98% de eficiência no processo de conversão da energia química em energia cinética. Logo, cerca de 95% do peso do veículo espacial, no instante do lançamento, representa o sistema de propulsão (combustível e estrutura) o qual é parte integrante do veículo, sendo, aproximadamente, 5% do peso total destinado à carga útil. No setor espacial busca-se uma contínua redução de tamanho, peso e consumo de energia dos veículos lançadores. O cenário de desenvolvimento dos atuais veículos espaciais indica uma possibilidade mínima de melhoria (diminuição do peso), visto que o sistema de propulsão desses veículos apresenta elevada eficiência. Conclui-se que, o conteúdo tecnológico dos produtos aeroespaciais, especialmente de plataformas lançadoras de satélites e aeronaves hipervelozes, tem crescido de tal forma que países desenvolvidos e/ou em desenvolvimento não podem conceber colocar cargas úteis em órbita terrestre utilizando tecnologias propulsivas, atualmente em operação.

Projeto do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X para Voo Atmosférico a 30 km de Altitude com velocidade Correspondente a Número de Mach 10

Os requisitos de plataformas lançadoras de satélites, de alto desempenho e confiabilidade, assim como as rigorosas limitações de combustível para o lançamento de cargas úteis em órbita propiciam o desenvolvimento de aeronaves hipervelozes utilizando propulsão hipersônica aspirada com combustão supersônica (“scramjet”). Visto que o sistema de propulsão “scramjet” não tem a necessidade que o oxidante esteja a bordo, ao contrário dos atuais motores foguete, o peso total de decolagem do veículo pode ser reduzido. Conseqüentemente, a quantidade de combustível necessária para a operação do veículo e o próprio veículo (volume) pode ser menores, o que resulta em uma redução significativa nos custos, que por sua vez garante um acesso mais eficiente ao espaço. O desenvolvimento de Veículos Hipersônicos Aeroespaciais configura grandes desafios que requerem mudanças de paradigmas, novos modos de produção e novas tecnologias de natureza estratégica. Esse tipo de pesquisa é relevante para o Brasil tanto pelo cumprimento de sua missão na área de lançamento de satélites, como pela aplicação de sua capacidade técnico-científica na solução problemas, além do potencial de elevar a projeção, na área aeroespacial, no âmbito do Brasil e internacional. Ao empreender Pesquisa e Desenvolvimento (P&D) em combustão supersônica com aplicação aeroespacial, o Brasil tem a oportunidade de vislumbrar inúmeras perspectivas desta área, tanto de investimento quanto de intercâmbio de infraestrutura e recursos humanos, nacional e internacionalmente. Adicionalmente, o desenvolvimento de pesquisas em combustão supersônica tem a finalidade de reduzir a dependência tecnológica do país neste setor estratégico, sabendo que tais sistemas propulsivos estão em desenvolvimento em diversos países (Estados Unidos da América, Austrália, França, Alemanha, Japão, Rússia, entre outros). Uma vez que tal tecnologia for dominada, ela será de aquisição difícil e encontrar-se-á, na maioria das situações, indisponíveis para comercialização. Portanto, o domínio da combustão supersônica, será essencial em futuro próximo para a indústria aeroespacial, sinalizando que esse será o caminho eficiente de acesso ao espaço.

O Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X (Figura 1), VHA 14-X, visa exploração aeroespacial com decolagem em aero-espço-portos de aeronaves/veículos aeroespaciais, utiliza: i) tecnologia “waverider”, proporcionando sustentação ao veículo aeroespacial, e ii) tecnologia “scramjet”, proporcionando sistema de propulsão hipersônica aspirada baseada na combustão supersônica.

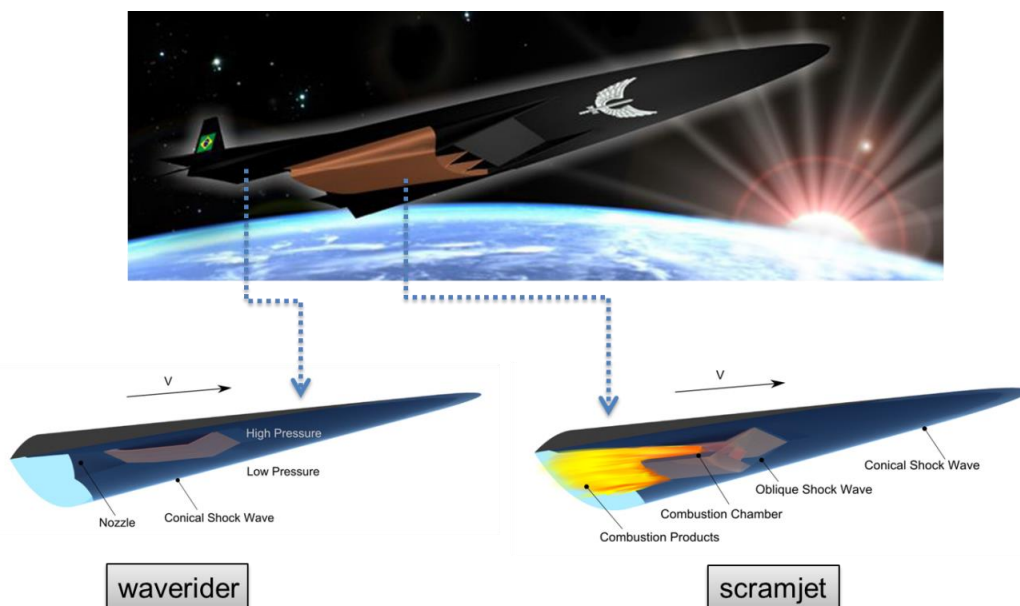


Figura 1. Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X e suas tecnologias associadas.

Primeiramente, os motores foguetes S31 e S30 o qual constitui o Veículo Acelerador Hipersônico, o VAH, (Figura 2), irão acelerar o VHA 14-X para as condições pré-estabelecidas, de operação do estado-

Projeto do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X para Voo Atmosférico a 30 km de Altitude com velocidade Correspondente a Número de Mach 10

reator a combustão supersônica “scramjet”, ou seja, posição (altitude, longitude e latitude), velocidade (número de Mach), pressão dinâmica e ângulo de ataque, a partir do Centro de Lançamento de Alcântara.

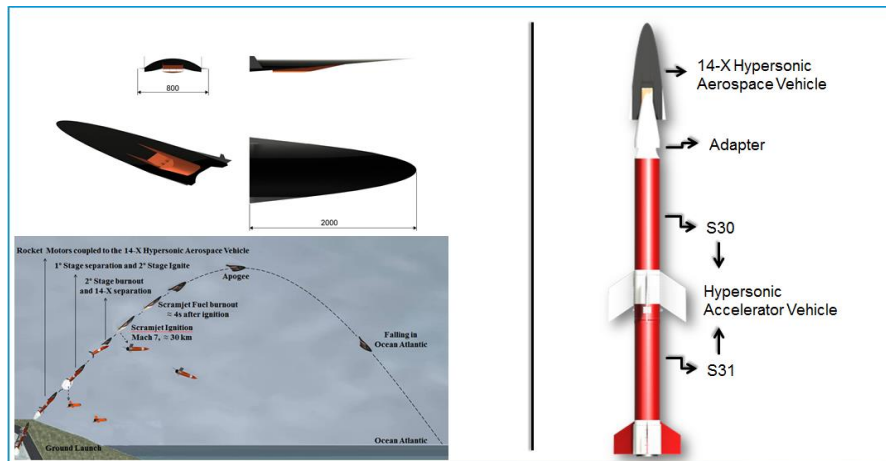


Figura 2. Perfil da missão.

Ciclo de Desenvolvimento do Projeto

O ciclo de desenvolvimento de projeto (Figura 3) tem o CAD (Computer Aided Design) como uma importante ferramenta para o desenvolvimento de novos produtos. Assim sendo, o ciclo de desenvolvimento se inicia a partir de um projeto conceitual com uma ideia e onde os requisitos estabelecidos pelo escopo do projeto definirá o layout do produto. Na fase de projeto, a aplicação de softwares CAD é de extrema importância para o modelamento de peças e conjuntos, resultando em um protótipo digital (DMU) que pode prevenir muitos erros de projeto e/ou problemas com manufatura e montagem. Na fase de desenvolvimento são realizadas análises numéricas (CAE – Computer Aided Engineering) para validar o projeto e são aplicadas ferramentas de engenharia como CAM (Computer Aided Manufacture) para a manufatura através de máquinas de controle numérico e são confeccionados desenhos técnicos.

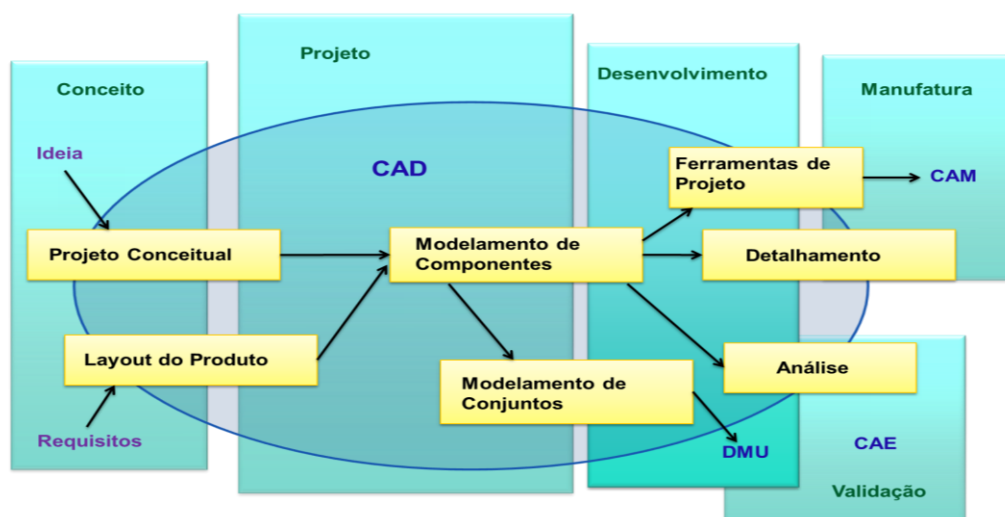


Figura 3. Ciclo de desenvolvimento de Projeto.

Projeto da configuração “waverider”

Considerando o ciclo de desenvolvimento de projeto, a concepção “waverider” foi desenvolvida de acordo com a teoria de Rasmussen e He (1990) que considera um campo de escoamento hipersônico conhecido associado a ondas de choque geradas a partir de um corpo cônico. Rolim (2009) calculou os parâmetros, como mostrados na Figura 4: número de Mach (M), semiângulo do cone base (δ), comprimento do “waverider” (L_w), ângulo de azimute (ϕ) e a razão ente distâncias vertical máxima e mínima do bordo de ataque ao centro do cone base. O Cl/Cd (razão de planeio) e o volume interno foram maximizados resultando em uma configuração “waverider” otimizada (Costa, 2011).

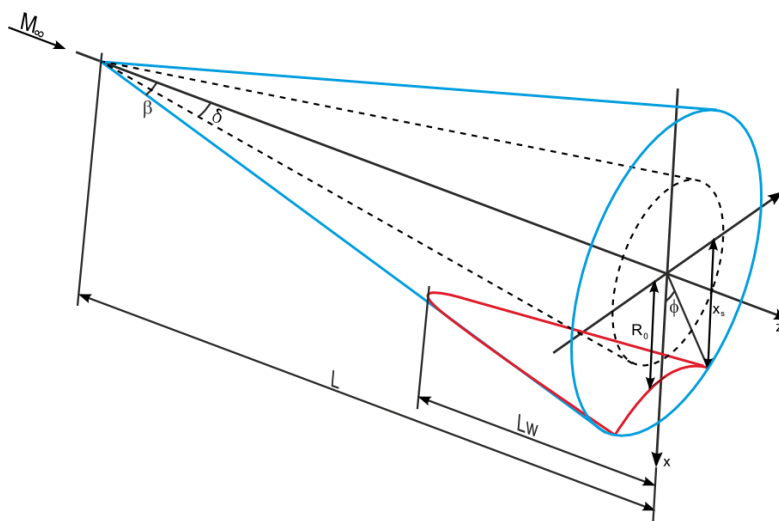


Figura 4. Conceito waverider derivado de um escoamento cônico.

Uma vez definida a concepção “waverider”, baseado na ideia e nos requisitos, a geometria 3D pode ser construída utilizando o software Autodesk Inventor. O projeto mecânico do conceito “waverider” consiste numa superfície 3D (Figura 5) o qual é a base para o projeto do modelo experimental (Costa, 2011).

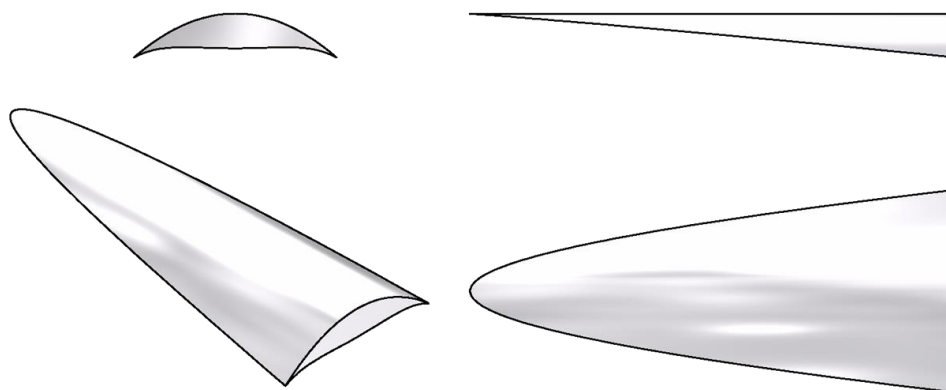


Figura 5. Projeto 3D da configuração “waverider”.

Foi adicionada à configuração “waverider” uma rampa de compressão de 20° (Figura 6) para propiciar as condições adequadas de pressão, temperatura e velocidade supersônica do escoamento de ar

Projeto do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X para Voo Atmosférico a 30 km de Altitude com velocidade Correspondente a Número de Mach 10

atmosférico para obtenção da combustão na câmara de combustão. Ainda, adicionou uma rampa de expansão de 15° para que os produtos da combustão possam expandir, aumentando a velocidade do escoamento, gerando o empuxo necessário para o veículo voar. Sete (7) transdutores de pressão piezoelétricos, PCB 132A31 e 132A35 foram distribuídos e alinhados com a superfície externa do modelo “waverider”, com o objetivo de obter a distribuição de pressão na linha de corrente (linha de simetria longitudinal) central e fora dela para melhor entendimento do escoamento sobre a superfície do intradorso (Costa, 2011).

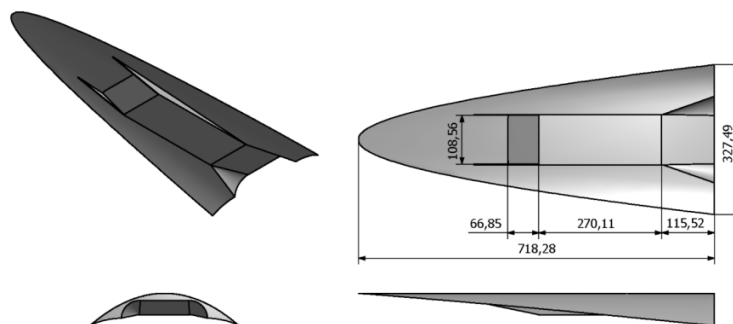


Figura 6. Modelo da configuração “waverider” para ensaio em túnel de choque hipersônico.

O modelo da configuração “waverider” (Figura 8) foi ensaiado no Túnel de Choque Hipersônico T3 do IEAv, Túnel T3 (Figura 7), com número de Mach do escoamento não perturbado variando de 8,9 à 10. No projeto do Túnel T3 foram previstas, basicamente, duas possibilidades de fixação de modelos a serem ensaiados. A primeira é feita através de dispositivo localizado na parte de trás da seção de teste do Túnel T3 (Figura 9), o qual permite posicionar o modelo “waverider” a qualquer distância da seção convergente-divergente, inclusive se necessário colocar parte do modelo interno a seção convergente-divergente. A segunda através das aberturas na parte inferior e superior localizadas logo após a seção convergente-divergente, na qual será apresentado mais adiante para a fixação do modelo “scramjet”.



Figura 7. Túnel de Choque Hipersônico T3.

Projeto do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X para Voo Atmosférico a 30 km de Altitude com velocidade Correspondente a Número de Mach 10

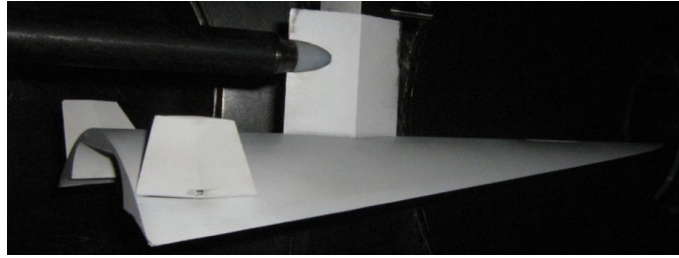


Figura 8. Modelo “waverider” instalado no Túnel de Choque Hipersônico T3.

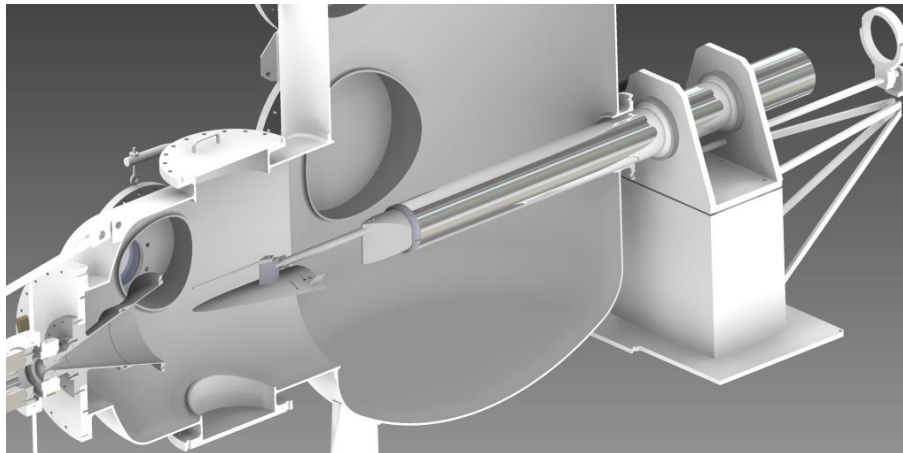


Figura 9. Sistema de fixação do modelo “waverider” no Túnel de Choque Hipersônico T3.

A distribuição de pressão sobre o intradorso do modelo foi medida através de sensores piezelétricos localizados ao longo da linha de centro do modelo e em alguns pontos fora dela, de modo a se obter informações sobre o escoamento transversal. Essas medidas foram cruciais para a investigação do escoamento na entrada de ar e na superfície de expansão (tubeira). Aliadas a esses dados, as análises das fotografias “schlieren” possibilitam a localização das ondas de choque e um melhor entendimento do comportamento do escoamento na entrada de ar. A determinação dos ângulos da onda de choque cônica formada no bordo de ataque (Figura 10) e da onda de choque oblíqua formada na entrada de ar na câmara de combustão (Figura 11) da configuração “waverider”, do VHA 14-X, possibilitaram a localização das propriedades aerotermodinâmicas do escoamento (número de Mach 7,6) e o projeto dimensional da configuração motor “scramjet”, para investigação experimental da injeção de combustível Hidrogênio e a combustão supersônica do Hidrogênio com o Oxigênio.



Figura 10. Fotografia “schlieren” mostrando onda de choque cônica formada no bordo de ataque.

Projeto do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X para Voo Atmosférico a 30 km de Altitude com velocidade Correspondente a Número de Mach 10

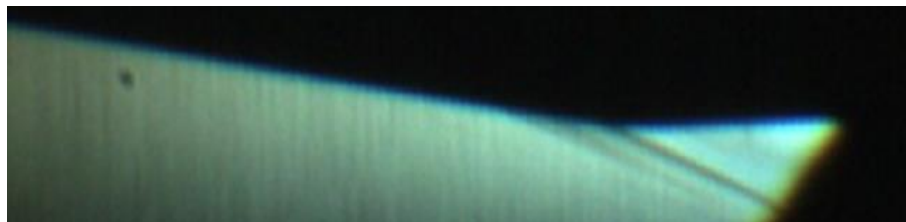


Figura 11. Fotografia “schlieren” mostrando onda de choque oblíqua formada na entrada de ar na câmara de combustão.

Análise das fotografias “schlieren” (Figuras 10 e 11) possibilitou medir com precisão o ângulo da onda de choque cônica de 11° e o ângulo da onda de choque oblíqua de 27° .

Projeto da configuração “scramjet”

O projeto dimensional do modelo “scramjet” (Figura 12) possibilitou a confecção de tal modelo, em aço inox 304, com 1449,90 mm de comprimento total, e com dimensões reais, conforme trabalho de Moura (2009) da câmara de combustão, do motor “scramjet” de voo do VHA 14-X, medindo 399,10 mm (265,10 mm + 134 mm) de comprimento e 80 mm de largura foi projetado para a investigação experimental da aerodinâmica da configuração “scramjet” (MOURA, 2009) e posteriormente, investigação da combustão supersônica, no Túnel T3. Foi previsto a instalação de dois transdutores de pressão piezoelétricos PCB 112A21 com o objetivo de medir a pressão do escoamento hipersônico (não perturbado), através da pressão “pitot”, semelhantemente, ao que é feito na investigação experimental da configuração “waverider”. Um transdutor de pressão “pitot” foi posicionado à frente da 1ª rampa na horizontal, e o segundo transdutor na entrada da rampa de compressão. Ambos os transdutores foram posicionados fora da influência do escoamento hipersônico, de forma a não mascarar o escoamento sob o modelo “scramjet”. Vinte e seis (26) e sete (7) transdutores de pressão piezoelétricos, PCB 112A21 ou PCB 112A22, foram distribuídos na linha de centro e fora da linha de centro, respectivamente, na superfície do intradorso e interno à câmara de combustão do modelo “scramjet”. Todos os transdutores foram alojados internos à superfície do modelo, formando um volume pré-estabelecido pelo fabricante, de forma a não danificar a superfície medidora do transdutor, semelhantemente aos transdutores de pressão “pitot”.

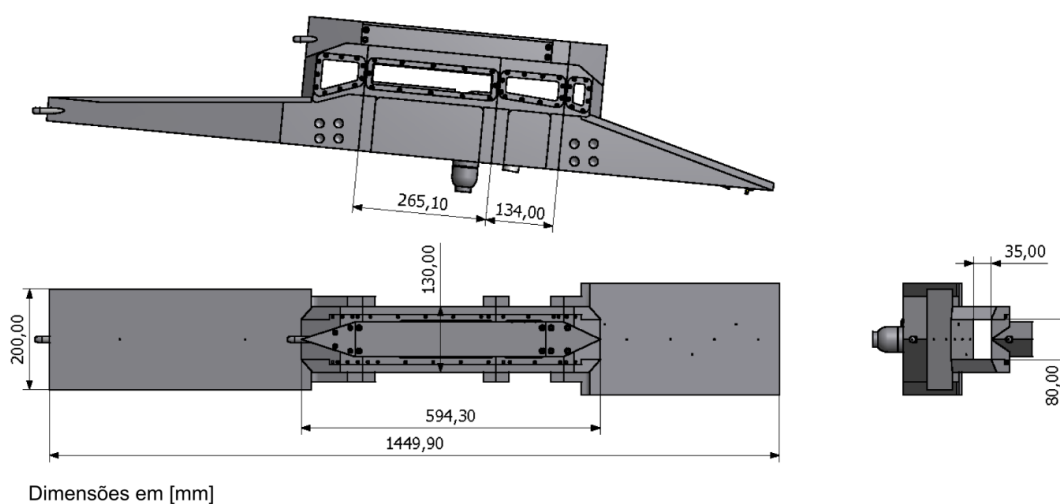


Figura 12. Projeto do motor “scramjet” do VHA 14-X.

Projeto do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X para Voo Atmosférico a 30 km de Altitude com velocidade Correspondente a Número de Mach 10

O modelo experimental do motor “scramjet” foi fixado no Túnel T3 através das aberturas na parte inferior e superior localizadas logo após a seção convergente-divergente, conforme figuras 13 e 14.

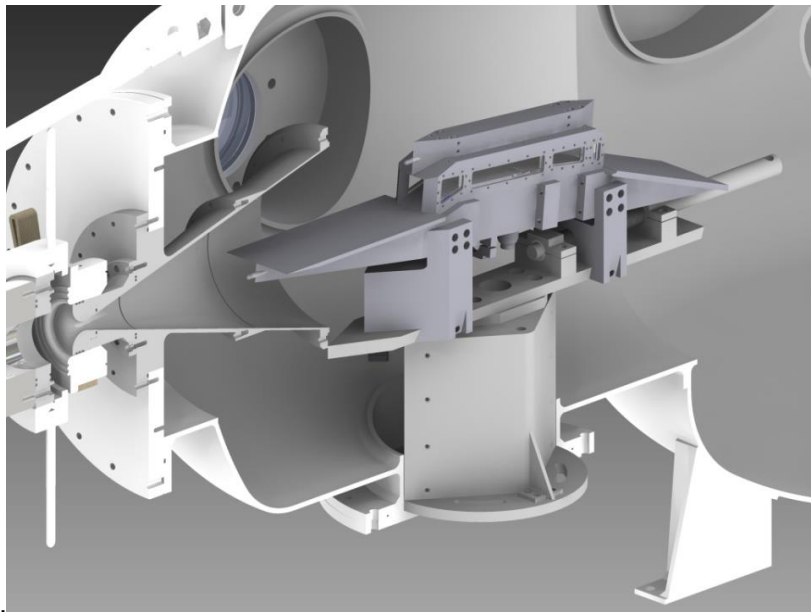


Figura 13. Fixação do modelo experimental do motor “scramjet” no Túnel T3.



Figura 14. Modelo experimental do motor “scramjet” instalado no Túnel T3.

A distribuição de pressão sobre o modelo “scramjet” foi medida através de sensores piezelétricos localizados ao longo da linha de centro do modelo e em alguns pontos fora dela, de modo a se obter informações sobre o escoamento transversal. Análise da fotografia “schlieren” (Figura 15) possibilitou estudar a estrutura da onda de choque oblíqua (na entrada da câmara de combustão) e o entendimento

Projeto do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X para Voo Atmosférico a 30 km de Altitude com velocidade Correspondente a Número de Mach 10

da influência da onda de choque refletida e do comportamento do escoamento ao longo da câmara de combustão.

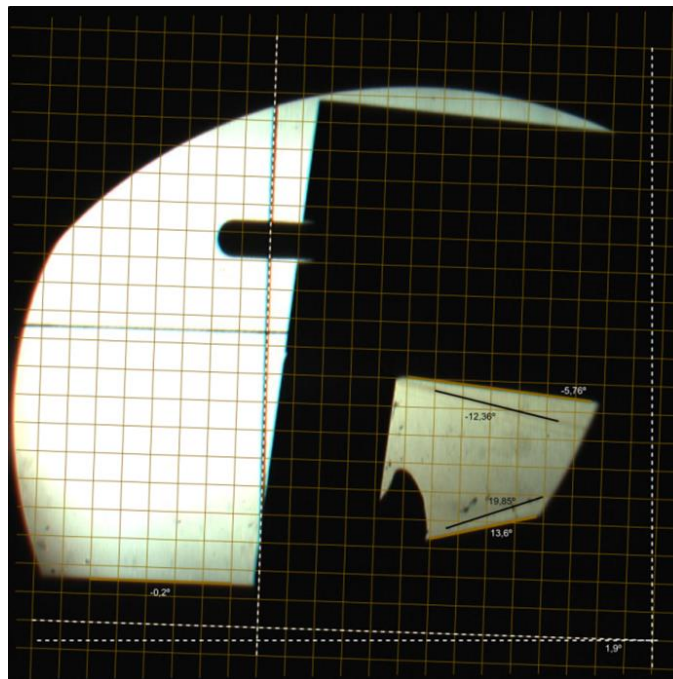


Figura 15. Fotografia “schlieren” mostrando a estrutura das ondas de choque formadas na entrada de ar da câmara de combustão do “scramjet”.

Estudos computacionais do escoamento externo e interno (Figura 16) foram realizados para voo atmosférico a 30 km de altitude com velocidade de voo correspondente a números de Mach 6, 7 e 10 e foram comparados com dados experimentais.

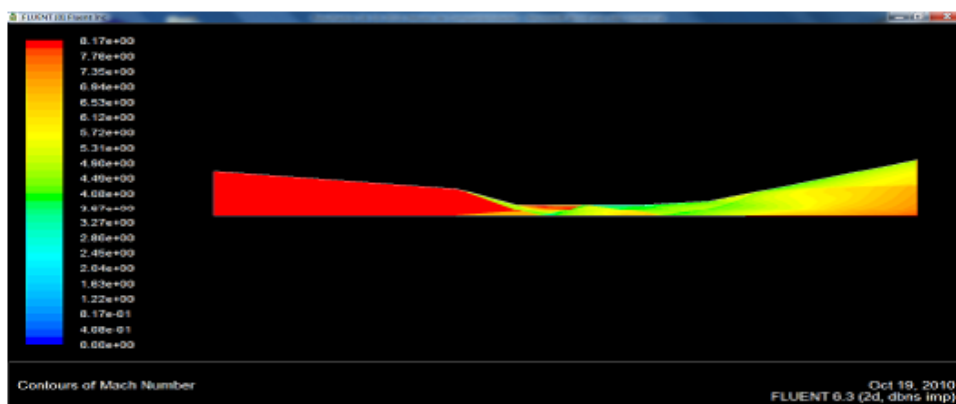


Figura 16. Simulação do escoamento viscoso laminar com número de Mach 8,2

Seleção de Materiais

A configuração estrutural interna do VHA 14-X é definida por longarinas e nervuras, aos quais são recobertos por um revestimento cuja finalidade é manter a forma aerodinâmica do veículo. Os materiais dos componentes estruturais, do revestimento e do sistema de proteção térmica foram especificados baseados nos materiais utilizados no X-43 (Harsha et al., 2005) e X-51 (Hank et al., 2008), veículos hipersônicos aeroespaciais americanos, e usados no foguete de sondagem brasileiro VSB-30 (Heitkoetter, 2009). Ressalta-se que foram priorizados os materiais disponíveis no mercado interno brasileiro. Costa (2011) realizou seleção de materiais aplicáveis para o VHA 14-X (Figura 17), onde o CRFC (Carbono Reforçado com Fibra de Carbono) foi selecionado como material para o sistema de proteção térmica (TPS) do extradorso, intradorso e bordos de ataque do VHA 14-X. Adicionalmente, Costa (2011) selecionou as ligas de tungstênio Densalloy SD180 para a região frontal do VHA 14-X, especificamente o nariz, Aço AISI 4140 para as longarinas, e Aço inox 304 para as nervuras.

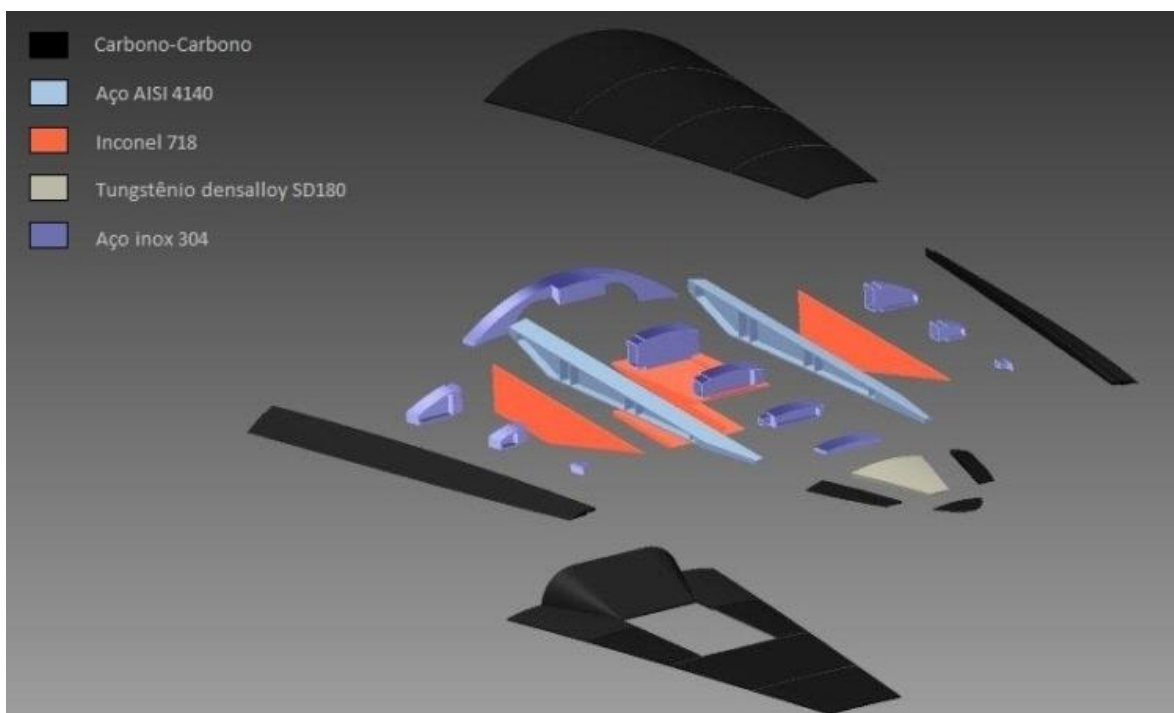


Figura 17. Configuração estrutural interna e materiais empregados no VHA 14-X.

Análise Estrutural

As estruturas aeroespaciais apresentam elevado grau de complexidade, sendo compostas por uma combinação de diferentes elementos estruturais (longarinas, nervuras, painéis, etc.) e diferentes tipos de materiais. Devido à complexidade destas estruturas, elas não podem ser descritas nem aproximadas por uma equação matemática, invalidando o uso dos métodos clássicos de análise estrutural. Portanto o uso do MEF é necessário para descrever estruturas de elevada complexidade decompondo-as em estruturas mais simples e fáceis de formular em equações algébricas (LAGE, 2009). Para a presente análise estrutural foi utilizado o software ANSYS que forneceu como um dos resultados a tensão de von Mises máxima de 135 MPa (Figuras 18 e 19), ou seja, menor do que a tensão de escoamento dos materiais utilizados.

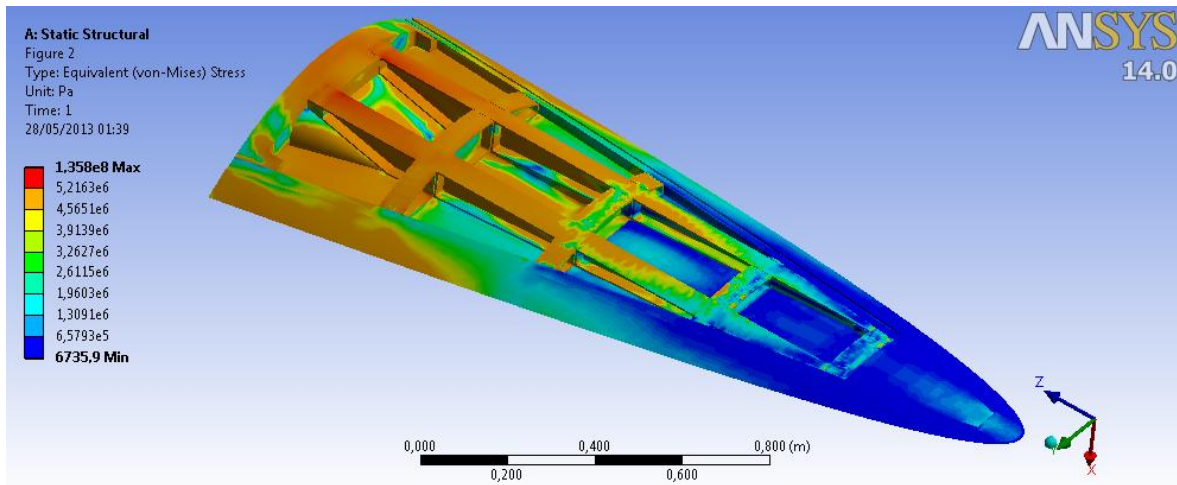


Figura 18. Campo de tensões na estrutura interna do VHA 14-X.

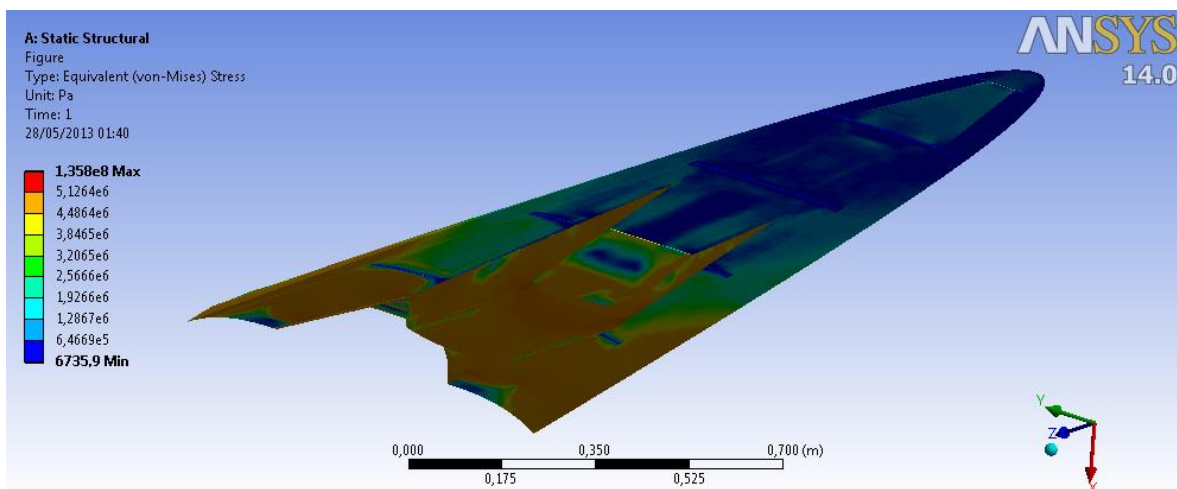


Figura 19. Campo de tensões no Intradorso do VHA 14-X.

Integração do Autodesk Inventor com softwares CAE (ANSYS)

Aliando a tecnologia CAD a tecnologia CAE, podemos desfrutar de um ambiente de projeto que consiste na redução substancial de tempo de pré-processamento, o que envolve tratamento de geometria, importação de arquivos, modelos paramétricos, entre outros aspectos. O software ANSYS Workbench permite um acoplamento direto com o Autodesk Inventor, onde a associatividade permite com que mudanças na geometria proveniente de resultados da análise numérica, possam ser efetuadas dentro do ambiente CAD de uma forma automática e essas mudanças por sua vez alimentam os dados para uma nova simulação numérica. Esse seria o ciclo para a realização de uma otimização multidisciplinar, onde são impostos alguns objetivos, como por exemplo, redução da massa, tensões, temperatura etc. Uma vez estabelecidos os objetivos e restrições, este ciclo de otimização será realizado de forma automática até que se atinja uma configuração estrutural ótima. Ainda, essa

Projeto do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X para Voo Atmosférico a 30 km de Altitude com velocidade Correspondente a Número de Mach 10

integração entre ANSYS e Inventor se dá de forma bidirecional. Adicionalmente podemos trabalhar com o gerenciamento de “named selections”, ou seja, grupos de seleção que auxiliaram dentro do ANSYS na aplicação de condições de contorno. A figura 20 mostra a interface do Autodesk Inventor, onde o gerenciador de “named selections” pode ser acessado através de uma guia, como fruto da integração e permitindo assim que a geometria possa chegar até ao analista completamente pronta para a simulação numérica, permitindo que os esforços sejam totalmente empregados na análise.

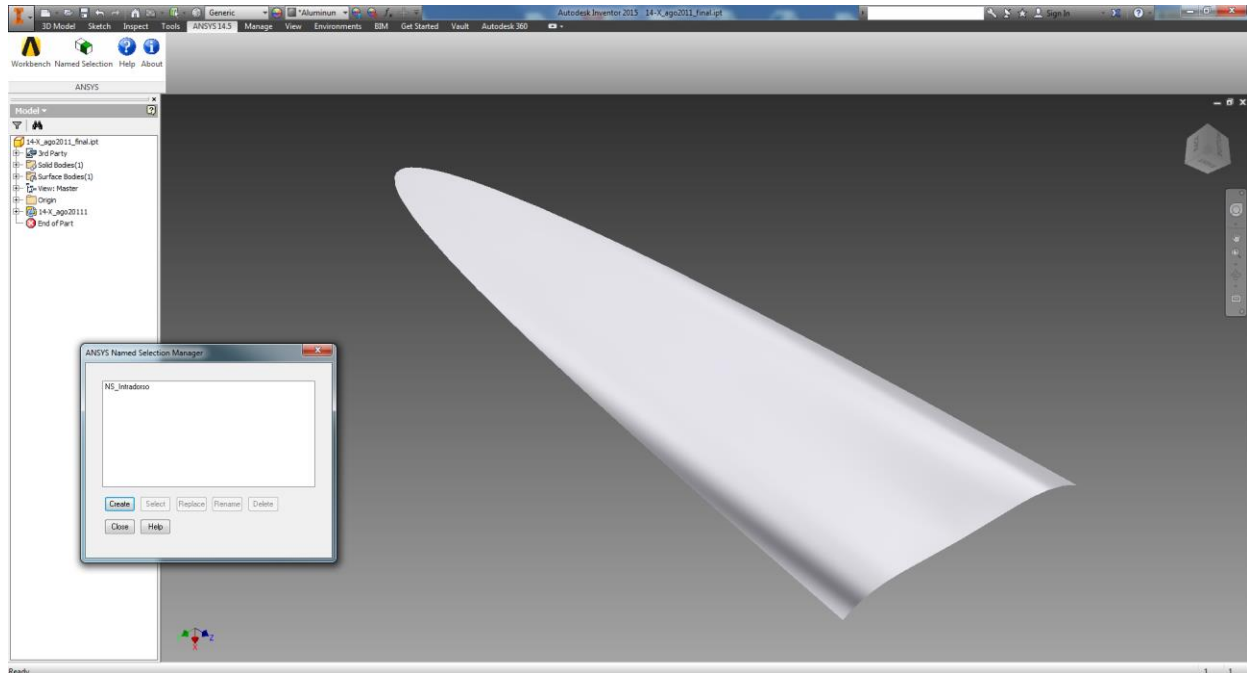


Figura 20. Interface Autodesk Inventor 2015 com a guia de comandos para criação de “named selections”.

Referências Bibliográficas

- Costa, F. J., 2011, “Projeto Dimensional para Manufatura do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X” (in Portuguese). Undergraduate Work, FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal, Brazil.
- Moura, G. S., 2009, “Desenvolvimento de um Estado-Reator a Combustão Supersônica”. Doctoral Thesis Proposal, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- Rasmussen, M. L. e He, X., 1990, “Analysis of Cone-Derived Waveriders by Hypersonic Small-disturbance Theory”. First International Hypersonic Waverider Symposium, 1990, College Park, Maryland, EUA.
- Rolim, T. C., 2009, “Experimental Analysis of a Hypersonic Waverider”, M.Sc. Thesis (in English), Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, Brazil.
- Harsha, P. T., Keel, L. C., Castrogiovanni, E. A. e Sherrill, R. T. X-43A Vehicle Design and Manufacture. In: AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2005 (AIAA 2005-3334), Capua, Italia. Anais... 2005. 9f.
- Lage, Y. E. Análise Estrutural à Asa da aeronave Lockheed Martin C-130H. 90 f. Tese (Mestrado em Engenharia Aeroespacial) –Universidade Técnica de Lisboa, Lisboa, 2009.