

# Um estudo das forças de sustentação e arrasto em função da distribuição de pressão em corpos aerodinâmicos

daniel M Carvalho<sup>\*a</sup>, Victor Santoro Santiago<sup>\*b</sup>

<sup>a, b</sup>Instituto Militar de Engenharia. Seção de Engenharia Mecânica, Rio de Janeiro, Praça General Tibúrcio, 80 – Urca, CEP: 22290-270 Rio de Janeiro, Brasil

\*daniel.carvalho@ime.eb.br, \*santoro@ime.eb.br

**RESUMO:** O presente artigo buscou analisar os efeitos da geometria de uma superfície de sustentação no cálculo de seu arrasto induzido. Para tal, foi simulado o escoamento ao redor de um aerofólio 3D, o qual impõe uma distribuição de pressão em forma de sino. Os resultados dos esforços e do momento de guinada resultantes para diversos ângulos de ataque foram então comparados aos tradicionalmente obtidos por uma distribuição de pressão elíptica, comprovando o surgimento da guinada proversa com consequente diminuição do arrasto induzido.

**PALAVRAS-CHAVE:** Distribuição de pressão, superfícies de sustentação, arrasto induzido.

**ABSTRACT:** The present article aimed to analyze the effects of the lift surface geometry in the calculation of its induced drag. For this purpose, the flow around a 3D airfoil was simulated, at the influence of pressure distribution on the bell-shaped. The results of the efforts and yaw moments from different attack angles was compared with ones from traditional elliptical pressure distribution, proving the appearance of the proverse yaw with a consequent decrease of induced drag.

**KEYWORDS:** Pressure distribution, lift surfaces, induced drag.

## 1. Introdução

Superfícies de sustentação e controle são utilizadas em diversos ramos da engenharia, como em aeronaves, máquinas de fluxo, mísseis e foguetes. Entretanto, as forças que dão origem à sustentação também causam uma força contrária ao movimento, conhecida como arrasto ou, mais precisamente, arrasto induzido. Essa força é responsável por aproximadamente 40% do arrasto total no corpo e, em baixa velocidade, esse número se torna ainda maior, podendo alcançar 90% [1].

Desta forma, este artigo analisa a influência da geometria de uma asa na geração do arrasto induzido. Para tal, será explorada a distribuição de pressão em formato de sino, proposta pelo Prandtl. Esse formato é baseado no modelo utilizado em Bower [2], o qual será desenvolvido no *SOLIDWORKS*<sup>TM</sup> e simulado no *ANSYS Fluent*<sup>TM</sup>, uma vez que, ambos os softwares, atendem às complexidades exigidas pelo projeto.

Além dessa análise, será avaliado também o momento de guinada, verificando a existência da

guinada reversa (*proverse yaw*) para o modelo de distribuição de pressão em forma de sino.

## 2. Fundamentação teórica

A seguir são apresentados alguns princípios físicos envolvidos e as teorias que sustentam.

### 2.1 Forças aerodinâmicas

Para Araújo [3], o movimento relativo de um fluido ocasiona alterações de distribuição de pressão ao redor do corpo por onde esta passa, além de causar tensões cisalhantes na superfície. Se somados, esses efeitos dão origem às forças aerodinâmicas conhecidas como sustentação e arrasto.

#### 2.1.1 Sustentação

A sustentação, como mencionado, é uma das forças geradas pelo movimento relativo entre o fluido e o corpo. Sua magnitude é diretamente proporcional à densidade do ar ( $\rho$ ), à área de superfície da asa ( $A$ ),

e ao quadrado da velocidade relativa do escoamento ( $V$ ), como mostra a equação 1 abaixo (Abbot [4]).

$$F_L = C_L \frac{\rho V^2}{2} A \quad (1)$$

onde  $C_L$  é chamado de coeficiente de sustentação, sendo obtido em função do modelo do perfil aerodinâmico, do número de Reynolds e do ângulo de ataque. Ele representa a eficiência do perfil em gerar a força de sustentação (Ribeiro [5]).

## 2.1.2 Arrasto

O arrasto, como mencionado, é a força na direção e sentido do escoamento. Sua origem provém das forças de atrito na superfície (origem viscosa), das forças de pressão, e da força de sustentação (arrasto induzido).

Além dessas três forças de arrasto, existe mais uma quando se trata de velocidade supersônica, onde as ondas de choque interferem no movimento. Entretanto, como este artigo se restringe apenas às velocidades subsônicas, este efeito não será explorado.

### 2.1.2.1 Arrasto de atrito

O arrasto de atrito é proveniente da existência de uma camada limite, a qual é a região adjacente a uma superfície sólida, onde tensões viscosas estão presentes em contraposição à corrente livre, em que estas tensões viscosas são desprezíveis [6].

Segundo [6], a força de arrasto relativa ao atrito de superfície pode ser calculada por:

$$F_D = \int \tau_w dA \quad (2)$$

onde  $A$  é a área total da superfície em contato com o fluido  $\tau_w$  e é a tensão cisalhante devido a camada limite.

### 2.1.2.2 Arrasto de forma ou de pressão

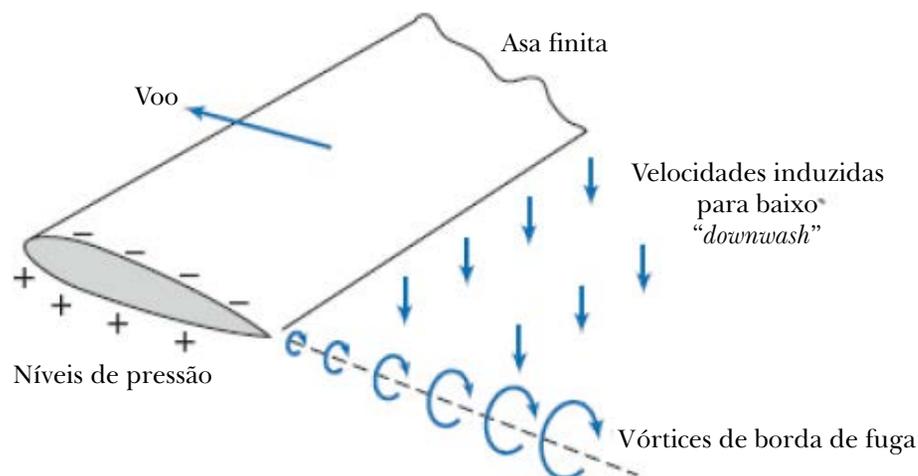
O arrasto de forma ou de pressão está relacionado à geometria do corpo, a qual pode gerar uma diferença de pressão no bordo de ataque para o bordo de fuga que, em última análise, é responsável pela formação da esteira viscosa [6]. Sua magnitude é expressa por:

$$F_p = \int p dA \quad (3)$$

onde  $p$  é a pressão na superfície.

### 2.1.2.3 Arrasto induzido

Em corpos que geram sustentação surge o arrasto induzido, o qual está relacionado à diferença de pressão entre a parte superior e inferior da asa. O ar que está no intradorso tende a fluir para o extradorso, induzindo um turbilhonamento na ponta da asa, gerando os denominados vórtices de ponta de asa, como ilustrado na **Figura 1**. Este fenômeno é uma das principais causas da formação da esteira viscosa que provoca resistência ao avanço do corpo [6].



**Fig. 1** – Vórtices na ponta da asa. Fonte: [6].

Para Prandtl, o coeficiente de arrasto induzido ( $C_{D,i}$ ) está relacionado ao coeficiente de sustentação e à razão de aspecto de forma [7], o que revela a dependência que esse arrasto possui com a sustentação.

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\Pi e AR} \quad (4)$$

onde  $C_L$  é o coeficiente de sustentação, é a razão de aspecto de forma, é o fator de eficiência.

$$F_D = C_D \frac{\rho V^2}{2} A \quad (5)$$

$$C_D = C_{D,i} + C_{D0} \quad (6)$$

onde  $C_{D0}$  é o coeficiente de arrasto parasita, resultante da soma do arrasto de forma com arrasto de atrito, obtido experimentalmente.

## 2.2 Momentos aerodinâmicos

Essas forças podem ser consideradas aplicadas em um único ponto chamado de centro aerodinâmico e, dependendo do ângulo de ataque, aparecerá um momento em torno deste ponto que é dado por

$$M = C_M \frac{\rho V^2}{2} LA \quad (7)$$

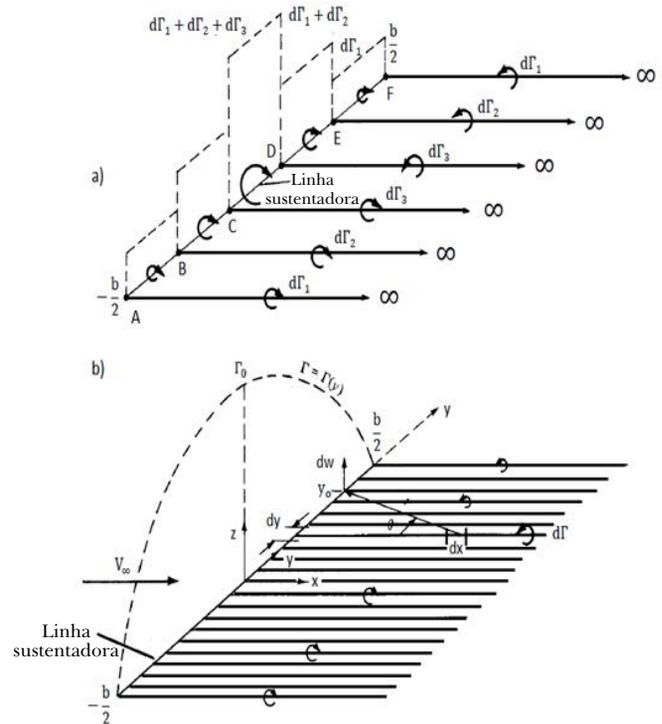
onde  $L$  é um comprimento de referência e  $C_M$  é o coeficiente de momento aerodinâmico, que também é obtido experimentalmente.

Esse momento, quando decomposto nos 3 eixos principais, gerará os 3 movimentos de rotação característicos da aeronave, que são a rolagem, a guinada e a arfagem.

## 2.3 Teoria clássica de Prandtl

Prandtl desenvolveu a sua teoria entre 1911-1918, recorrendo ao conhecimento existente relativo aos filamentos de vórtices, que, por sua vez, representam um papel importante na síntese de escoamentos complexos. Sua premissa era que a intensidade de circulação não deveria variar ao longo da asa. Porém, observações relatavam que tal fato não era realista para uma asa finita. Assim, Prandtl sugeriu mudar o

formato da asa, sobrepondo determinados filamentos de vórtices com intensidade de circulação diferentes. Como mostra a **Figura 2** [7].



**Fig. 2** – Sobreposição de números, finitos (a) e infinitos (b), de filamentos de vórtices ao longo da linha sustentadora. Fonte: adaptado de [7].

Os vórtices livres são responsáveis pelo surgimento da velocidade induzida  $w$  ao longo do eixo da asa perpendicular à linha sustentadora. Essa velocidade, num dado ponto  $y_0$ , é obtida através da contribuição de todos os vórtices livres, conforme mostra a equação 8:

$$w(y_0) = \frac{-1}{4\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{\left(\frac{d\Gamma}{dy}\right) dy}{y_0 - y} \quad (8)$$

onde  $b$  é a envergadura e é um ponto ao longo da linha sustentadora.

Uma vez que a velocidade do escoamento não perturbado,  $V_\infty$ , é, por norma, muito superior à componente descendente,  $w$ , o ângulo induzido  $\alpha_i$  toma um valor relativamente pequeno. Deste modo, o cálculo do ângulo induzido pode ser simplificado pela seguinte forma:

$$\alpha_i(y_p) = -\frac{w(y_p)}{V_\infty} \quad (9)$$

A teoria de *Kutta–Jukovski* prevê que a distribuição da sustentação ( $L$ ) está relacionada com a circulação, segundo a equação 10:

$$L = \rho V_\infty \Gamma(y_p) \quad (10)$$

Assim, considerando essa teoria, a definição de coeficiente de sustentação e o conceito de ângulo de ataque efetivo, que é o ângulo entre a corda e o escoamento relativo, chega-se à equação fundamental da teoria da linha de sustentação de Prandtl, representada por:

$$\alpha(y_0) = \frac{2\Gamma(y_0)}{\alpha_0 V_\infty c(y_0)} + \alpha_{L=0} + \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \left( \frac{d\Gamma}{dy} \right) \frac{dy}{y_0 - y} \quad (11)$$

onde  $\Gamma(y)$  é a intensidade da circulação,  $\alpha_0$  é o declive da curva de sustentação,  $c(y_0)$  é a corda em  $y = y_0$  e  $\alpha_{L=0}$  é o ângulo de ataque para sustentação zero.

### 2.3.1 Distribuição de pressão elíptica

A distribuição elíptica possui a seguinte intensidade de circulação:

$$\Gamma(y) = \Gamma(y_0) \sqrt{1 - \left( \frac{2y}{b} \right)^2} \quad (12)$$

Portanto pelas equações 8 e 9, resultam no seguinte ângulo induzido:

$$\alpha_i = \frac{AC_L}{\pi b^2} \quad (13)$$

Para o coeficiente de arrasto induzido [7]:

$$C_{D,i} = \frac{2}{V_\infty A} \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \alpha_i(y) dy \quad (14)$$

Resolvendo:

$$C_{D,i} = \frac{AC_L^2}{\pi b^2} \quad (15)$$

Portanto, para a força de arrasto:

$$F_{Di} = \frac{AC_L^2}{\pi b^2} \left( \frac{\rho V^2}{2} A \right) \quad (16)$$

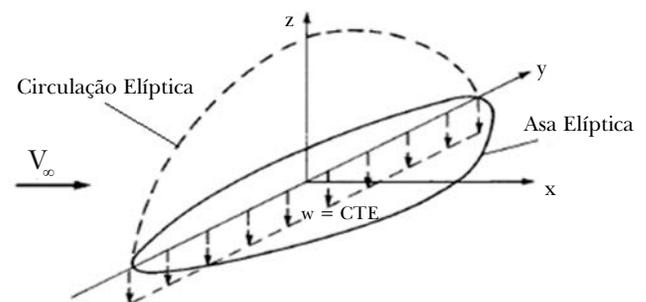
Como resultado, pode-se observar que uma geometria de sustentação elíptica não pode desenvolver unicamente sustentação livremente, há sempre um preço a se pagar, que será o arrasto induzido.

É interessante observar a relação entre a circulação com a distribuição pressão, e a relação entre a circulação com a geometria do corpo. Segundo a equação 10, a distribuição de pressão está diretamente relacionada à circulação. Deste modo, como a circulação é elíptica, a distribuição de pressão também será.

Considerando que não haja torção na geometria e nem torção dinâmica ao longo da extensão da asa, teremos que tanto  $\alpha$  como  $\alpha_{L=0}$  serão constantes. Pelo conceito do ângulo efetivo e pela teoria de *Kutta–Jukovski*, obtém-se a seguinte equação para a relação entre a circulação e a geometria do corpo:

$$c(y) = \frac{L(y)}{c_L \frac{\rho V_\infty^2}{2}} \quad (17)$$

Como  $c(y)$  é diretamente proporcional à distribuição de pressão que possui um formato elíptico, então a corda varia elípticamente ao longo de sua extensão, como ilustra a **Figura 3**.



**Fig. 3** – Asa elíptica. Fonte: [7].

### 2.3.2 Distribuição de pressão em forma de Sino

Prandtl, em 1933, e Horten, em 1935, desenvolveram trabalhos separadamente a respeito da geometria

que possui o arrasto induzido mínimo. O primeiro, corrigindo a sua teoria de 1922, calculou a força de arrasto induzida total para uma asa cuja distribuição de pressão possui formato de sino, concluindo que esta nova distribuição é mais eficiente que a distribuição de pressão elíptica, no sentido de reduzir ainda mais o arrasto induzido. Entretanto, ele não examinou a distribuição dessa força em torno da extensão da asa e falhou na sua implicação. Coube, assim, à Horten 1935, calcular a distribuição dessa força, concluindo, em 1950, que possivelmente existe uma singularidade nessa distribuição. O que o Prandtl falhou e Horten acreditava existir, se trata da guinada reversa [2].

A solução para a distribuição de circulação em forma de sino, desenvolvida por Prandtl em 1933, foi:

$$\Gamma(\dot{\theta}) = (1 - \dot{\theta}^2)^{\frac{3}{2}} \quad (18)$$

Chegando ao *downwash* de:

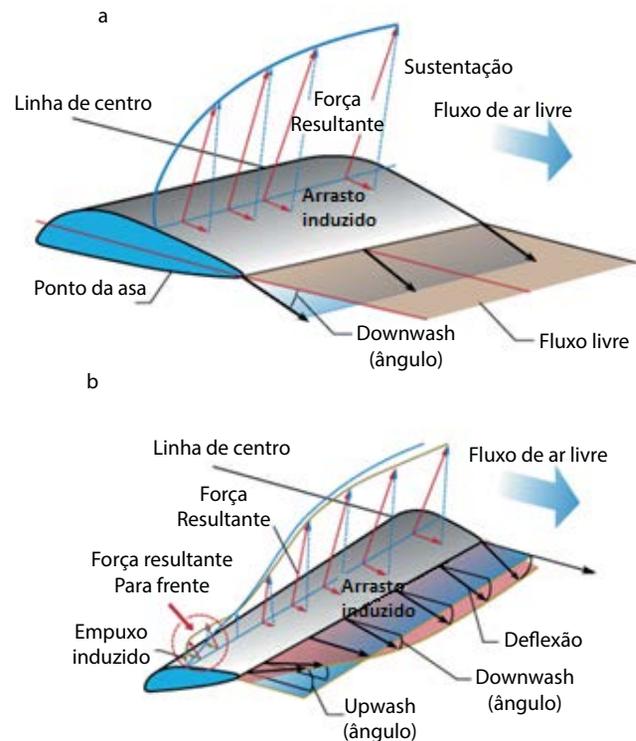
$$w(y) = \frac{3}{2} \left( y^2 - \frac{1}{2} \right) \quad (19)$$

A **Figura 4** ilustra as duas distribuições de Prandtl, 1922 e 1933.

Pode-se perceber que a distribuição de pressão elíptica mostrada na **Figura 4(a)** produz uma resultante de arrasto induzido constante na direção e sentido do escoamento, em função do *downwash* constante ao longo de toda a extensão da asa. Por outro lado, na **Figura 4(b)**, pode-se ver a transição do *downwash* para o *upwash* ao longo da asa. A força de sustentação resultante nessa região de *upwash* é inclinada para a frente, e sua componente horizontal representa um empuxo induzido na ponta da asa, o qual explica o surgimento da guinada reversa [2].

Como consequência, ao ser acrescentada uma superfície de controle (*aileron* ou *elevon*) para gerar momento de rolagem numa asa elíptica, também será produzido um momento de guinada para o exterior, que se opõe à guinada pretendida, e por este motivo é denominada guinada adversa. Por sua vez, uma asa com distribuição de pressão em forma de sino produziria um momento que auxilia o controle, uma vez que contribui com a guinada pretendida e, por este

motivo, é denominada guinada reversa ou proversa. Assim, as aeronaves que possuem distribuição de pressão elíptica precisam de dispositivos que auxiliam a guinada, como o leme/estabilizador horizontal, aparato que poderia ser reduzido ou até mesmo dispensado no modelo de distribuição de pressão em forma de sino. Cabe ressaltar que a supressão do leme também representaria uma redução de peso e de arrasto na aeronave como um todo.



**Fig. 4** – Explicação de Prandtl. Fonte: [2].

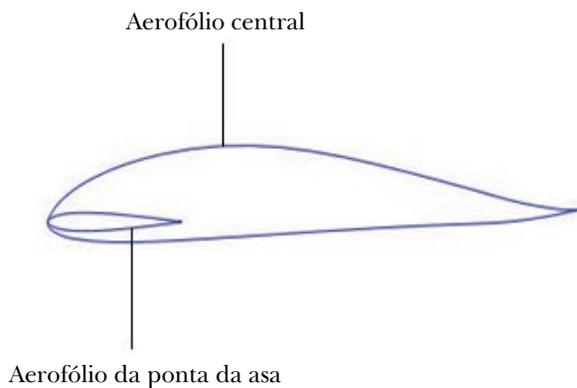
### 3. modelagem computacional

O capítulo disserta a modelagem da asa com perfil de pressão em forma de sino proposta por [2] e a sua superfície de controle, o *elevon*, que será adicionado a ela.

#### 3.1 Asa de Bower

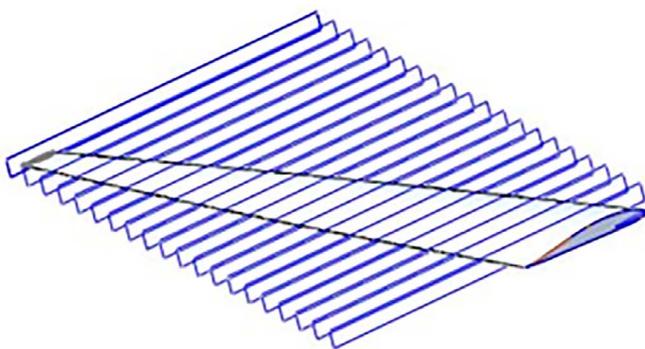
A modelagem dessa asa foi feita utilizando os dados de [2] que disponibilizou os aerofólios em coordenadas. Estas coordenadas foram inseridas

no *SOLIDWORKS*<sup>TM</sup>, resultando nas superfícies do aerofólio central e do aerofólio da ponta da asa, como mostra a **Figura 5**. Estas superfícies possuem uma distância de 1874,52 mm uma da outra.



**Fig. 5** – Visão lateral. Fonte: autoria própria (2020).

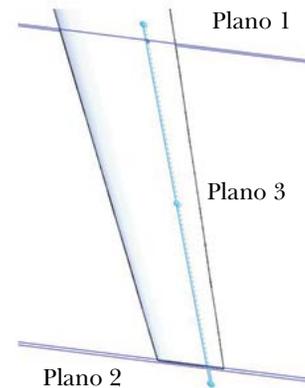
Foram feitas 20 divisões igualmente espaçadas de 93,73 mm da raiz da asa até a sua ponta. Em cada subdivisão foram colocados planos contendo o aerofólio com os ângulos de torção descritos em [2]. Em cada plano, os aerofólios foram posicionados de tal forma que a asa obtivesse um ângulo de enflechamento de 24° e 1,25° de diedro positivo. A **Figura 6** mostra o resultado desta operação, sendo indicados os planos intermediários.



**Fig. 6** – Planos de divisão da asa. Fonte: autoria própria (2020).

Para ser possível a adição da superfície de controle, foram realizados os seguintes processos na asa:

- 3 planos bases para o recorte, como mostra a **Figura 7**; e interseção desses planos e a asa para recortar o *elevon*.



**Fig. 7** – Planos para recorte. Fonte: autoria própria (2020).

### 3.2 Modelagem da superfície de controle

Para a construção dessa superfície de controle, **Figura 8**, foram realizados os seguintes procedimentos:

- Planos bases idênticos aos planos de recorte;
- Interseção dos planos e asa;
- Combinação das interseções;
- Detalhamento da estrutura do *elevon*.



**Fig. 8** – Elevon. Fonte: autoria própria (2020).

## 4. Resultado e discussões

As simulações admitiram 3 configurações possíveis para o *elevon*, -5°, 0° e 5°, todas feitas no *ANSYS Fluent* utilizando o modelo SST para descrever o fenômeno de turbulência. Esse modelo é amplamente utilizado pela comunidade acadêmica devido à sua característica de combinar vantagens de outros dois modelos *K- $\omega$*  e *K- $\epsilon$* .

## 4.1 Forças e momentos aerodinâmicos

Como resultado dessas simulações foram obtidos os valores dos parâmetros aerodinâmicos presentes na **Tabela 1** para a configuração de Bower [2], com distribuição de pressão no formato de sino.

**Tab. 1** - Resultados para o modelo de Bower [2]

Parâmetro	Valor		
Ângulo de ataque -	-5°	0°	5°
Coef. de arrasto -	0,0096	0,0095	0,0108
Coef. de sustentação -	0,1567	0,1266	0,1123
Coef. de momento -	0,0105	0,0090	0,0107
Força de arrasto (N) -	59,17	58,26	66,33
Força de sustentação (N) -	960,61	775,98	688,21
Momento de guinada (N.m) -	64,76	55,14	65,70

Comparando os valores de coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) e força de arrasto ( $F_a$ ) entre as configurações (-5°, 0° e 5°), observa-se que, com o ângulo de ataque de 0°, a força de arrasto é menor do que para os demais ângulos, que é condizente com a teoria, pois ao inserir um ângulo no *elevon*, aumenta-se a área de contato com ar e, conseqüentemente, a força de arrasto se torna maior. Observa-se também que o arrasto é maior para o ângulo de 5°, uma vez que a torção na asa de Bower [2] faz com que na ponta os 5° sejam maiores em relação ao escoamento, o que explica o arrasto maior. Por sua vez, com o ângulo de -5°, o escoamento deverá ser menor nas seções próximas das pontas da asa.

Os valores de coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) e força de sustentação ( $F_L$ ) também estão coerentes com a teoria, pois quanto menor é o ângulo do *elevon* maior é a força vertical.

Em relação ao momento de guinada, pode-se observar que tanto na configuração de -5° como na de 5° possuem momentos maiores que no 0° para ambos os modelos, o que pode ser explicado pela presença da superfície de controle próximo a ponta, gerando, desta forma, um arrasto maior e, conseqüentemente, um momento de guinada maior. Pode-se observar, também, que o momento de guinada resultante, ao se considerar a asa de Bower [2] completa, sendo 5° em uma extremidade e -5° em outra, será de -0,9413 N.m, o que revela o aparecimento do momento de guinada reversa, favorecendo a aeronave nas curvas. Como previsto, este fenômeno não ocorre com a tradicional distribuição

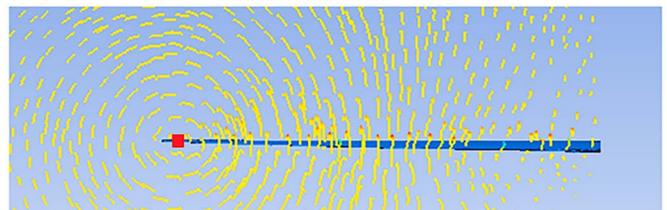
de pressão elíptica, em que percebe-se um momento de guinada adversa de 14,2647 N.m, valor encontrado na simulação de uma asa com modelo de distribuição elíptica nas mesmas condições.

## 4.2 Asa de Bower

Além das forças e coeficientes calculados, analisou-se também a distribuição da pressão em 6 planos localizados em 0%, 40%, 60%, 80%, 90% e 100% da raiz da asa.

Os resultados para a configuração com ângulo de ataque de -5° de Bower [2] são apresentados nas **Figura 9** e **11**. Observa-se que avariação da componente de sustentação ocorreu de forma gradual ao longo da envergadura, evidenciando a mudança de *downwash* na região próxima à raiz da asa para *upwash* na região próxima à ponta da asa, como comprovado na **Figura 9**, a qual mostra o escoamento na visão do plano de entrada, onde o quadrado vermelho indica a linha central do vórtice.

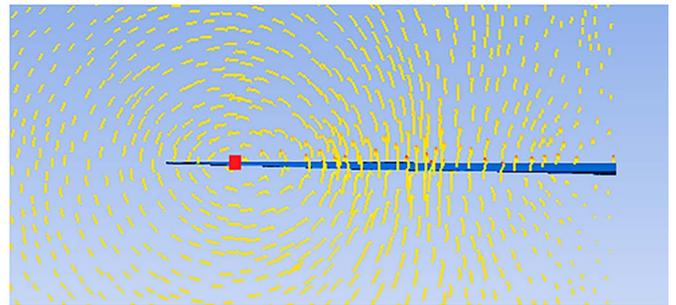
A partir das imagens da **Figura 11**, observa-se uma distribuição de pressão cuja resultante gera uma força para cima e uma força de arrasto no sentido oposto ao escoamento. Pode-se destacar as **Figura 11(d)**, **11(e)** e **11(f)**, nas quais há o surgimento de uma pressão considerável no intradorso da asa gerado pelo *elevon*, caracterizando maior sustentação. Outro resultado é a variação da componente vertical ao longo da envergadura. Da **Figura 11(a)** até a **Figura 11(e)**, observa-se a componente da sustentação na mesma direção e sentido do escoamento indicado pela seta nas figuras, revelando o surgimento do arrasto induzido. Entretanto, na **Figura 11(f)**, é possível perceber que a componente da sustentação, representada pela resultante da pressão, se direciona progressivamente para o sentido contrário ao escoamento, à medida que se aproxima da ponta da asa, o que caracteriza o empuxo que gera o fenômeno da guinada reversa.



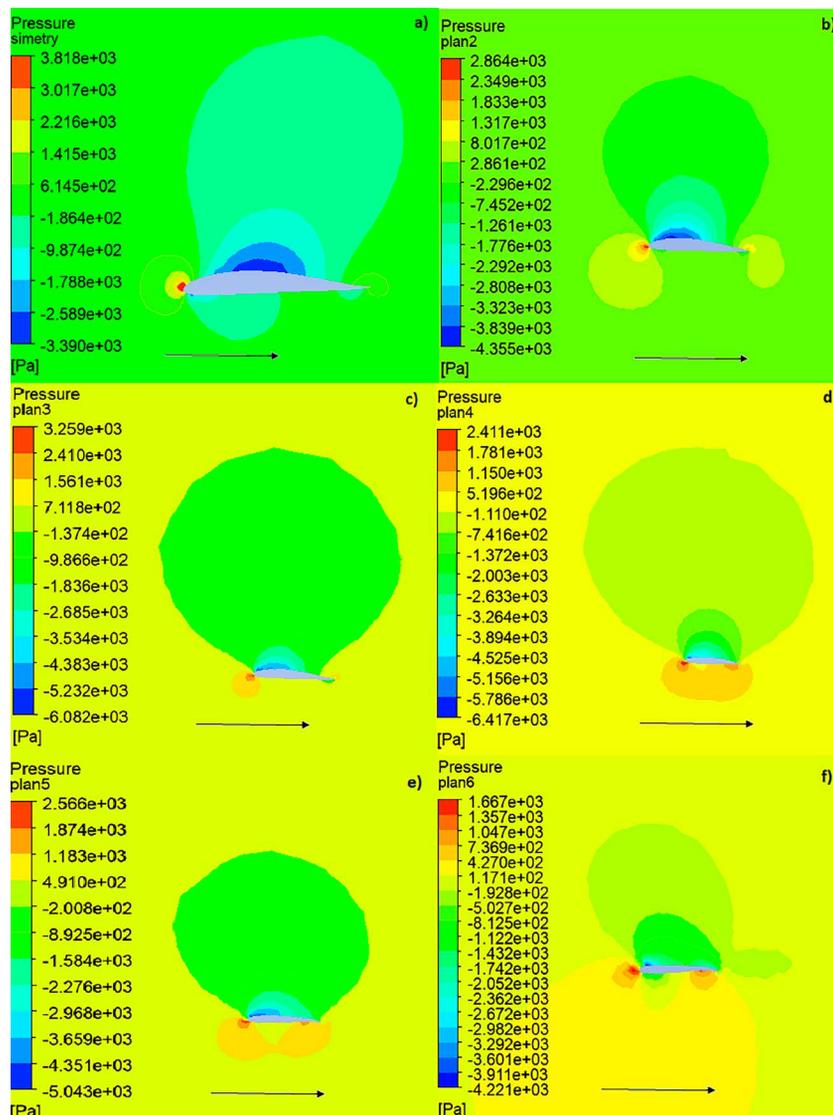
**Fig. 9** – Fluxo de ar na visão frontal para a configuração -5° no modelo de Bower. Fonte: autoria própria (2020).

Os resultados para a configuração com ângulo de ataque de  $0^\circ$  no modelo de [2] são apresentados nas **Figura 10** e **12**, nas quais pode-se observar a mudança de *downwash* para *upwash* nas **Figura 12(d)** e **Figura 12(e)**, além da formação do vórtice na região compreendida entre a ponta e a raiz da asa na **Figura 10**. Estão, portanto, de acordo com o previsto na literatura. É importante destacar que o ponto onde ocorre o vórtice está localizado mais próximo à raiz da asa em relação à simulação com  $-5^\circ$  de ângulo de ataque. Isso se deve ao fato que o *elevon* nesta configuração desfavorece o empuxo induzido, pois a normal na sua

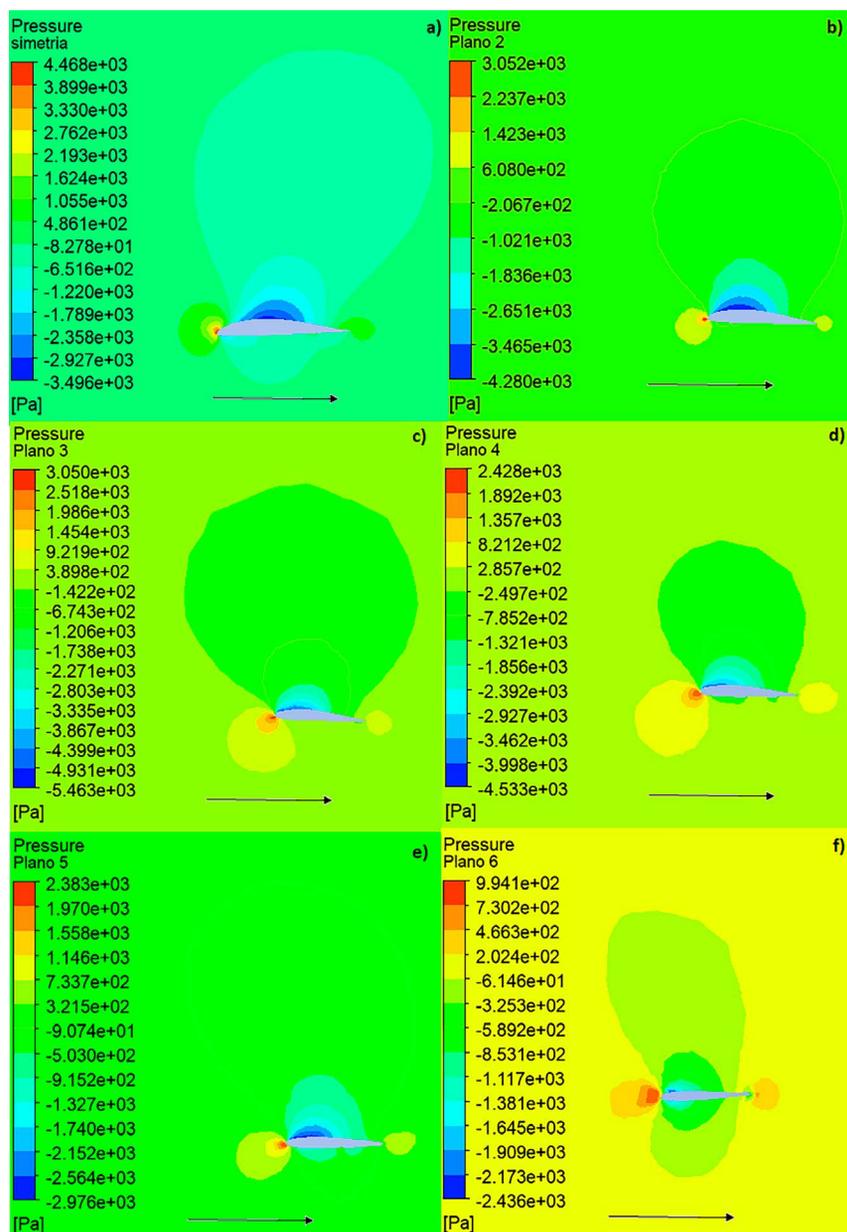
superfície está projetada para trás, contribuindo para aumentar o arrasto na ponta da asa.



**Fig. 10** – Fluxo de ar na visão frontal para a configuração  $0^\circ$  no modelo de Bower. Fonte: autoria própria (2020).



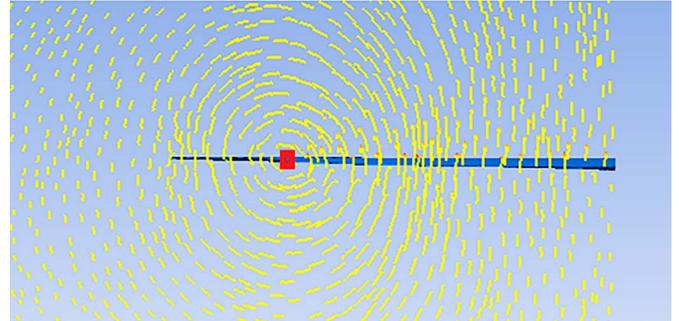
**Fig. 11** – Distribuição de pressão para a configuração  $-5^\circ$  no modelo de Bower nos planos: a) Raiz da asa; b) 40% da envergadura para a asa; c) 60% da envergadura para a asa; d) 80% da envergadura para a asa; e) 90% da envergadura para a asa; e f) ponta da asa. Fonte: autoria própria (2020).



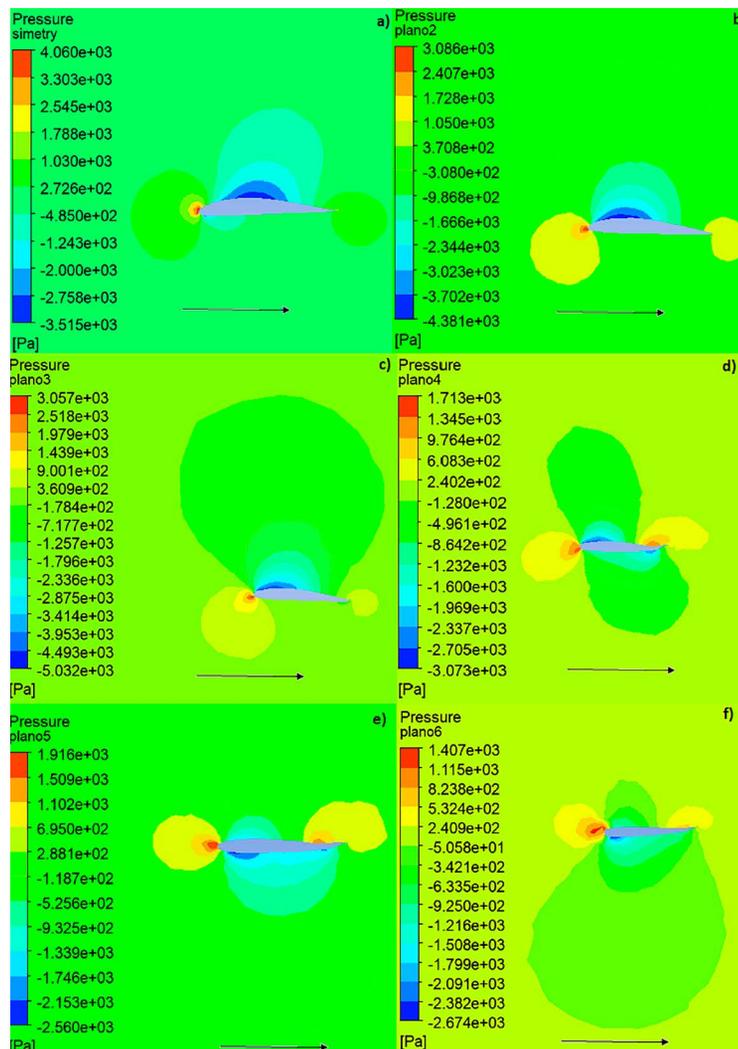
**Fig. 12** – Distribuição de pressão para a configuração 0° no modelo de Bower nos planos: a) Raiz da asa; b) 40% da envergadura para a asa; c) 60% da envergadura para a asa; d) 80% da envergadura para a asa; e) 90% da envergadura para a asa; e f) ponta da asa. Fonte: autoria própria (2020).

Para a configuração +5° do ângulo de ataque no modelo de [2], nas **Figura 13 e 14**, observam-se resultados semelhantes aos anteriores, como a distribuição de pressão ao longo da envergadura e a mudança de *downwash* para *upwash* nas **Figura 14(c) e Figura 14(d)**, além da formação do vórtice na região compreendida entre a ponta e a raiz da asa na **Figura 13**, estando, portanto, de acordo com o previsto na literatura. É importante destacar que o ponto onde ocorre o vórtice está localizado ainda mais internamente em relação às simulações anteriores. Isso se deve ao fato que o *elevon* nesta configuração favorece o empuxo induzido, pois a normal na sua superfície está projetada para frente. Pode-se destacar também, a **Figura 14(d)**,

**14(e) e 14(f)**, onde há o surgimento de uma pressão considerável no extradorso da asa gerado pelo *elevon*, caracterizando menor sustentação.



**Fig. 13** – Fluxo de ar na visão frontal para a configuração 5° no modelo de Bower. Fonte: autoria própria (2020).



**Fig. 14** – Distribuição de pressão para a configuração 5° no modelo de Bower nos planos: a) Raiz da asa; b) 40% da envergadura para a asa; c) 60% da envergadura para a asa; d) 80% da envergadura para a asa; e) 90% da envergadura para a asa; f) ponta da asa. Fonte: autoria própria (2020).

## 5. Conclusão

As simulações realizadas no software *ANSYS Fluent* revelaram uma coerência com a teoria de Prandtl, e com os estudos de Bower [2]. Elas constatam que o modelo com distribuição de pressão no formato de sino gera um momento de guinada que ajuda no controle da aeronave, o que permitiria, em tese, a diminuição ou até supressão dos lemes como superfície de controle. Adicionalmente, foram realizadas simulações de uma asa com distribuição de pressão no formato elíptico, obtendo resultados que permitiram concluir que este modelo gera um momento de guinada adversa alto, indicando que os lemes são indispensáveis nestes casos.

Em termos de sustentação da aeronave, o modelo com distribuição de pressão em forma de sino teve melhores resultados, mesmo com menos material que o modelo elíptico simulado. Esse fato, somado à retirada do leme, poderia diminuir o custo total da fabricação, todavia, é importante dizer que o formato complexo de sua asa, com ângulos de torções diferentes ao longo de sua envergadura, dificulta sua construção e requer uma engenharia avançada.

Pode-se destacar, também, que o modelo elíptico utilizado para comparação não é único. Sua construção atendeu alguns requisitos que o tornam semelhantes ao de Bower [2], porém é coerente esperar que algumas especificações não sejam atendidas simultaneamente devido à diferença destas geometrias.

## Referências

- [1] GIUBERTI, Rômulo Costalonga. **Avaliação de winglets para aerodesign** - Análise da redução do arrasto induzido utilizando DFC. 2013. 67 f. Tese (Doutorado) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Espírito Santo, Vitória, 2013.
- [2] S BOWER, A.H, AND MURILLHO, O.J. **On wings of the Minimum induced Drag**: Spanload Implications for Aircraft and Birds, NASA/TP-2016-219072, 2016
- [3] ARAÚJO, M.R.V. **Simulação e controle de veículo aéreo não tripulado Tail-Sitter**. 126 f. Dissertação (Mestrado em Sistema Mecatrônicos), Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 2007.
- [4] ABBOTT, Ira H.; VON DOENHOFF, Albert E. **Theory of wing sections**. New York: Dover Publications, 1958. 705 p.
- [5] RIBEIRO, Fernanda Alves. **Análise aerodinâmica de perfis de asa para aeronaves Experimentais tipo JN-1**. 2011. 95 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2011.
- [6] FOX, Robert W, MCDONALD, Alan T. **Introdução a mecânica dos fluidos**. 8 ed. Rio de Janeiro: Livros Técnicos e científicos, 2001, 522 p.
- [7] JHON D; ANDERSON JR. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5. ed. New York: Mcgraw-hill, 2007. 1131 p.