

Relatório Final

Título do projeto de pesquisa: Correções de Bloqueio em escoamento Confinado em Túneis de Vento Subsônico
Bolsista: Alef Fernandes Silva
Orientador (a): Marcos da Silva e Souza
Período a que se refere o relatório: Fevereiro de 2017 a Julho de 2017

Resumo

Ensaio realizados em túnel de vento resultam em dados que precisam ser tratados para corresponderem a um escoamento não confinado e possibilitar sua utilização no desenvolvimento e análise de aeronaves. Correções e correlações semi-empíricas precisam ser aplicadas aos resultados dos testes para obter equivalência com dados de ensaio em voo. Este trabalho tem a finalidade de fazer uma análise e estudo de correlação entre esses dados, aplicado a uma aeronave e modelo, para obter as características aerodinâmicas de estol e coeficientes de sustentação, arrasto e arfagem do veículo. Os dados em túnel foram obtidos a partir de ensaios realizados no túnel subsônico TA-2 do IAE/ALA na meia maquete da aeronave Loong em fase de projeto e fabricação pela empresa *Advanced Composite Solutions Aviation* (ACS). Este trabalho apresenta a primeira parte do estudo de correlação, que se refere ao ensaios experimentais. A comparação com dados em simulação numérica e com dados de ensaio em voo será realizada em uma fase posterior. O ensaio aqui apresentado foi realizado a velocidade de 100 km/h e na velocidade de estol, 260 km/h, com levantamento das polares de arrasto, com a utilização de balança externa, e visualização a óleo para a observação das características de estol. A meia maquete em escala 1:3 foi fabricada em compósitos, com longarina em carbono e revestimento em fibra de vidro. Uma base em madeira foi confeccionada para elevação do modelo para fora da camada limite do túnel.

1. Introdução

Na concepção de veículos aeroespaciais são necessários simulações e ensaios que forneçam evidências objetivas de que o protótipo atende as especificações relativas à segurança, ao desempenho e à confiabilidade.

Um dos objetivos dos ensaios realizados em túnel de vento é o de obter dados e características do protótipo tais como, coeficiente de sustentação, arrasto e momento, velocidade, ângulo e características de estol, polar de arrasto, entre outras propriedades. Estes dados devem ser tratados posteriormente para que possam corresponder a um escoamento não confinado. As diferenças entre os resultados brutos obtidos em medições em túneis de vento e os ensaios em voo têm como fonte questões relacionadas à escala do modelo, influência das paredes do túnel, bloqueio do escoamento, distorções aeroelásticas do modelo, adaptações de instalação do modelo na seção de teste (tara, mastro, bases), fidelidade geométrica, transição turbulenta no modelo, entre outras. Esses efeitos são ainda alterados para diferentes parâmetros adimensionais, como o número de Reynolds, principal coeficiente do escoamento utilizado em ensaios aeronáuticos. Correlações e resultados semi-empíricos dificilmente são encontrados na literatura e, quando são, se referem a um túnel de características específicas e para uma aeronave específica, usualmente sendo propriedade sigilosa de empresas. Fabricantes e laboratórios de aerodinâmica precisam montar o seu próprio banco de dados para relacionar os ensaios com situações reais de voo e para reduzir os dados brutos com mais confiabilidade. O objetivo deste trabalho é realizar uma análise e estudo de correções de dados no túnel de vento subsônico da divisão de aerodinâmica do IAE/ALA.

A primeira fase deste trabalho foi a campanha de ensaios de uma meia-maquete da aeronave Loong com utilização de balança externa com variação do ângulo de ataque e velocidade, além de ensaios de visualização com aplicação de óleo.

O Loong é uma aeronave experimental que está sendo desenvolvida pela ACS Aviation e terá como principais missões o uso recreativo, viagens curtas e voos de instrução. Sua configuração básica é *bi-place*, asa baixa trapezoidal com enflechamento negativo no bordo de fuga e sem enflechamento no bordo de ataque, trem de pouso triciclo, empenagens convencionais e motor à pistão. As principais dimensões da aeronave são apresentadas na Figura 1. A configuração geral da aeronave pode ser observada na Figura 2.

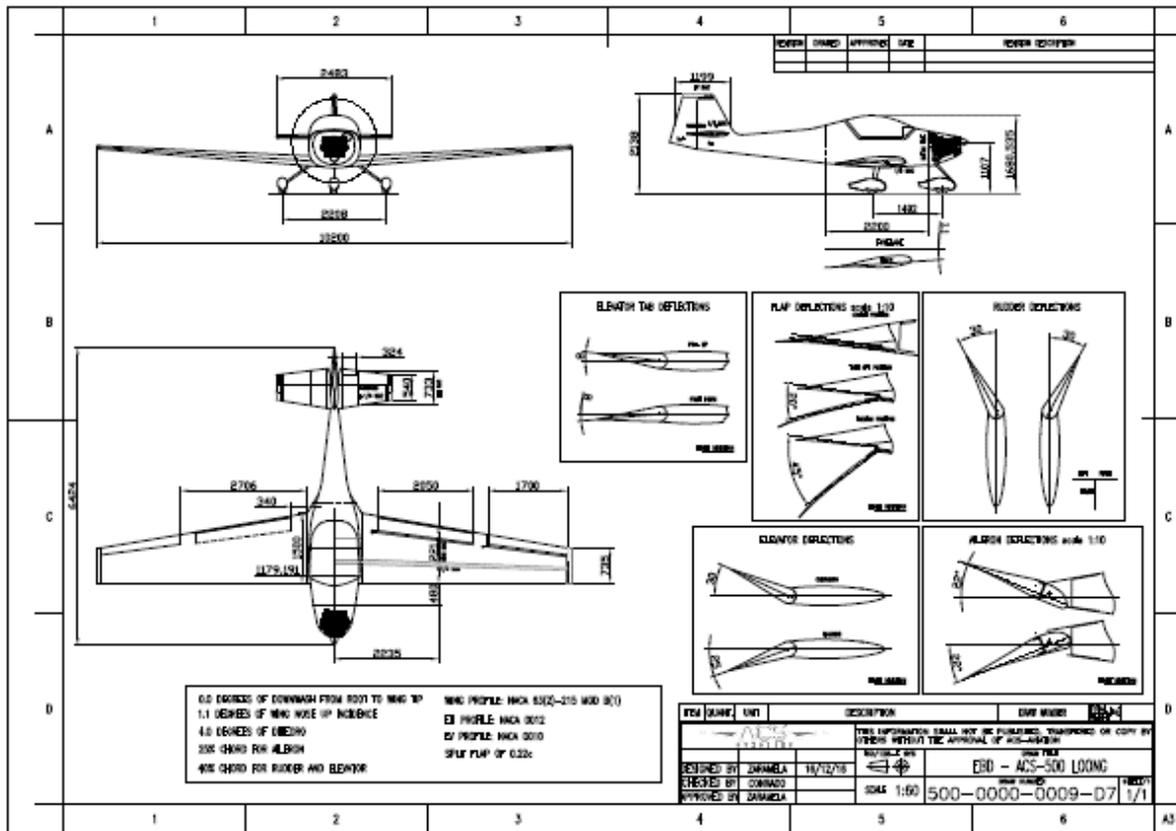


Figura 1 - Principais dimensões da aeronave Loong (ACS Aviation: 2017)

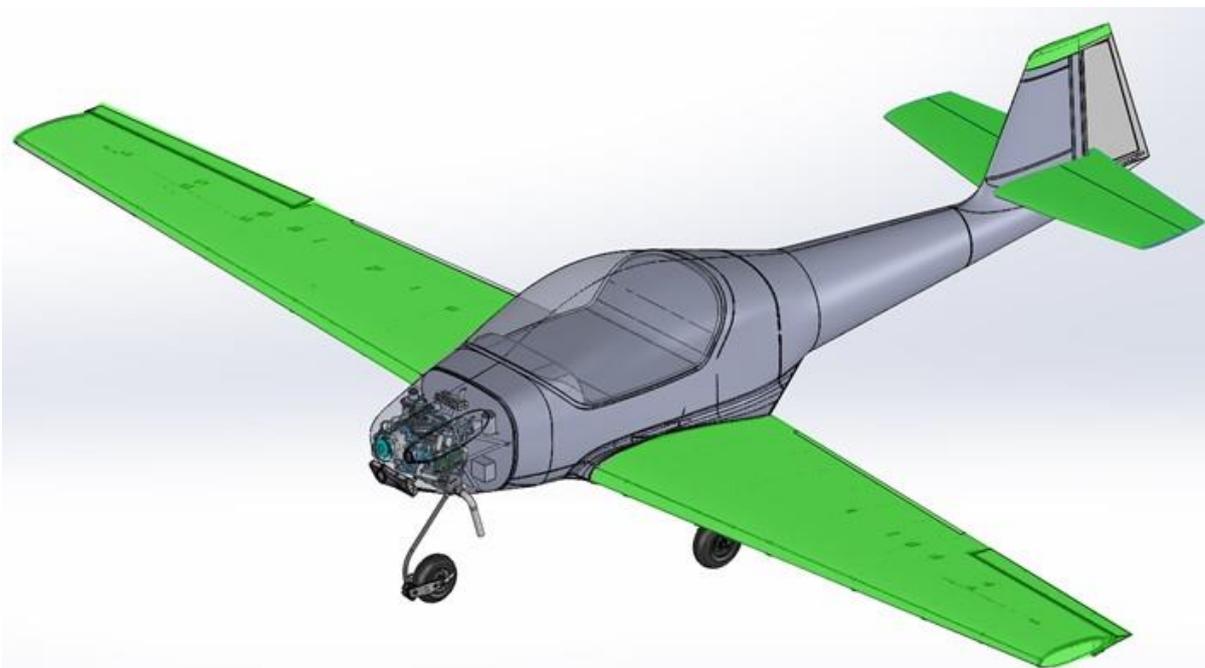


Figura 2 – Vista das configurações da aeronave Loong (ACS Aviation: 2017)

A meia-maquete em escala 1:3 foi utilizada sem as empenagens para obtenção dos coeficientes aerodinâmicos de sustentação, arrasto e arfagem. O perfil aerodinâmico escolhido para a aeronave foi o NACA 63(2)-215 MOD B modificado e o objetivo inicial do trabalho foi levantar suas características de estol e os coeficientes aerodinâmicos citados.

2. Materiais e métodos

Os resultados obtidos são específicos do túnel aerodinâmico utilizado bem como para o modelo e metodologia aqui descritos.

2.1 Túnel Aerodinâmico Nº 2 (TA-2)

O túnel aerodinâmico Nº2 (TA-2) onde se realizaram os ensaios, é um túnel do tipo fechado subsônico (velocidade máxima de 550 km/h – Mach 0,4) com seção de testes medindo 2,1 m de altura, 3 m de largura e 3 m de comprimento. O escoamento do túnel é gerado por um motor elétrico de 1600 hp e atinge até 400 rpm. As hélices do motor medem 8,4 m de diâmetro e é composta por 7 pás de passo variável. O túnel utiliza o efeito Venturi para alcançar essa velocidade, ou seja, a seção à montante da seção de testes tem uma área maior que é reduzida, aumentando a velocidade na seção de testes [1].

2.2 Descrição da maquete

A maquete ensaiada foi construída em fibra de carbono laminado (longarina), fibra de vidro (revestimento da asa) e isopor de alta densidade (fuselagem), que foi revestida com fibra de carbono e acabamento com *primer*. O perfil da asa ensaiado é um perfil NACA 63(2)-215 modificado. A escala da maquete é 1:3, e a medida da envergadura é de 1,75 m (Figura 3a). A base de MDF instalada sob a maquete teve como principal objetivo afastar o modelo da camada limite do túnel. Seu formato favorece a redução da incidência da camada limite sobre o modelo (Figura 3b).

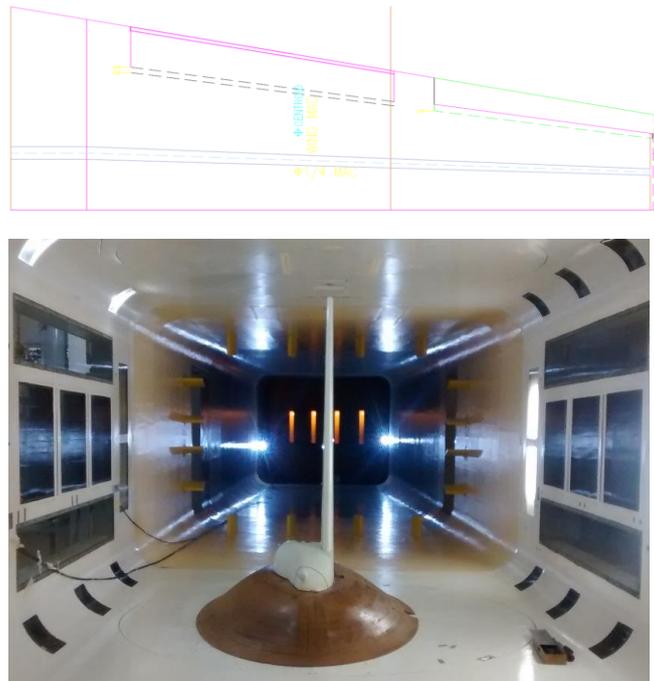


Figura 3 – a) Semi asa da aeronave Loong b) Meia maquete com base de MDF (Autor: 2017)

Para simular condições de transição da camada limite a um número de Reynolds 1×10^6 atingido pela aeronave foi necessário a colocação da linha de transição no modelo. Segundo Pope (1999, p. 306) linha de transição é uma rugosidade artificial adicionada ao modelo para fixar a localização da transição da camada limite de laminar para turbulenta [2]. Seguindo a recomendação de Pope (1999, p. 309), esta linha foi fixada a 10% da corda da asa (Figura 4). Foi colocado, também, a linha de transição no nariz da fuselagem, também a 10% do comprimento da fuselagem.

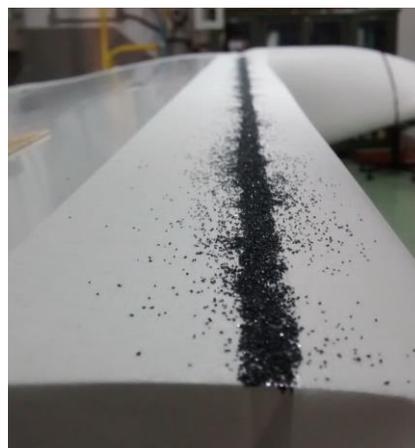


Figura 4 - Maquete com linha de transição sendo aplicada no intradorso da asa(Autor: 2017)

Para os ensaios de visualização foram utilizadas misturas de óleo com tinta de cores diferente para facilitar a visualização da formação de estol na asa. Foi colocada a mistura com coloração azul a 20% da corda da asa e a mistura com coloração vermelha entre 60% e 70%. A Figura 5 mostra a posição do óleo com a coloração e a posição linha de transição no extradorso da asa.



Figura 5 – Localização do posicionamento do óleo, com marcação indicada em porcentagem de corda da asa (Autor: 2017)

O perfil NACA 63(2)-215, mostrado na Figura 6a, foi projetado para toda seção ao longo da envergadura da asa. As características do perfil bi-dimensional foram obtidas através do programa computacional de código aberto XFOIL, simulado por unidade de comprimento, cujos resultados são apresentados na Figura 6b e 6c. Esses resultados numéricos ajudam a entender as características gerais do perfil como a expectativa do ângulo de estol e coeficiente máximo de sustentação.

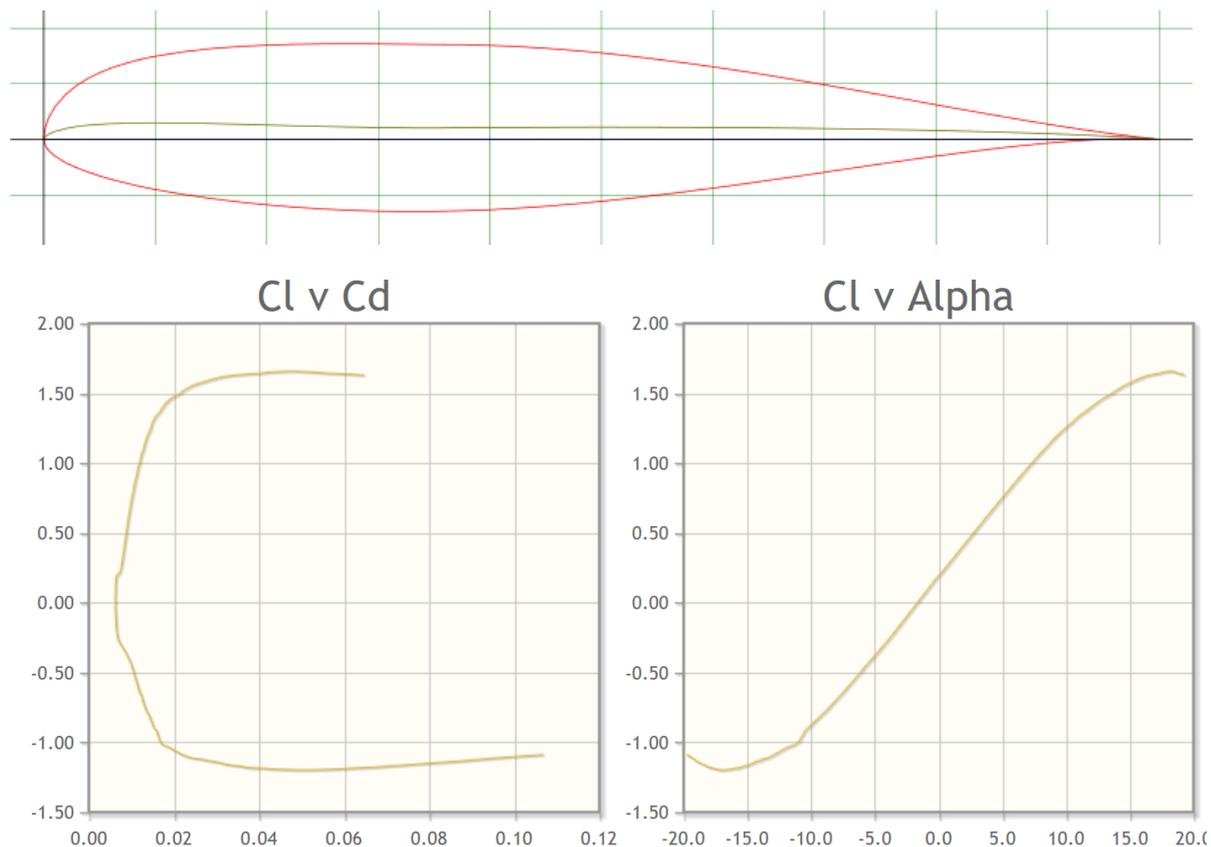


Figura 6 – a) Perfil NACA 63(2)-215. b) Curvas de coeficiente de sustentação por unidade de comprimento e c) a polar de arrasto.

3. Resultados

Os resultados dos coeficientes de sustentação, arrasto e momento de arfagem são apresentados nas Figuras 7, 8 e 9. A Figura 7 mostra a comparação entre as curvas de sustentação para a velocidade de 100 km/h, 260 km/h e resultados bidimensionais experimentais retirados da literatura [3] e extrapolados para o tamanho de corda em cada seção ao longo da envergadura. O ângulo de ataque no eixo da abscissa é mostrado com o sinal trocado, isto é, negativo para ângulos acima do escoamento livre, para evidenciar o lado do giro da plataforma realizado no ensaio, que é negativo para o sentido horário. A legenda mostra as velocidades e o termo *no stiffness* que foi utilizado para diferenciar diferentes configurações da base de MDF até se decidir pela configuração apresentada nesse trabalho. Os dados de referência para os resultados bidimensionais são apresentados conjuntamente mas foram obtidos a um número de Reynolds diferente, como indicado na legenda da Figura 7.

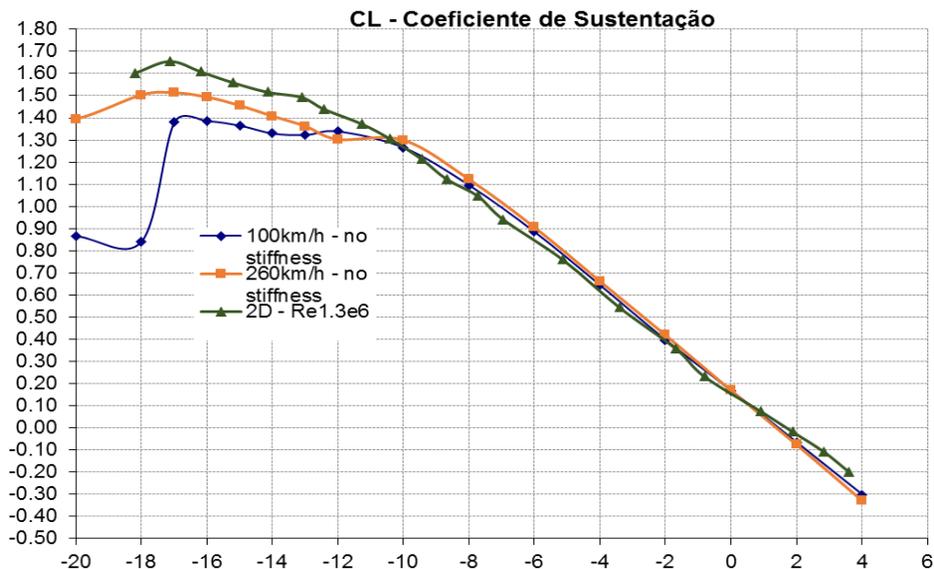


Figura 7 – Coeficiente de Sustentação pela variação do ângulo de ataque (com sinal trocado para ressaltar a direção do movimento da plataforma do túnel de vento).

A Figura 8 apresenta a variação do Coeficiente de arrasto pelo ângulo de ataque seguindo a mesma legenda da Figura 7, com ângulo de ataque com sinal trocado, e mesma legenda de cor e forma geométrica dos pontos ensaiados.

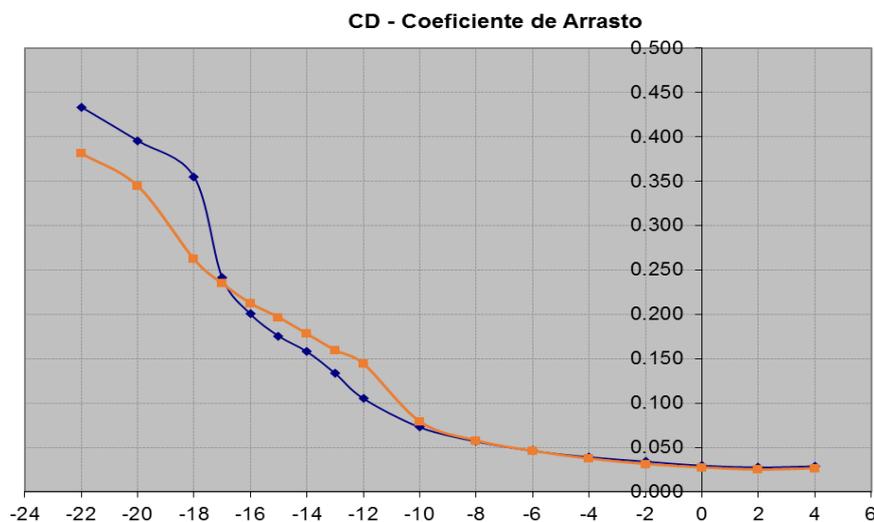


Figura 8 – Coeficiente de Arrasto pela variação do ângulo de ataque (com sinal trocado para ressaltar a direção do movimento da plataforma do túnel de vento).

A Figura 9 mostra o resultado da variação do Coeficiente do momento de arfagem. Os resultados são aquisitados varrendo a faixa de ângulos de forma crescente e é refeita de

maneira decrescente para que seja calculada a média das aquisições minimizando os erros de histerese. A Figura 9 mostra os resultados de ambas as varreduras.

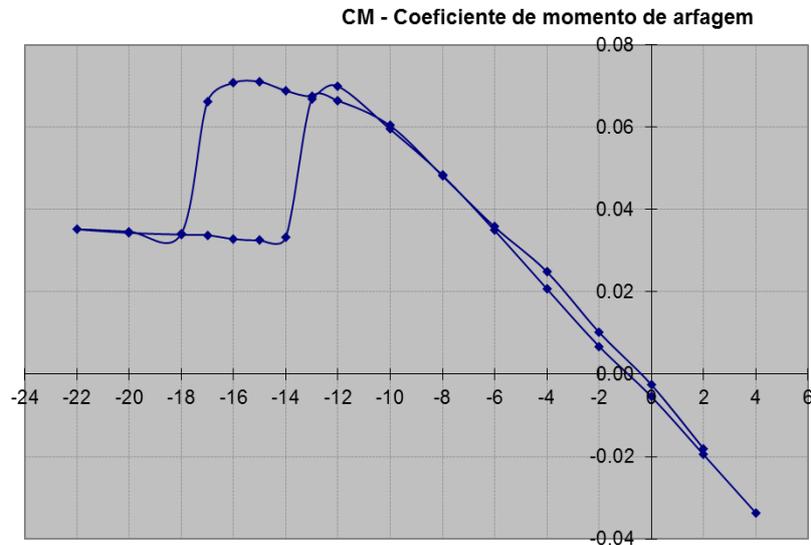


Figura 9 – Coeficiente de Arrasto pela variação do ângulo de ataque (com sinal trocado para ressaltar a direção do movimento da plataforma do túnel de vento).

A Figura 10 apresenta os resultados obtidos com a visualização a óleo. É apresentada a visualização do desenvolvimento da bolha de estol a partir do bordo de fuga da asa para a velocidade de 260 km/h nos ângulos de ataque 11, 12 e 14. É possível visualizar também a interferência da fuselagem e a interferência da parede do túnel na ponta da asa do modelo.

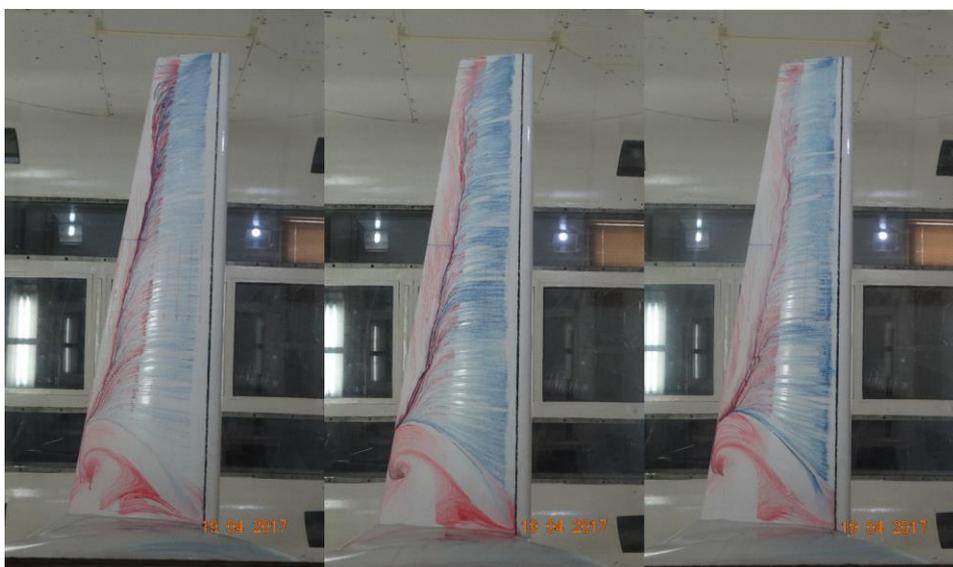


Figura 10 – Visualização a óleo da bolha de estol a 11, 12 e 14 graus a 260 km/h (Autor:2017)

As características aerodinâmicas apresentadas nos resultados descritos apresenta um curioso fenômeno característico deste perfil na região de estol da aeronave. O início do aparecimento da bolha de estol não caracteriza um estol completo, sendo a mesma confinada em uma região do bordo de fuga do extradorso da asa e permitindo que o coeficiente de sustentação continue crescendo com o aumento do ângulo de ataque. Característica esta observada, também, nas curvas do coeficiente de sustentação que mostram dois picos dos coeficientes de sustentação sendo que a queda brusca ocorre somente após o segundo pico, quando o desenvolvimento da bolha volta a ocorrer.

4. Próximas Etapas

As próximas etapas deste projeto são a realização da análise computacional da aeronave e comparação com os dados obtidos nos ensaios. Ensaios em voo, com expectativa de primeiro voo em Dezembro de 2017, completam as fases de aquisição de dados para a análise da correlação dos dados do túnel.

5. Conclusões

Os resultados obtidos encerram uma etapa da análise de correções de bloqueio que está sendo desenvolvida na divisão de aerodinâmica do Instituto de Aeronáutica e Espaço.

6. Divulgação dos Resultados

O resumo estendido deste trabalho foi submetido ao *31st ICAS – Congress of the International Council of the Aeronautical Science*, que ocorrerá em Setembro de 2018.

Referências

- [1] MONQUEIRO, L. e MORAES, L. F. G. *Túneis de Vento - Baixo Subsônico*. 20XX
- [2] POPE, A., BARLOW, J. B. e RAE, W. H. Jr. *Low Speed Wind Tunnel Testing*. 3rd ed. New York: John Willey & Sons, 1999.
- [3] ABBOTT, I. R. e DOENHOFF, A. E. V. *Theory of wing sections: including a summary of airfoil data*. 1st ed., New York: Dover Publication, 1959.