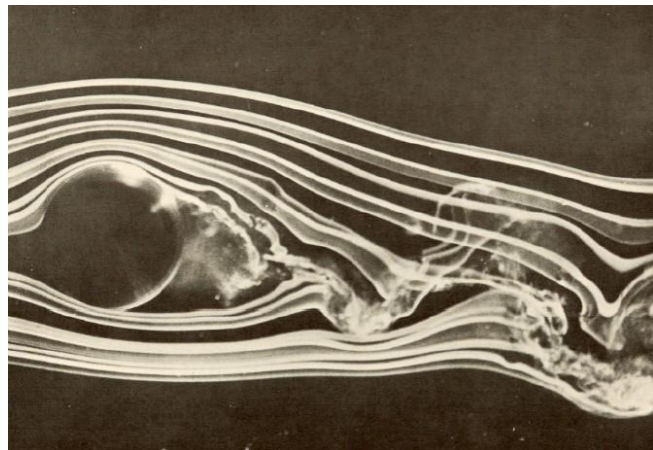




Escola Universitária de Ciências Empresariais, Saúde, Tecnologias e Engenharia

Licenciatura em Ciências de Engenharia Aeronáutica

Análise Causa-efeito da Força Magnus



Projeto Final de Licenciatura

Elaborado por Simão Sena Esteves

20162040

Orientadores:

Prof. Dr. Tessaleno Devezas

Prof. Dr. Joaquim Guerreiro Marques

Barcarena

Julho de 2019



Escola Universitária de Ciências Empresariais, Saúde, Tecnologias e Engenharia

Licenciatura em Ciências de Engenharia Aeronáutica

Análise Causa-efeito da Força Magnus

Projeto Final de Licenciatura

Elaborado por Simão Sena Esteves

20162040

Orientadores:

Prof. Dr. Tessaleno Devezas

Prof. Dr. Joaquim Guerreiro Marques

Barcarena

Julho de 2019

O autor é o único responsável pelas ideias expostas neste relatório.

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar gostaria de agradecer aos Professores Doutores Tessaleno Devezas e Joaquim Guerreiro Marques pela colaboração e ajuda disponibilizada na realização deste projeto. Um especial agradecimento aos meus amigos Afonso Gusmão e Luísa Nogueira pelo suporte contínuo no decorrer do desenvolvimento do trabalho, como também aos meus colegas de curso. Por fim, à minha família que sempre me dá força no crescimento do meu percurso académico.

RESUMO

Neste projeto foram estudadas as causas-efeito da força Magnus que estão diretamente relacionadas com a física do voo. Ao compreender melhor as causas do efeito Magnus, foi possível reproduzir num perfil NACA algumas dessas mesmas causas e foram realizadas simulações em um perfil NACA 2412, com a ajuda de análises CFD com o módulo *Flow Simulation* do programa *SolidWorks 2018*. Nestas simulações pretendeu-se compreender como as alterações na rugosidade do perfil influenciavam as forças de sustentação e resistência aerodinâmica. Foi possível verificar que a rugosidade acrescentada ao extradorso do perfil pode aumentar em até 25% a sustentação, e reduzir em até 40% a resistência aerodinâmica.

PALAVRAS CHAVE:

Força Magnus, Camada limite, Teorema Kutta-Joukowski, CFD, NACA.

ABSTRACT

In this project we studied the causes and effects of the Magnus force that are directly related to the physics of flight. By better understanding the causes of the Magnus effect, it was possible to reproduce in a NACA profile some of these same causes and simulations were performed in a NACA 2412 profile, with help of CFD analysis with the Flow Simulation module of the program SolidWorks 2018. In these simulations it was intended to understand how changes in profile roughness influenced lift forces and aerodynamic drag. It was possible to verify that the roughness introduced in the upper surface of the profile can increase up to 25% the lift and reduced aerodynamic drag by down to 40%.

KEYWORDS:

Magnus force, Boundary layer, Kutta-Joukowski theorem, CFD, NACA.

ÍNDICE

1	Introdução	1
2	Desenvolvimento	3
2.1	História	3
2.2	Efeito Magnus	4
2.2.1	Camada limite	4
2.2.2	Terceira Lei de Newton e Separação da Camada Limite	8
2.2.3	Equação de Bernoulli	10
2.2.4	Teorema de sustentação (“ <i>lift</i> ”) Kutta-Joukowski.....	11
3	Análise de um cilindro.....	14
3.1	Cálculo da força de sustentação num cilindro estático	14
3.2	Cálculo da força de sustentação num cilindro em rotação	14
4	Teoria do perfil alar	16
4.1	Perfis NACA	16
4.2	Forças aerodinâmicas.....	17
4.3	Efeito da rugosidade	18
5	Análise CFD de um perfil NACA 2412.....	20
5.1	Perfil NACA 2412 liso	20
5.2	Perfil NACA 2412 com rugosidade alterada.....	22
5.2.1	Teste 1	22
5.2.2	Teste 2	23
5.2.3	Teste 3	25
6	Conclusão.....	28
7	Referências.....	30

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Experiência ilustrativa do efeito Magnus realizada por Heinrich Gustav Magnus. (Seifert, 2012).....	3
Figura 2 - Comparação dos escoamentos em torno de uma placa fina com número de Reynolds diferentes: a) Re baixo e b) Re alto. (White, 2011)	5
Figura 3 Interação entre um corpo de seção circular e um escoamento: (a) cenário ideal e (b) cenário real do escoamento em torno do corpo. (White, 2011).....	7
Figura 4 - Pontos de separação da camada limite e <i>downwash</i> “w”. Adaptado de (F.Brown, 1971),pg.84.	9
Figura 5 - Pontos de separação da camada limite para uma esfera sem rotação: a) Separação laminar; b) Separação turbulenta (White, 2011).	10
Figura 6 - Efeito Magnus e a sua força F numa esfera com rotação no sentido dos ponteiros do relógio. Adaptado de (F.Brown, 1971),pg.84.	11
Figura 7- Diagrama de corpo livre do cilindro(2D), (MIT OpenCourseWare, 2019).	12
Figura 8 - – Exemplos de perfis (Anderson, 2007).	16
Figura 9 - Sustentação e Resistência aerodinâmica num perfil alar.....	17
Figura 10 - Efeito da rugosidade na parte inferior de uma esfera. Adaptado de (F.Brown, 1971)Pg.38.....	18
Figura 11 - Perfil NACA 2412 com superfície lisa.....	20
Figura 12 - Distribuição de pressão ao longo do perfil NACA 2412.....	21
Figura 13 - Perfil NACA 2412 com superfície alterada (teste 1).	22
Figura 14 - Distribuição de pressão ao longo do perfil NACA 2412 com superfície alterada (teste 1).	22
Figura 15 - Perfil NACA 2412 com superfície alterada (teste 2).	23
Figura 16 - Distribuição de pressão ao longo do perfil NACA 2412 com superfície alterada (teste 2).	24
Figura 17 - Perfil NACA 2412 com superfície alterada (teste 3).	25
Figura 18 - Distribuição de pressão ao longo do perfil NACA 2412 com superfície alterada (teste 3).	25

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Resultados obtidos através da realização do teste CFD aos três casos em estudo.....	26
--	----

LISTA DE ABREVIATURAS

NACA: “National Advisory Committee for Aeronautics”.

CFD: “Computational Fluid Dynamics”.

MIT: “Massachusetts Institute of Technology”.

LISTA DE SÍMBOLOS

F: Força;

V: Velocidade de rotação;

R=r=a: Raio;

ω : Velocidade angular;

U: Velocidade do fluido;

ρ : Densidade;

L: Comprimento;

μ : Viscosidade dinâmica;

Re: Número de Reynolds;

δ : Espessura da camada limite;

ν : Viscosidade cinemática;

W: Downwash/Upwash;

P: Pressão;

g: Aceleração da gravidade;

h: Altura;

θ : Ângulo;

Γ : Força do vórtice;

f: Frequência;

c: Comprimento total da corda do perfil.

1 INTRODUÇÃO

Este trabalho teve como objetivo o estudo da aplicabilidade do efeito Magnus na área da engenharia aeronáutica, através do cálculo da magnitude da força resultante em algumas situações específicas. Pretendeu-se assim também aprofundar os conhecimentos obtidos nas cadeiras de Mecânica dos Fluidos e Aerodinâmica.

O efeito Magnus consiste no surgimento de uma força derivada da rotação de um objeto esférico ou cilíndrico enquanto este se desloca num fluido. Um dos fundamentos é o princípio de Bernoulli que descreve o comportamento de um fluido a partir de princípios de conservação de energia. Este princípio indica que, quando a velocidade de um fluido aumenta, a sua pressão diminui, e vice-versa. Estas diferenças de pressão, que se querem igualar, geram uma força vertical no cilindro, no sentido da baixa pressão; esta força, no entanto, também se deve em parte à Terceira Lei de Newton, que afirma que para cada ação (força) na natureza há uma reação igual e oposta. Neste caso, a ação que cria a reação/força Magnus, é a separação tardia do fluido da superfície do cilindro que cria um fluxo descendente (*'downwash'*).

Inicialmente foram calculadas as diferenças de sustentação (*'lift'*) geradas num cilindro estático e num cilindro em rotação, de modo a verificar que o efeito da rotação gera diferenças de pressão nas suas partes superior e inferior.

De seguida aplicou-se a um perfil NACA 2412 alterações na sua rugosidade, onde foram calculados, através de uma análise CFD (*"Computational Fluid Dynamics"*), os ganhos aerodinâmicos que surgem da relação entre a camada limite e o atrito envolvido. Um perfil "NACA" (*National Advisory Committee for Aeronautics*, que antecedeu à NASA), consiste numa nomenclatura que indica a geometria do perfil de uma asa através de uma série de números. No caso do perfil em estudo, NACA 2412, o primeiro dígito, 2, especifica que a *"camber line"* (linha equidistante do intra e extradorso do perfil) tem um valor máximo que é equivalente a 0,02 vezes a corda (comprimento total do perfil). O segundo dígito, 4, indica a localização da secção onde a distância entre a corda e a *"camber line"* é máxima, neste caso, a 0,4 vezes a corda, ou seja, a 40% do total da corda. Os últimos dois dígitos indicam a largura máxima do perfil, que neste caso é 0,12 vezes a corda.

2 DESENVOLVIMENTO

2.1 História

Foi Isaac Newton (1643-1727) que inicialmente relacionou a trajetória de uma bola de ténis com a sua rotação. Em 1672, ao observar a trajetória e o movimento circular de uma bola de ténis, percebeu que existia uma relação entre os dois, associando a reação do ar como a sua principal causa. Mais tarde Benjamin Robins (1707-1751), matemático inglês, concluiu que a trajetória é alterada pelas diferenças da resistência do ar provocadas pela rotação. Foi em 1852 que Heinrich Gustav Magnus (1802-1870), físico alemão, realizou uma experiência que permitiu verificar que o efeito da rotação de um cilindro e a sua passagem num fluido perpendicular gera uma força, F ; este fenómeno ficou então conhecido como o efeito Magnus. O esquema desta experiência apresenta-se na Figura 1.

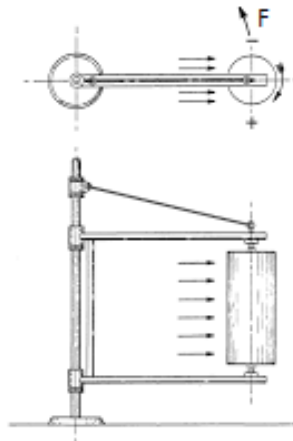


Figura 1 – Experiência ilustrativa do efeito Magnus realizada por Heinrich Gustav Magnus. (Seifert, 2012)

Foi mais tarde, em 1920, que o matemático alemão Martin Wilhelm Kutta (1867-1944), conjuntamente com o cientista russo Nikolai Joukowski (1847-1921), formularam o Teorema de “*lift*” Kutta-Joukowski, que permitiu quantificar a força proveniente do efeito Magnus. (Seifert, 2012)

2.2 Efeito Magnus

O efeito Magnus é facilmente observável em diversos desportos, como o futebol, baseball, golf, ping-pong, etc. Em qualquer destes casos se utiliza uma bola onde a sua trajetória pode ser prevista e/ou manipulada através do seu movimento rotativo.

A explicação física dos fenómenos que geram o efeito Magnus envolve diversos conceitos e parâmetros de física e aerodinâmica, como por exemplo a velocidade de rotação do cilindro, tendo em conta a velocidade a que fluido o encontra, como também a rugosidade da sua superfície, visto ter impacto na força final, uma vez que altera a fricção entre o fluido e o cilindro. Faz-se necessário contabilizar determinados fatores como o rácio entre a velocidade de rotação $V = R\omega$, e a velocidade do fluido U ; caso o rácio V/U for menor que 0,5, a força Magnus vai ser negativa, ou seja, mantém a direção, mas muda de sentido. Isto sabendo que se o fluido vem da esquerda para a direita e vai ao encontro de um cilindro a rodar no sentido dos ponteiros do relógio, a força é positiva quando é gerada de baixo para cima, e é negativa quando é gerada de cima para baixo.

2.2.1 Camada limite

Considerando um escoamento numa placa plana lisa, a camada limite é a região do escoamento mais próxima da placa em que as tensões de corte não são desprezíveis, e em que a velocidade das partículas de fluido varia desde a velocidade da parede (que é zero, pela condição de não escorregamento) até à velocidade do escoamento exterior à camada limite, U . (White, 2011)

2.2.1.1 Efeito do número de Reynolds

O número de Reynolds é um número adimensional usado para definir o tipo de escoamento de um fluido, que pode ser laminar ou turbulento. O número relaciona as seguintes propriedades do fluido: densidade ρ , velocidade U , comprimento L característico da análise em questão, e ainda a viscosidade dinâmica μ , que é calculado pela equação (1)

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} \quad (1)$$

O tipo de escoamento é definido da seguinte forma: para um número de Reynolds igual ou inferior a 2300, o escoamento diz-se laminar; entre 2300 e 4000, o fluido encontra-se num regime de transição; se o número for superior a 4000, o escoamento diz-se turbulento. A ter em atenção que estes valores são verdadeiros para escoamentos exteriores.

Como é possível observar na Figura 2 uma placa fina de comprimento L é colocada paralelamente a um escoamento de velocidade uniforme U .

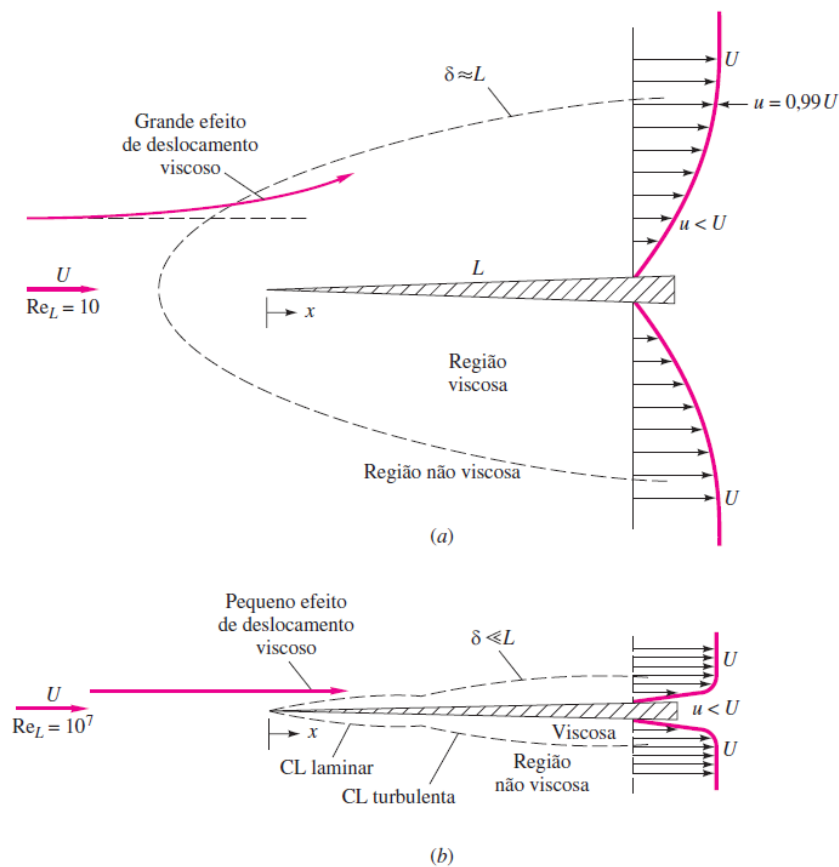


Figura 2 - Comparação dos escoamentos em torno de uma placa fina com número de Reynolds diferentes: a) Re baixo e b) Re alto. (White, 2011)

Se o número de Reynolds for baixo (Figura 2a), a região viscosa é muito mais ampla e estende-se bem a montante e para os lados da placa. A placa faz com que a velocidade do escoamento de aproximação diminua significativamente e pequenas variações nos parâmetros do escoamento causam grandes mudanças na distribuição de pressão ao longo da placa. Devido à sua forte interação, complexidade, e não linearidade, embora seja

possível, não existe uma teoria simples para a análise de escoamentos externos com números de Reynolds em torno de 1 a 1000. O estudo destes escoamentos com número de Reynolds pequeno é, por isso, remetido para análises experimentais ou computacionais.

Assim sendo, e também porque é o mais importante para o estudo pretendido, irei tratar com mais detalhe escoamentos em que o número de Reynolds é alto (Figura 2b). O estudo de escoamentos com elevado número de Reynolds foi inicialmente estudado por *Ludwig Prandtl* em 1904. *Prandtl* verificou que estes tipos de escoamentos podem ser tratados com a formulação da camada limite.

As camadas limites, tanto laminares como turbulentas, são bastante delgadas, sendo a sua representação exagerada para facilitar a sua observação/análise. A sua espessura é representada por δ , parâmetro que representa o lugar geométrico dos pontos em que a velocidade na direção do escoamento u atinge 99% da velocidade exterior U . Ao longo de uma placa plana, a relação entre o número de Reynolds local ($Re_x = \frac{Ux}{\nu}$) e a espessura da camada limite é dada pela fórmula (2):

$$\frac{\delta}{x} \approx \begin{cases} \frac{5,0}{Re_x^{\frac{1}{2}}} & \textit{laminar} & 10^3 < Re_x < 10^6 \\ \frac{0,16}{Re_x^{\frac{1}{7}}} & \textit{turbulento} & 10^6 < Re_x \end{cases} \quad (2)$$

Para concluir a espessura da camada limite δ é tipicamente muito fina, e é tanto mais delgada quanto maior for o número de Reynolds, ou seja, quanto mais turbulento for o escoamento.

2.2.1.2 Efeito da geometria – corpo circular

Para um corpo de geometria circular com números de Reynolds muito elevados o estudo da influência da camada limite difere dos corpos com geometria plana.

A figura 3 ilustra como o escoamento evolui à medida que passa em redor de um corpo de secção circular. Na Figura 3a ocorre a formação de uma camada limite delgada e de uma esteira na traseira do corpo, porém este caso é meramente ideal e, por isso, irreal. Na Figura 3b observa-se a formação da camada limite na frente do corpo, sendo que na parte de trás a camada limite desaparece, dando lugar a um escoamento turbulento.

Quando o escoamento atinge o corpo, as linhas de escoamento juntam-se, significando um aumento de velocidade e, por isso, uma diminuição de pressão (gradiente de pressão favorável). Na parte traseira do corpo a camada limite encontra um aumento de pressão (gradiente de pressão adverso) e entra em colapso, separando-se. Forma-se uma esteira formada por turbilhões e o escoamento principal é defletido.

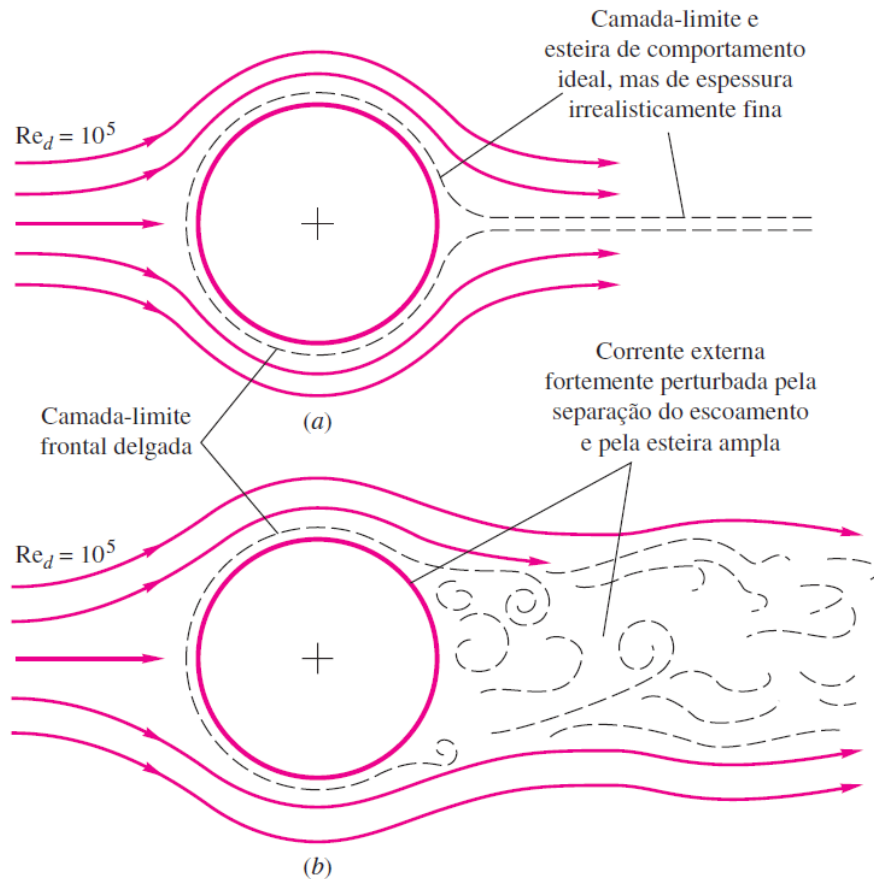


Figura 3 Interação entre um corpo de seção circular e um escoamento: (a) cenário ideal e (b) cenário real do escoamento em torno do corpo. (White, 2011)

2.2.1.3 Camada limite e o efeito Magnus

Quando um corpo se move num determinado fluido, a sua superfície, naturalmente rugosa, cria uma camada limite. No caso de uma esfera, que tem uma geometria aerodinamicamente “pobre”, ocorre a separação da camada limite como se irá explicar na secção seguinte, criando uma esteira, ou seja, uma região de baixa pressão atrás da bola. A diferença de pressões da frente para a traseira da bola cria uma força com sentido

contrário ao do movimento da mesma, retardando o movimento. A esta força dá-se o nome de resistência aerodinâmica - “*Drag*”.

Se a esfera, para além de um movimento horizontal, apresentar um movimento de rotação sobre si própria, a separação da camada limite ocorrerá em pontos diferentes nos lados opostos da esfera. Assim, teremos um lado em que a direção do escoamento exterior acompanha o movimento de rotação, enquanto que no outro o escoamento tem sentido contrário. Como a velocidade será diferente nos dois lados da esfera, o resultado será uma diferença de pressões: no lado em que o escoamento tem maior velocidade, menor será a pressão e vice-versa. Esta diferença de pressões, que pode ser observada com mais detalhe na figura 6 do subcapítulo 2.2.3, cria uma força que empurra a esfera para um dos lados. Esta força é conhecida como a força Magnus.

2.2.2 Terceira Lei de Newton e Separação da Camada Limite

Localização da separação da camada limite

A terceira Lei de Newton refere que para cada ação, existe uma reação de igual intensidade, mas com o sentido oposto. No caso em estudo, a terceira Lei de Newton vem explicar em parte o surgimento da força Magnus. A reação (força Magnus) surge da ação denominada “*downwash*”. Este fenómeno ocorre uma vez que existe uma diferença na localização dos pontos de separação da camada limite, como observável na figura 4.

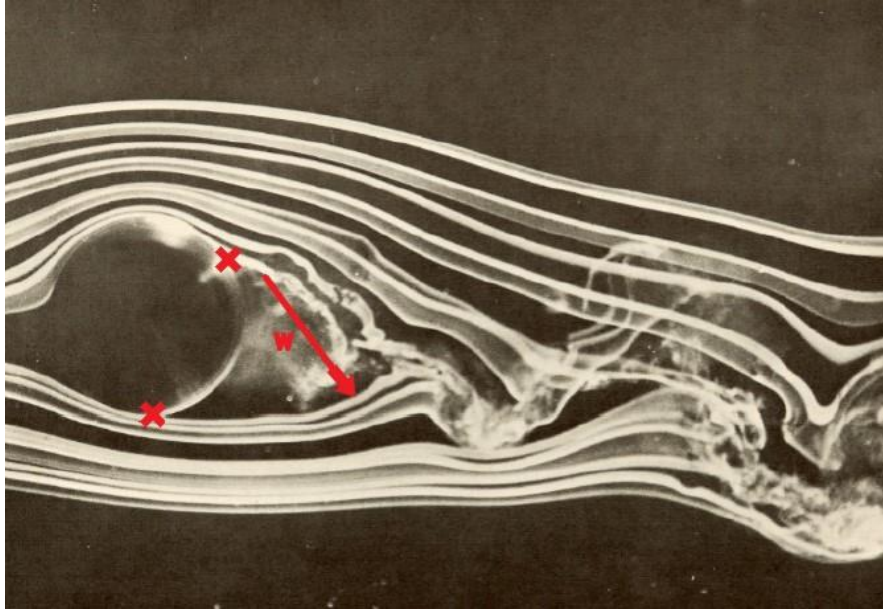


Figura 4 - Pontos de separação da camada limite e *downwash* “w”. Adaptado de (F.Brown, 1971),pg.84.

No caso da esfera não se encontrar em rotação, a separação da camada limite ocorre como observável na figura 5. Se a separação se der num escoamento laminar, à medida que o número de Reynolds aumenta, o ângulo θ entre o escoamento exterior e o ponto de separação da camada limite vai diminuindo, fazendo com que o tamanho da esteira aumente. No caso da separação se dar num escoamento turbulento, o ângulo θ aumenta e observa-se uma redução do tamanho de esteira e conseqüentemente uma redução da resistência aerodinâmica (*drag*). Isto acontece porque em regime turbulento o escoamento consegue suportar melhor um gradiente adverso de pressão, isto é, tem menos tendência a entrar em separação e por essa razão ela acontece mais a jusante que no regime laminar.

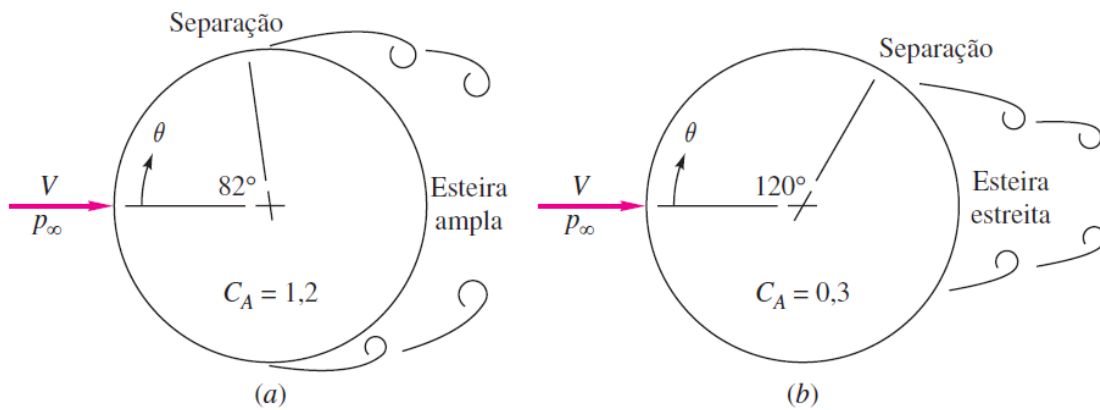


Figura 5 - Pontos de separação da camada limite para uma esfera sem rotação: a) Separação laminar; b) Separação turbulenta (White, 2011).

2.2.3 Equação de Bernoulli

A equação de Bernoulli relaciona a pressão, com a velocidade e com a elevação para um fluido sem atrito, incompressível e em escoamento permanente. A ideia foi formulada por Daniel Bernoulli em 1738. Mais tarde em 1755, Leonhard Euler apresentou a dedução completa da equação. A equação (3) apresenta uma versão simplificada da equação de Bernoulli, onde P é a pressão num ponto do escoamento, ρ a densidade do fluido, U a velocidade do fluido, g a aceleração da gravidade e h indica a altura do ponto em estudo.

$$P + \frac{1}{2}\rho U^2 + \rho gh = constante \quad (3)$$

No entanto a componente ρgh não é considerada uma vez que não existem diferenças de alturas na análise em questão, logo, a equação (3) fica reduzida aos primeiros membros, como apresentado na equação (4):

$$P + \frac{1}{2}\rho U^2 = constante \quad (4)$$

Apesar da equação ter sido desenvolvida para um fluido sem atrito, incompressível e em escoamento permanente, esta permite calcular aproximações a casos reais. No caso de interesse para o efeito de Magnus, onde existe atrito e o fluido, ar, é compressível, a equação possibilita comparar dois pontos no trajeto do fluido, com o seguinte significado físico: quando a velocidade de um fluido aumenta, a sua pressão diminui, e vice-versa.

Assim sendo podemos analisar o efeito de Magnus e verificar que o efeito da rotação vai alterar as velocidades do fluido na parte superior e inferior do objeto em estudo, cilindro ou esfera.

Na figura 6 é possível observar o descrito acima, em que a direção do fluido é representada vectorialmente pelas setas a verde. As setas a vermelho representam a direção do fluido que é arrastado pelo efeito da rotação da esfera. A seta a preto representa a força Magnus.

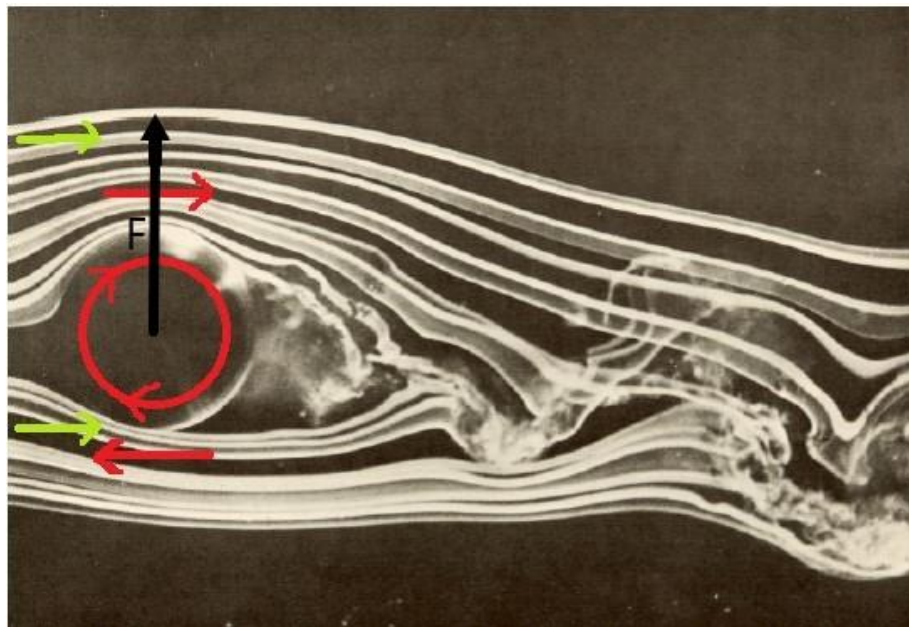


Figura 6 - Efeito Magnus e a sua força F numa esfera com rotação no sentido dos ponteiros do relógio. Adaptado de (F.Brown, 1971),pg.84.

2.2.4 Teorema de sustentação (“*lift*”) Kutta-Joukowski

O teorema de sustentação (“*lift*”) de Kutta-Joukowski relaciona a força do vórtice Γ , criado pela rotação de um cilindro, com a velocidade do fluido e a sua densidade. A sua dedução parte da equação de Bernoulli, com o intuito de mapear as diferenças de pressão ao longo da superfície do cilindro e partir daí calcular a força efetiva de sustentação. Mais uma vez, o teorema foi desenvolvido para cálculos de um fluido invíscido e incompressível, no entanto permite-nos obter resultados aproximados à realidade. Segue-

se a sua dedução, a partir da equação de Bernoulli, conforme apresentada no MIT OpenCourseWare (2019), ver esquema da figura 7:

$$P_{\infty} + \frac{1}{2}\rho U^2 = P(r = a, \theta) + \rho u\theta^2$$

$$\rightarrow P(r = a, \theta) = P_{\infty} + \frac{1}{2}\rho \left[U^2 - \left(-2U\sin\theta - \frac{\Gamma}{2\pi a} \right)^2 \right]$$

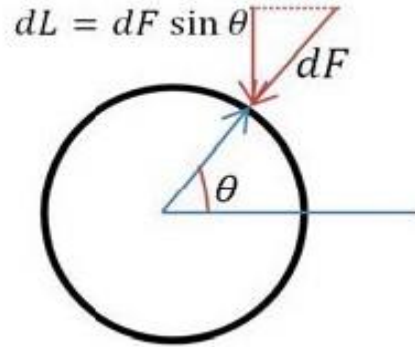


Figura 7- Diagrama de corpo livre do cilindro(2D), (MIT OpenCorseWare, 2019).

$$dF = -P(r = a, \theta)a d\theta$$

$$dL = dF\sin\theta$$

$$L = -\int_0^{2\pi} P(r = a, \theta)\sin\theta a d\theta$$

$$\Leftrightarrow L = -a \int_0^{2\pi} \left(P_{\infty} + \frac{1}{2}\rho \left[U^2 - \left(2U\sin\theta - \frac{\Gamma}{2\pi a} \right)^2 \right] \right) \sin\theta d\theta$$

$$\Leftrightarrow L = a\rho \int_0^{2\pi} \frac{\Gamma U}{\pi a} \sin^2\theta d\theta$$

$$\Leftrightarrow L = \rho \frac{\Gamma U}{\pi} \int_0^{2\pi} \frac{1 - \cos 2\theta}{2} d\theta$$

$$\Leftrightarrow L = \rho U \Gamma \tag{5}$$

Onde $\Gamma = 2\pi\omega a^2$, e $\omega = \text{velocidade angular} = 2\pi f$

Podemos então verificar pela equação (5) que a sustentação L é diretamente proporcional à força do vórtice Γ .

3 ANÁLISE DE UM CILINDRO

Tomemos como exemplo um cilindro com 1m de comprimento e 0,5m de raio. Este encontra-se imerso num fluido(ar) com velocidade (U)Mach=0,5 e com um ângulo de incidência igual a zero. Sabendo de antemão que $\rho_{ar} = 1,225 \text{ kg/m}^3$ ao nível do mar e a uma temperatura de 15°C, pode-se partir do teorema de Kutta-Joukowski e calcular a sua sustentação em dois casos: um cilindro estático e um cilindro em rotação com uma frequência igual a 3600rpm.

3.1 Cálculo da força de sustentação num cilindro estático

Dados: $L = \rho U \Gamma$; $\rho_{ar} = 1,225 \text{ kg/m}^3$; $U=166\text{m/s}$; $\Gamma = 2\pi\omega a^2 = 0$

$$L = \rho U \Gamma$$

$$\Leftrightarrow L = 1,225 \times 166 \times 0$$

$$\Leftrightarrow L = 0$$

Como o cilindro não se encontra em rotação, o valor do vórtice Γ é igual a zero, e assim verifica-se que neste caso não é gerada uma força de sustentação.

3.2 Cálculo da força de sustentação num cilindro em rotação

Como exemplo, vamos considerar a rotação do cilindro com os parâmetros abaixo:

$$L = \rho U \Gamma; \rho_{ar} = 1,225 \text{ kg/m}^3; U=166\text{m/s}; \Gamma = 2\pi\omega a^2; f = 3600\text{rpm} = 60\text{Hz}; r=a=0,5\text{m}$$

Pode-se verificar que, nestas condições, o efeito Magnus não é negativo, verificando que o rácio de velocidades V/U é superior a 0,5:

$$V = r\omega = a\omega = 0,5 \times 2\pi \times 60 = 188,5 \text{ m/s}$$

$$\frac{V}{U} = \frac{188,5}{166} = 1,135 > 0,5$$

De seguida pode-se calcular a força do vórtice Γ :

$$\Gamma = 2\pi\omega a^2 = 2\pi(2\pi f)a^2 = 2\pi \times (2\pi 60) \times 0,5^2 = 592,18 \text{ m}^2/\text{s}$$

Por fim, substituindo-se o valor de Γ na equação de Kutta-Joukowski, obtém-se a sustentação:

$$L = \rho U \Gamma = 1,225 \times 166 \times 592,18 \approx 120420 \text{ N}$$

Neste caso obtemos um valor para a sustentação que é aproximadamente igual a 120420 Newton, ou seja, aproximadamente 120 kN.

4 TEORIA DO PERFIL ALAR

Um perfil alar é um corte de uma secção de uma asa. É, portanto, um desenho bidimensional que é projetado para provocar diferenças na direção e velocidade do fluido que o encontra, com o propósito de gerar forças aerodinâmicas.

4.1 Perfis NACA

NACA consiste numa nomenclatura que indica a geometria do perfil alar de uma asa através de uma série de números. É uma forma de organizar os perfis existentes com base nas suas dimensões. Na seguinte figura 8, apresentam-se alguns exemplos e o caso de estudo que será apresentado, o perfil NACA 2412, desenhado em 1933:



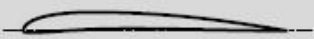

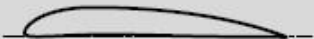
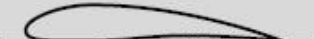






Designation	Date	Diagram
Wright	1908	
Bleriot	1909	
R.A.F. 6	1912	
R.A.F. 15	1915	
U.S.A. 27	1919	
Joukowsky (Göttingen 430)	1912	
Göttingen 398	1919	
Göttingen 387	1919	
Clark Y	1922	
M-6	1926	
R.A.F. 34	1926	
N.A.C.A. 2412	1933	

Figura 8 - – Exemplos de perfis (Anderson, 2007).

4.2 Forças aerodinâmicas

A sustentação é a força perpendicular ao vento relativo que permite que uma aeronave levante voo e, para que isso aconteça, o seu módulo tem de ser superior ao peso da aeronave.

A resistência aerodinâmica é a força coincidente ao vento relativo que se opõe ao movimento do perfil, e resulta da fricção gerada entre os dois. Na figura 9 observam-se as principais forças aerodinâmicas e nomenclatura geral de um perfil alar:

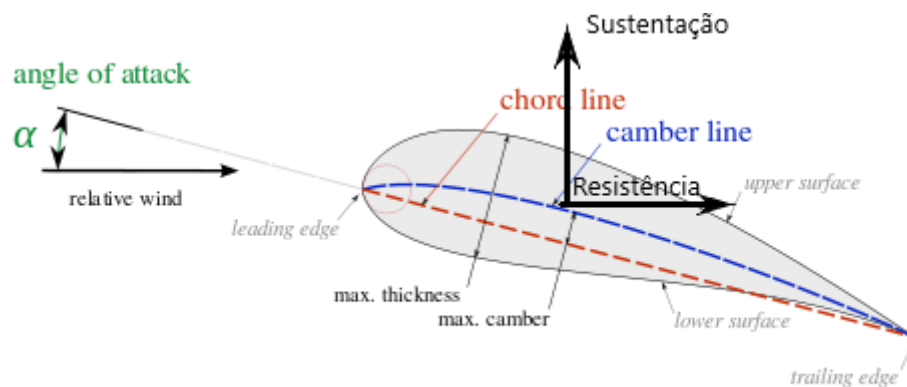


Figura 9 - Sustentação e Resistência aerodinâmica num perfil alar.

Para o cálculo da sustentação é utilizado o teorema de Kutta-Joukowski como visto anteriormente na secção 2.2.4. Neste caso a magnitude do vórtice Γ tem de ser quantificada ao longo da superfície do perfil alar que varia entre 0 e o comprimento total da corda c , e pode ser calculada usando a equação 6 abaixo (Anderson, 2007):

$$L = \rho U \int_0^c \Gamma(x) dx \quad (6)$$

Uma vez que o vórtice depende da superfície do perfil, qualquer deformação, rugosidade, ou alteração da forma geométrica do perfil, vai ter um impacto na superfície total do mesmo, e portanto tem um impacto diretamente proporcional na magnitude do vórtice.

4.3 Efeito da rugosidade

Com o estudo do efeito Magnus realizado e com, mais especificamente, as informações do subcapítulo 2.2, observemos com atenção o efeito da rugosidade numa esfera, como apresentado na figura 10:

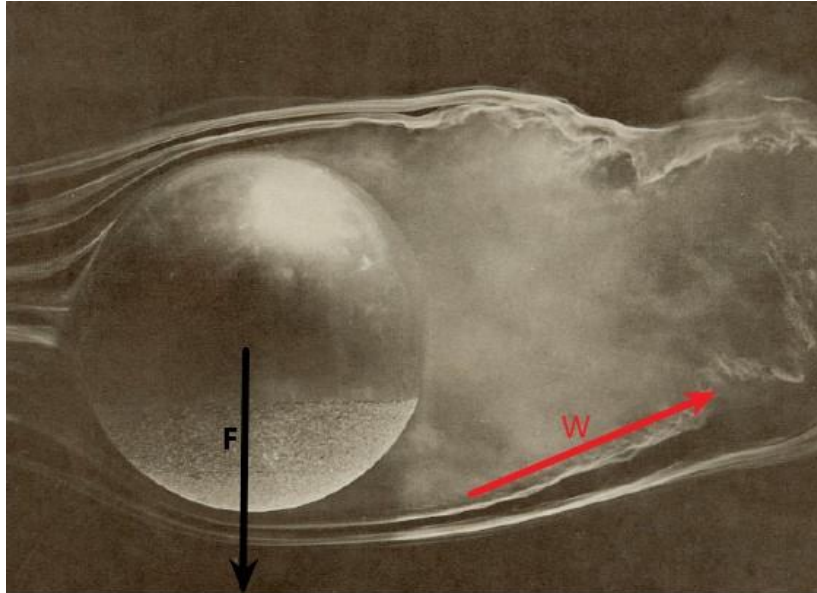


Figura 10 - Efeito da rugosidade na parte inferior de uma esfera. Adaptado de (F.Brown, 1971)Pg.38.

É então possível verificar que a rugosidade tem um efeito muito interessante na camada limite, e conseqüentemente no tipo de escoamento na esteira da esfera. É então claro que a adição de uma superfície rugosa na parte inferior da esfera aumenta a interação do fluido com a esfera, de um modo que o fluido é arrastado, provocando uma deflexão do fluido (“upwash”, w) para cima, resultando numa força F para baixo. Outro efeito é possível de se observar na esteira da esfera: o escoamento mantém-se laminar durante mais tempo após passar pela superfície rugosa e, portanto, o valor da resistência aerodinâmica (“*drag*”) é menor.

O escoamento, quando passa na zona superior da esfera, que é lisa, entra claramente mais cedo num regime de transição e conseqüentemente torna-se turbulento, aumentando o valor da resistência aerodinâmica (“*drag*”).

5 ANÁLISE CFD DE UM PERFIL NACA 2412

Numa tentativa de replicar as causas do efeito Magnus, e verificar o efeito da rugosidade, foram realizados estudos CFD em perfis NACA 2412 com diferentes rugosidades no extradorso na tentativa de melhorar a sua performance ao diminuir a resistência aerodinâmica (“*drag*”) e aumentar a sustentação (“*lift*”).

O primeiro estudo serve como amostra de forma a ter resultados base de performance para poder comparar com os estudos onde a rugosidade é alterada. A ter em conta que as seguintes condições iniciais são iguais nos estudos realizados: $(U)Mach=0,5$ e um ângulo de incidência de 0,07 radianos, cerca de 4 graus. O software utilizado na análise foi o *SolidWorks* 2018 com o módulo “*Flow Simulation*”.

5.1 Perfil NACA 2412 liso

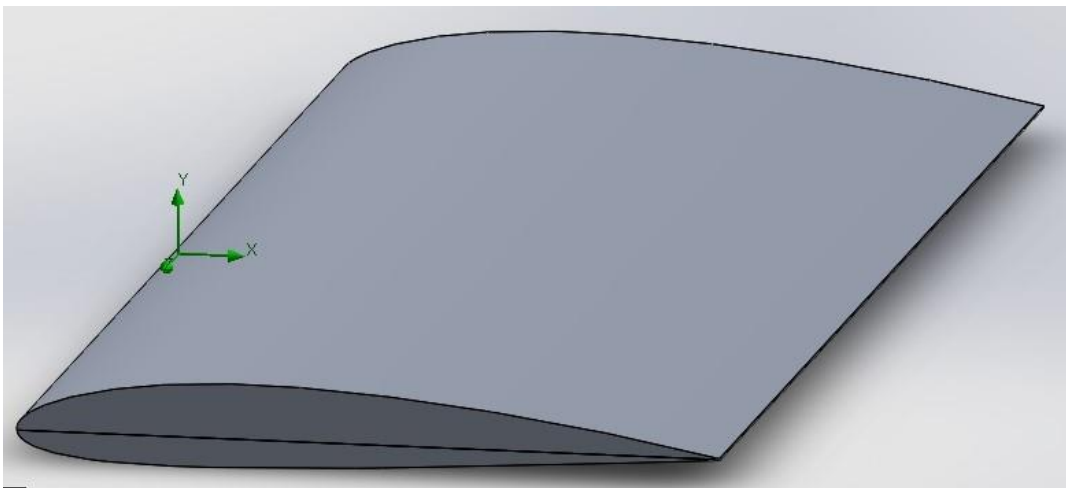


Figura 11 - Perfil NACA 2412 com superfície lisa.

Na figura 11 é possível comprovar que o perfil usado na análise não possui nenhuma irregularidade na sua forma geométrica, apresentando uma superfície lisa no intra e extradorso do perfil.

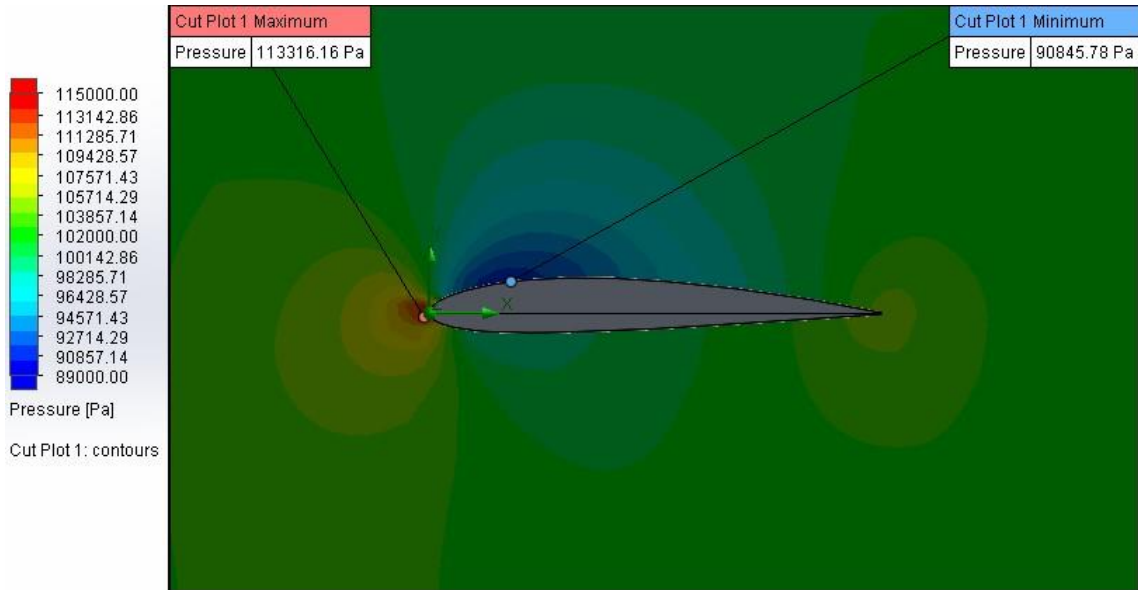


Figura 12 - Distribuição de pressão ao longo do perfil NACA 2412.

A figura 12 permite-nos ver a distribuição da pressão ao longo do perfil e verificar que o mesmo gera diferenças de pressão no intra e extradorso. A azul encontram-se as zonas de baixa pressão e com valores medidos em Pascal.

Foram então obtidos os seguintes resultados para os valores de sustentação (“*lift*”) e resistência (“*drag*”):

Sustentação = 52 981 Newton

Resistência = 3 080 Newton

Uma outra medida de comparação útil a ter em conta é o rácio de sustentação sobre a resistência, que indica a eficiência aerodinâmica. Quanto maior for o rácio, mais eficiente será a asa. Neste caso a eficiência aerodinâmica é a seguinte:

$$Eficiência\ aerodinâmica = \frac{Sustentação}{Resistência} = \frac{52981}{3080} \approx 17,2$$

5.2 Perfil NACA 2412 com rugosidade alterada

5.2.1 Teste 1

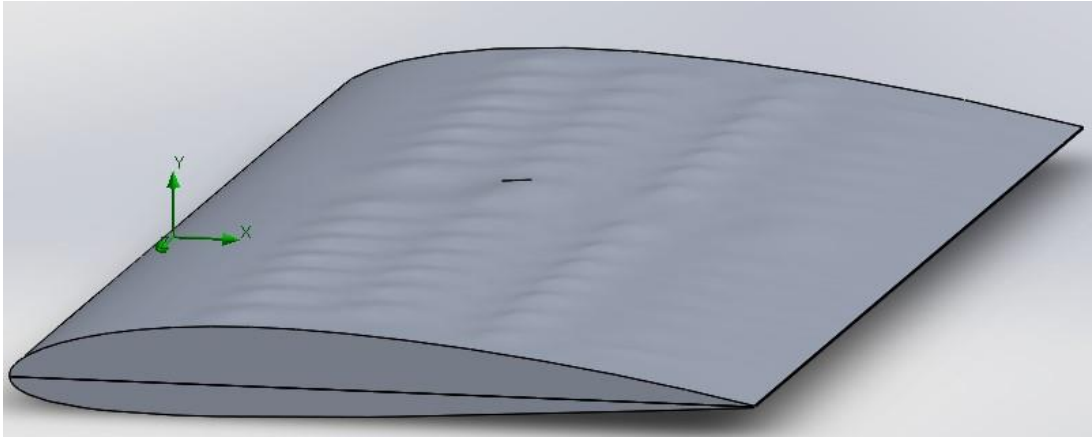


Figura 13 - Perfil NACA 2412 com superfície alterada (teste 1).

Na figura 13 é possível observar irregularidades na superfície do extradorso. Estas foram criadas a partir da ferramenta “*Free Form*” do *SolidWorks*, e têm as seguintes dimensões: As primeiras três filas possuem deformações de 20mm e a última fila menos visível tem deformações de 10mm. Foi também criada uma linha de simetria para as deformações a meio da largura do perfil. A figura 14 abaixo exhibe o resultado desta simulação.

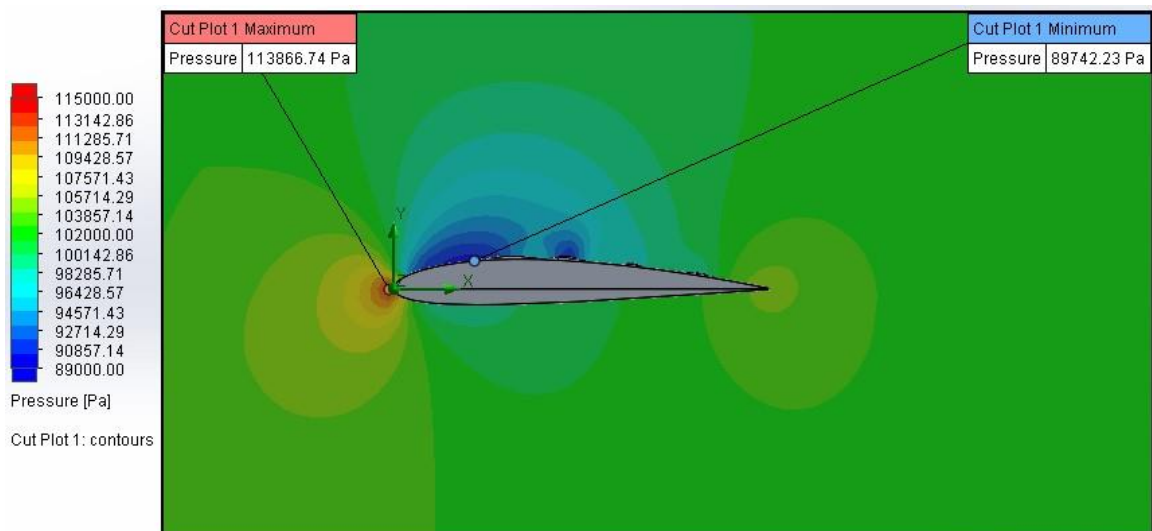


Figura 14 - Distribuição de pressão ao longo do perfil NACA 2412 com superfície alterada (teste 1).

Foram obtidos os seguintes resultados para os valores de sustentação (“*lift*”) e resistência (“*drag*”):

Sustentação = 61 031 Newton

Resistência = 2 151 Newton

Neste caso a eficiência aerodinâmica é a seguinte:

$$Eficiência\ aerodinâmica = \frac{Sustentação}{Resistência} = \frac{61031}{2151} \approx 28,4$$

Ao comparar os resultados do teste 1 com os do perfil NACA 2412 liso, verificamos que o perfil com a superfície alterada foi capaz de obter uma redução da resistência aerodinâmica em cerca de 30% e ao mesmo tempo obteve um aumento da sustentação em cerca de 15%.

5.2.2 Teste 2

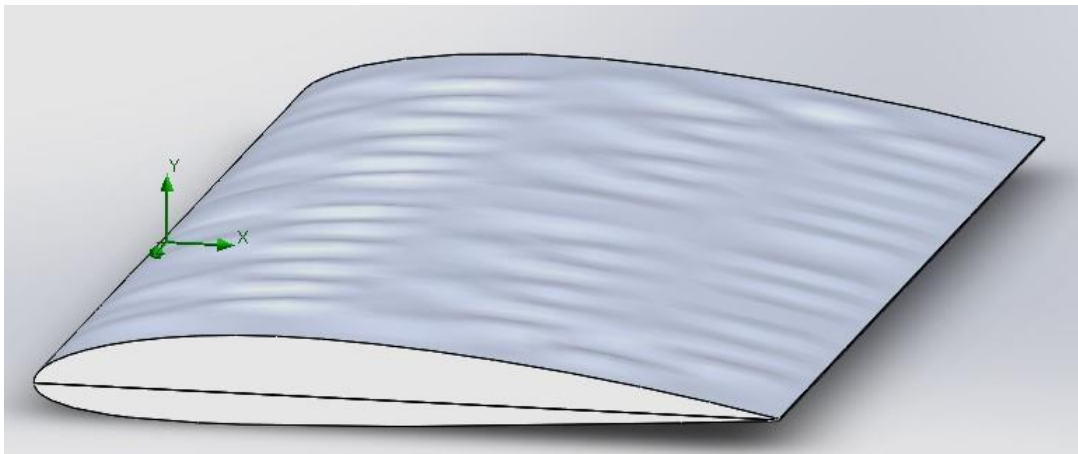


Figura 15 - Perfil NACA 2412 com superfície alterada (teste 2).

Na figura 15 é possível observar irregularidades na superfície do extradorso, organizadas por sete filas, com deformações que têm as seguintes dimensões: 15mm, 20mm, 15mm, 20mm, 15mm, 10mm, 10mm. Foi criada novamente uma linha de simetria para as deformações a meio da largura do perfil. Na figura 16 apresenta-se o resultado dessa simulação.

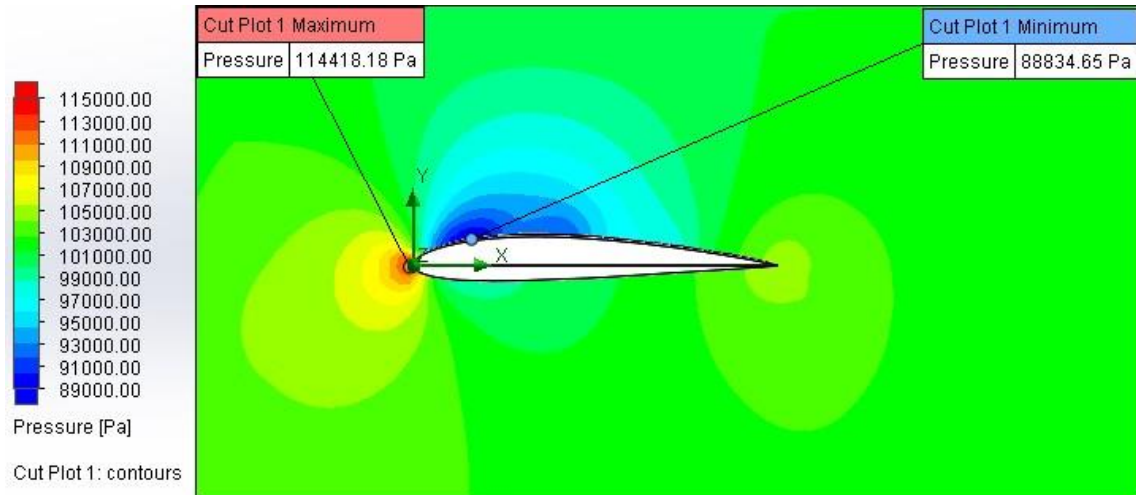


Figura 16 - Distribuição de pressão ao longo do perfil NACA 2412 com superfície alterada (teste 2).

Foram obtidos os seguintes resultados para os valores de sustentação (“*lift*”) e resistência (“*drag*”):

Sustentação = 66 150 Newton

Resistência = 1 847 Newton

Neste caso a eficiência aerodinâmica é a seguinte:

$$Eficiência\ aerodinâmica = \frac{Sustentação}{Resistência} = \frac{66150}{1847} \approx 35,8$$

Ao comparar os resultados do teste 2 com os do perfil NACA 2412 liso, verificamos que o perfil com a superfície alterada foi capaz de obter uma redução da resistência aerodinâmica em cerca de 40% e ao mesmo tempo obteve um aumento da sustentação em cerca de 24,8%.

5.2.3 Teste 3



Figura 17 - Perfil NACA 2412 com superfície alterada (teste 3).

Na figura 17 já é mais difícil de observar as irregularidades na superfície do extradorso, que estão organizadas por sete filas, com deformações menores que têm as seguintes dimensões: 5mm, 10mm, 5mm, 10mm, 5mm, 10mm, 5mm. Foi criada novamente uma linha de simetria para as deformações a meio da largura do perfil. A figura 18 apresenta o resultado desta simulação.

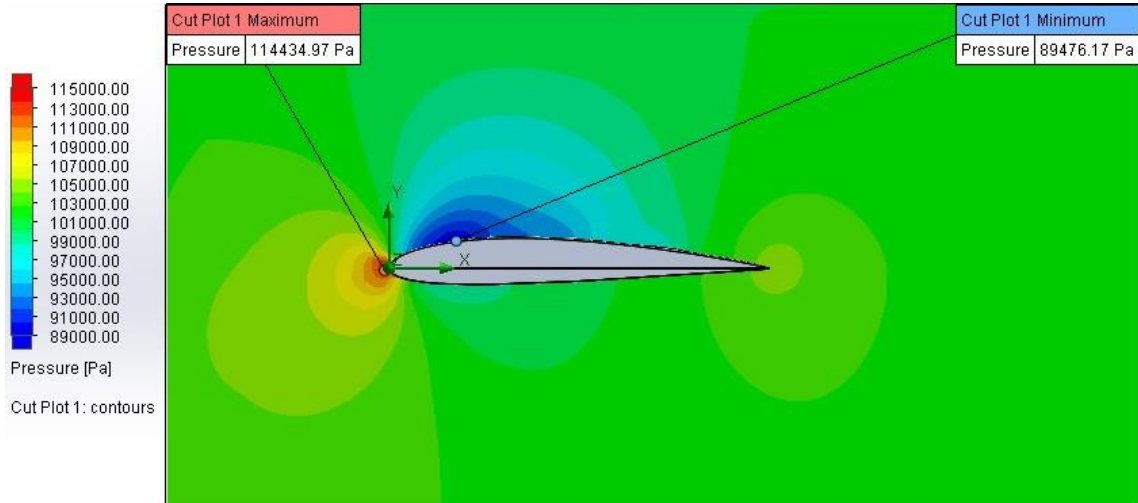


Figura 18 - Distribuição de pressão ao longo do perfil NACA 2412 com superfície alterada (teste 3).

Foram obtidos os seguintes resultados para os valores de sustentação (“*lift*”) e resistência (“*drag*”):

Sustentação = 60 769 Newton

Resistência = 1 792 Newton

Neste caso a eficiência aerodinâmica é a seguinte:

$$Eficiência\ aerodinâmica = \frac{Sustentação}{Resistência} = \frac{60769}{1792} \approx 33,9$$

Ao comparar os resultados do teste 3 com os do perfil NACA 2412 liso, verificamos que o perfil com a superfície alterada foi capaz de obter uma redução da resistência aerodinâmica em cerca de 41,8% e ao mesmo tempo obteve um aumento da sustentação em cerca de 14,7%.

A tabela 1 abaixo apresenta os resultados dos três testes do perfil NACA 2412 com a superfície do extradorso modificada em comparação com o resultado do perfil liso, de forma a ter-se uma visão geral dos resultados.

Tabela 1 – Resultados obtidos através da realização do teste CFD aos três casos em estudo.

	Sustentação (N)	Resistência (N)	Eficiência aerodinâmica
NACA 2412 liso	52981	3080	17,2
Teste 1	61031 (↑ 15%)	2151 (↓ 30%)	28,4 (↑ 65%)
Teste 2	66150 (↑ 24,8%)	1847 (↓ 40%)	35,8 (↑ 108%)
Teste 3	60769 (↑ 14,7%)	1792 (↓ 41,8%)	33,9 (↑ 97%)

6 CONCLUSÃO

O estudo do efeito Magnus permitiu-me melhorar os conhecimentos de aerodinâmica e ajudou-me a compreender melhor as relações entre a camada limite, o tipo de escoamento e a forma geométrica do objeto que atravessa o fluido.

Neste estudo foi possível observar que é essencial que ocorram fenómenos como a separação tardia do fluido e a deflexão do mesmo (“Downwash”), de forma a que a eficiência aerodinâmica seja otimizada. Isto foi conseguido com a adição de irregularidades no extradorso do perfil NACA 2412, que aumentam a interação entre os dois e permitiram que o fluido fosse arrastado, criando forças como o downwash (uma das componentes responsáveis pela força Magnus) que tem um impacto direto na sustentação.

Os resultados do teste 1 mostram claramente o efeito positivo que as deformações tiveram sob a performance do perfil. No teste 2 o número de deformações aumentou 3,5 vezes, mantendo a média do tamanho de deformações do teste 1, e os resultados obtidos mostram que o aumento no número destas deformações melhorou bastante o performance aerodinâmico do perfil. No teste 3 o número de deformações manteve-se constante ao do teste 2, no entanto, as dimensões das deformações foram reduzidas para ter uma ideia do seu impacto. Neste caso apenas foi conseguido uma redução da resistência aerodinâmica em relação ao teste 2. Desta forma, e olhando para os valores da eficiência aerodinâmica, o teste 2 foi aquele que obteve os melhores resultados, qual seja, um aumento de cerca de 25% na sustentação e uma redução de cerca de 40% na resistência aerodinâmica.

Os resultados obtidos são de certa forma preliminares, uma vez que, apesar de se ter testado três variações das irregularidades do extradorso, a velocidade e o ângulo de ataque não foram variados. Requer, portanto, um estudo posterior mais completo que mapeie todas as variações possíveis para obter resultados mais legítimos e que retratem o problema na sua globalidade. O software também deve ser tido em conta, uma vez que o *SolidWorks* com o módulo *Flow Simulation*, apesar de ser capaz de realizar este tipo de simulações, não é o mais indicado para tal, uma vez que existem softwares dedicados para o problema em questão.

7 REFERÊNCIAS

F.Brown. (1971). *See the wind blow*. Notre Dame.

Anderson, J. D. (2007.). *Fundamentals of Aerodynamics, 5th ed.* McGraw-Hill.

MIT OpenCourseWare. (12 de 5 de 2019). Obtido de <https://ocw.mit.edu/index.htm>

Seifert, J. (2012). A review of the Magnus effect in aeronautics. *Progress in Aerospace Sciences*, 17-45.

White, F. M. (2011). *Mecânica dos Fluidos, 6ªed.* McGraw-Hill.