

UNICAMP

# ASA COM WINGLET

Aluno: **Marcelo Delmanto Prado**

Orientador: **Professor Doutor Kamal Abdel Radi Ismail**

## RESUMO

Neste trabalho estudou-se, de forma comparativa, usando a teoria de linha de sustentação, o comportamento aerodinâmico da asa sem e com o "winglet". A técnica usada é simples e, assim, pode-se verificar sua eficácia em prever a variação de comportamento ao invés de usar técnicas sofisticadas que demandam tempo computacional excessivo.

Desenvolveu-se uma metodologia de cálculo de asa finita com "winglet". Avaliando os parâmetros aerodinâmicos, demonstrou-se a melhora do rendimento no desempenho da asa com o "winglet". Foi feito cálculos comparativos de coeficiente de arrasto e de sustentação. Através da criação de um programa computacional, obteve-se o perfil do campo de velocidades descendentes atrás da asa.

## INTRODUÇÃO

A asa é o elemento fundamental de sustentação do peso de uma aeronave. Ela sendo de tamanho finito, isto é, sua razão de aspecto sendo finita, provoca um campo de velocidade descendente atrás da asa e, principalmente, em suas extremidades. Este campo de escoamento induz uma variação efetiva do ângulo de ataque da asa, provocando uma redução de sustentação e um aumento no arrasto, chamado de arrasto induzido.

Assim, uma maneira de aliviar a circulação em torno das pontas das asas é colocar dispositivos nelas que impeçam a rotação do escoamento. Tais dispositivos incluem "plate", corpo de revolução e "winglet", sendo esse último usado atualmente em aeronaves comerciais.

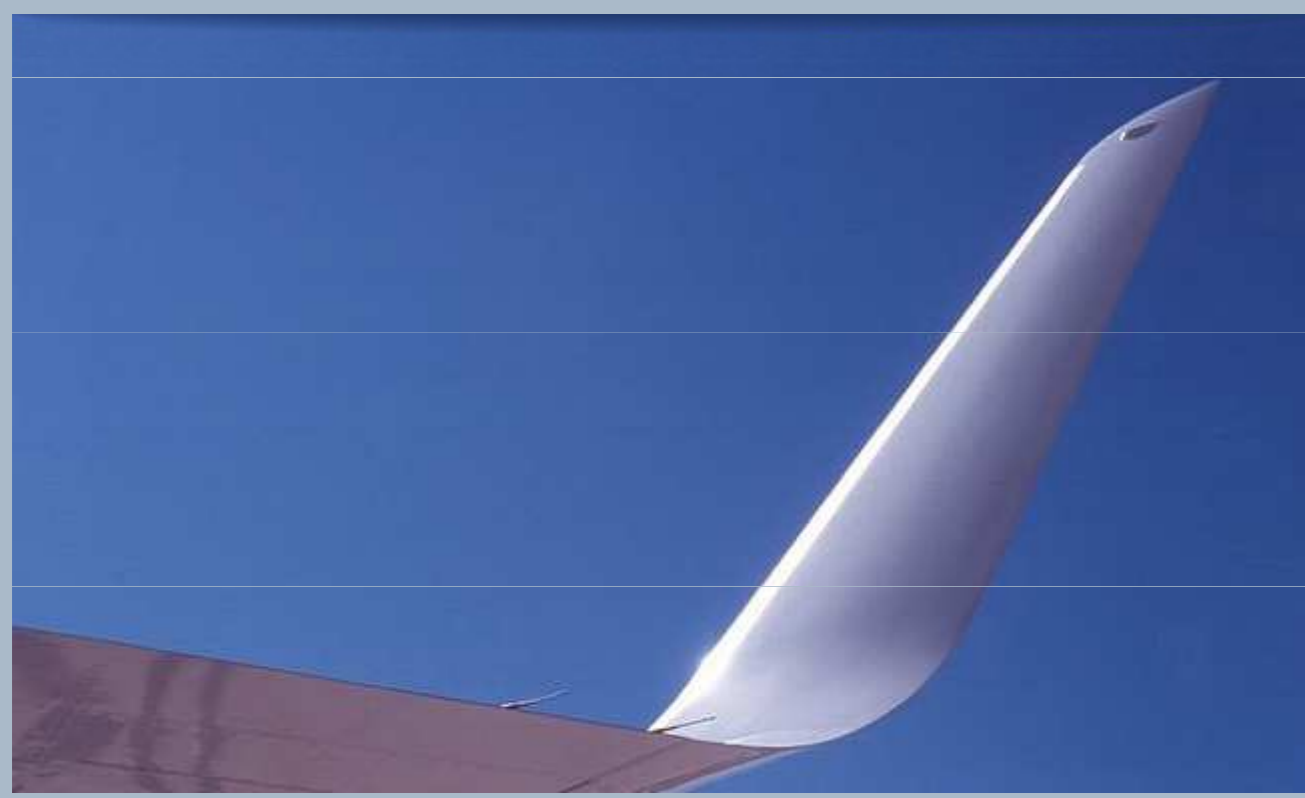


Fig. 1: Asa com winglet [2]

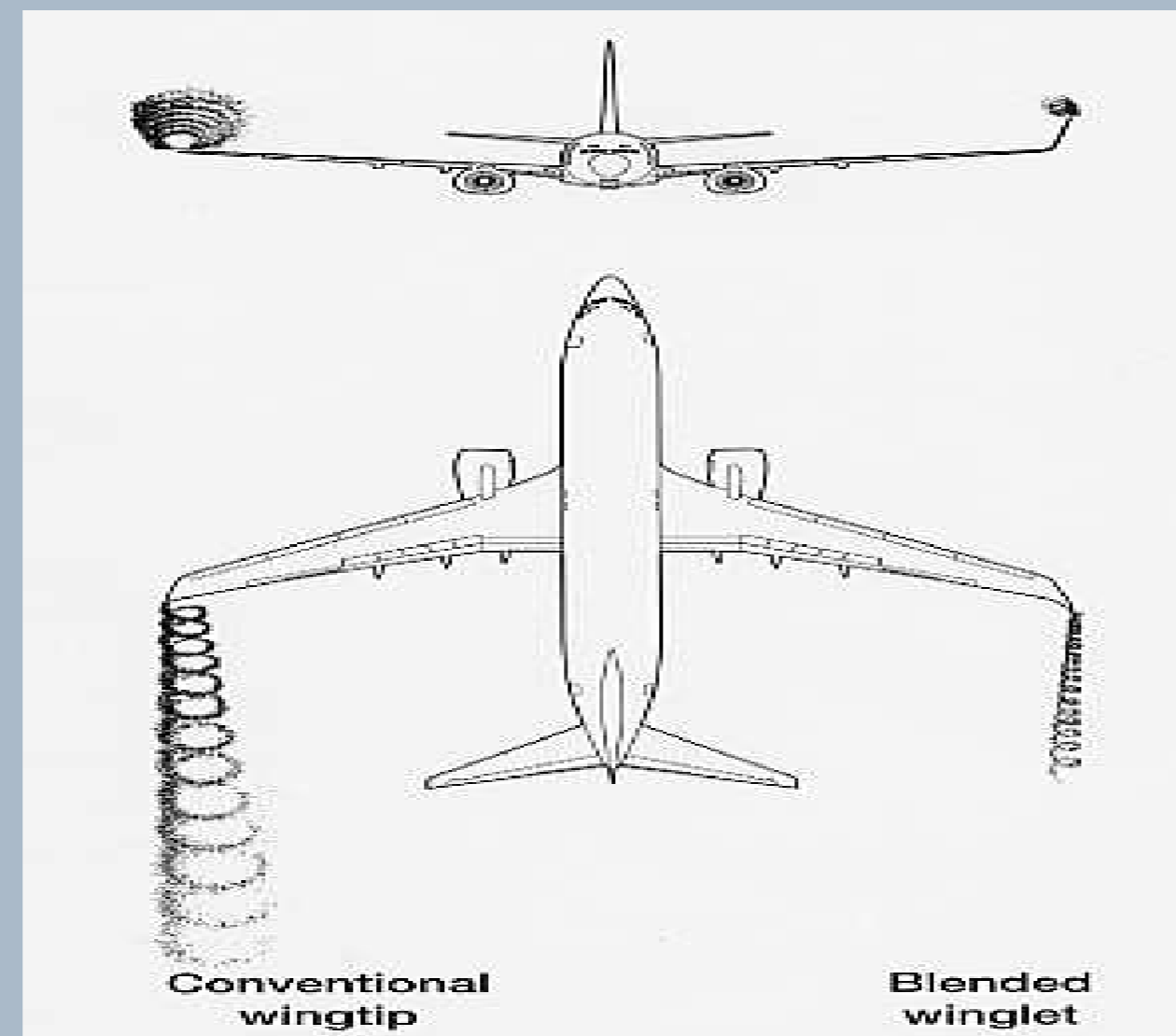


Fig. 2: Vórtices nas pontas de asa [3]

Na figura 1 é mostrado um winglet em uma asa de Boeing 737. Na figura 2 há a comparação dos vórtices criados sem winglet (esquerda) e com winglet (direita).

## ANÁLISE UTILIZANDO A TEORIA DA LINHA DE SUSTENTAÇÃO

O downwash refere-se ao escoamento de ar atrás da asa. Ele é consequência do sistema vórtices criados na ponta asa, como pode ser visto em uma representação dada pelas figuras abaixo. Sempre que a asa cria sustentação, há o surgimento de downwash.

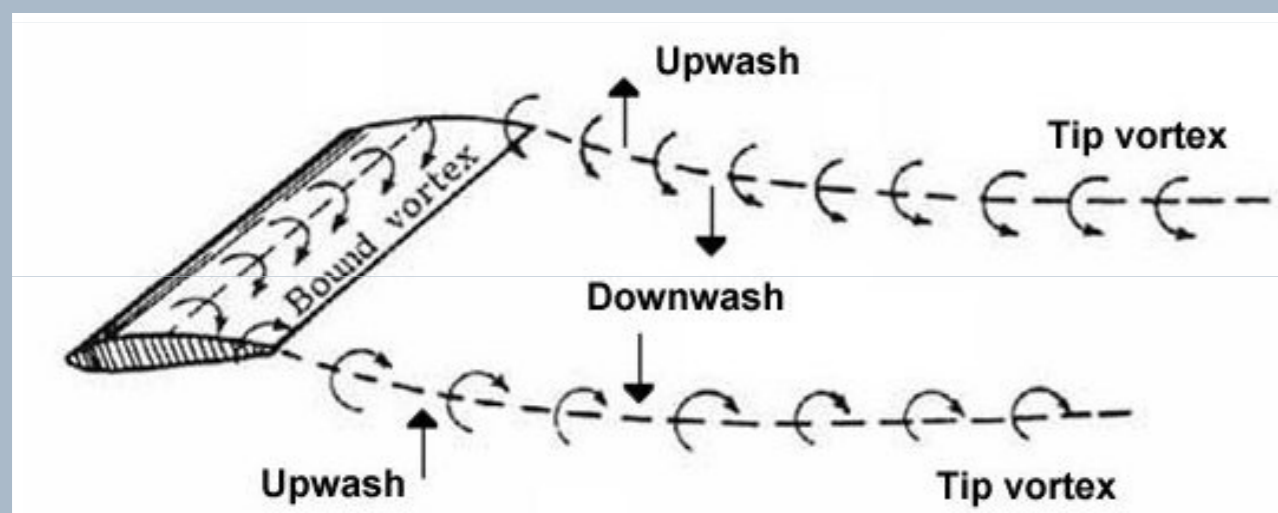


Fig. 3: Vista lateral do vórtice-ferradura [6]

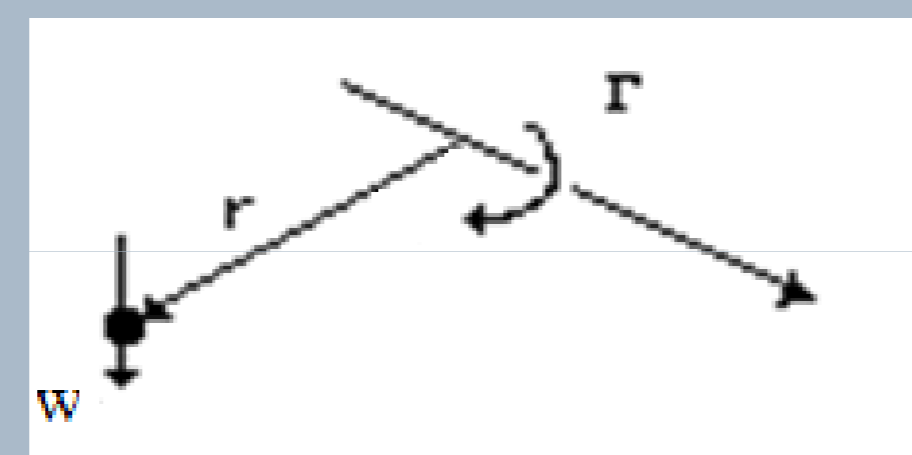


Fig. 4: Integral de Biot-Savart

Primeiramente, uso-se a lei de Biot-Savart adaptada para a aerodinâmica para calcular o downwash. Após implementar a integral da lei de Biot-Savart no programa Matlab, calculou-se o perfil do downwash de uma asa de 6 metros de envergadura sem winglet.

$$d\vec{w} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\vec{r} \times d\vec{s}}{r^3}$$

$$\vec{w} = \frac{\Gamma}{4\pi} \int \frac{\vec{r} \times d\vec{s}}{r^3}$$

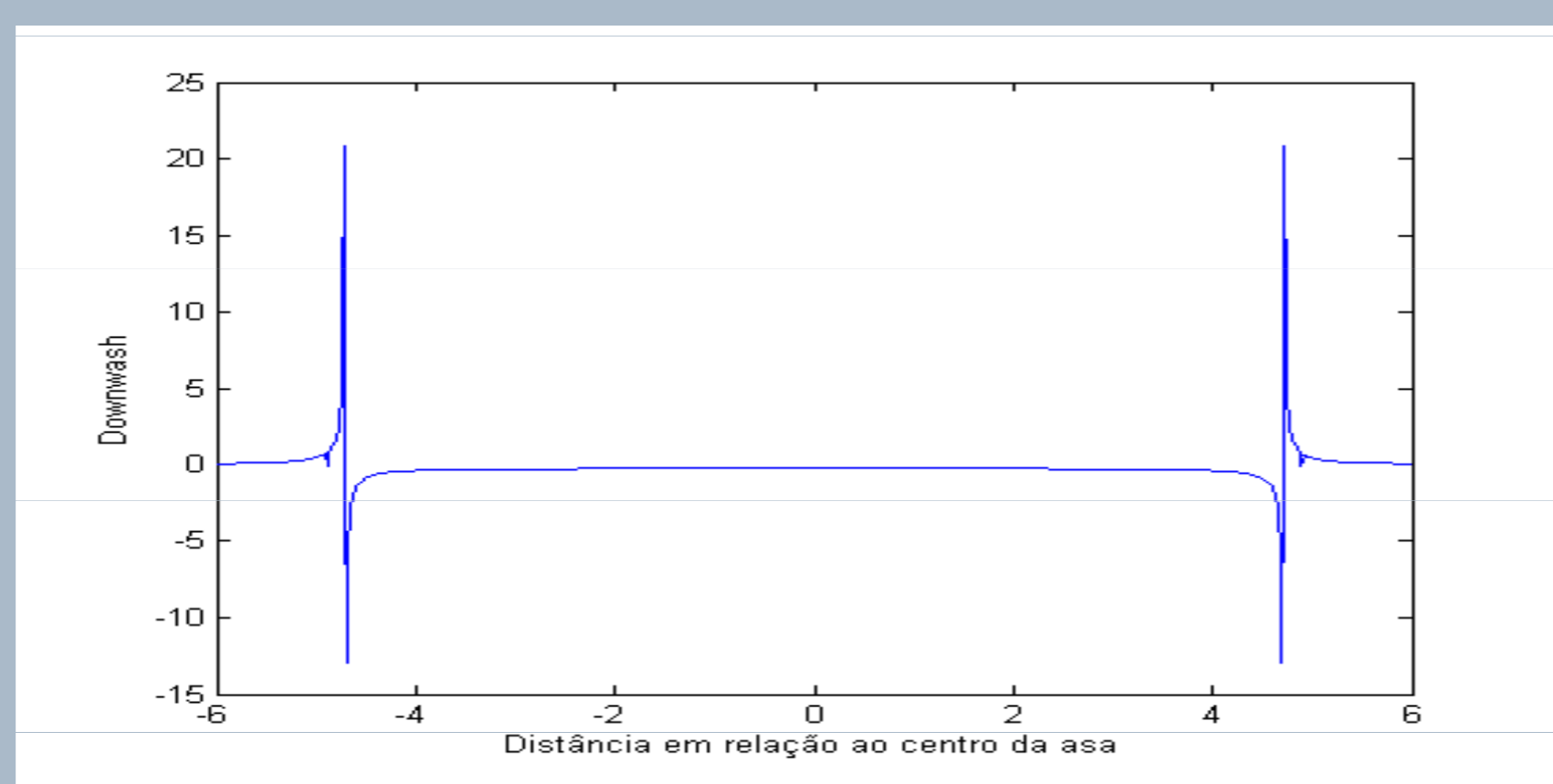


Fig. 5: Perfil do downwash

## METODOLOGIA DESENVOLVIDA NOS CÁLCULOS

Dado o perfil, para cada ângulo de ataque  $\alpha$ , temos um coeficiente de sustentação local  $C_l$ . Assim, calcula-se a constante  $a_0$ , que é dada pela inclinação da curva  $C_l \times \alpha$ . Depois, é feito o cálculo da constante  $a$ .

$$a_0 = \frac{dC_l}{d\alpha}$$

$$a = \frac{a_0}{1 + \left(\frac{a_0}{\pi AR}\right)(1 + \tau)}$$

$$a = \frac{dC_{L,cw}}{d\alpha}$$

Com o winglet, há um aumento na área alar e, conseqüentemente, aumenta-se o coeficiente de sustentação global. em que  $l_w$  é o comprimento do winglet e  $\theta_w$  é a inclinação que o winglet faz com o plano x. Assim, temos uma nova envergadura, e, assim, uma nova razão de aspecto. Dessa maneira, haverá uma nova constante  $a$  e um novo coeficiente de sustentação global. E, assim, consegue-se calcular o coeficiente de arrasto e a sustentação para cada caso.

$$l_{w,proj} = l_w \cos(\theta_w)$$

$$b_{c,w} = b + b_w = b + l_{w,proj}$$

$$AR_{c,w} = \frac{b_{c,w}^2}{b_{c,w} c}$$

$$a_{c,w} = \frac{dC_{L,cw}}{d\alpha}$$

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi AR}$$

$$C_{D,i,cw} = \frac{C_{L,cw}^2}{\pi AR_{c,w}}$$

$$C_D = C_{D,o} + C_{D,i}$$

$$C_{D,cw} = C_{D,o} + C_{D,i,cw}$$

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 b c$$

$$L_{cw} = C_{L,cw} \frac{1}{2} \rho V^2 (b_{c,w} c)$$

## ANÁLISE DE UMA ASA NACA 1408

Os dados de entrada para essa análise são: ângulo de ataque  $\alpha = 8^\circ$ , número de Reynolds  $Re = 3 \times 10^6$ ,  $\rho = 1,22 \text{ kg/m}^3$ , viscosidade do ar  $\mu = 1,79 \times 10^{-5} \text{ kg/(m.s)}$ , corda  $c = 1 \text{ m}$ , envergadura  $b$  variável, comprimento do winglet  $l_w$  variável, inclinação do winglet  $\theta_w$  variável e coeficiente de arrasto para ângulo de ataque nulo  $C_{D,0} = 0,01$ . Temos que para  $\alpha = 8^\circ$ ,  $C_l = 0,95$  e para  $\alpha = 2^\circ$ ,  $C_l = 0,40$ . Foram variados a razão de aspecto, o comprimento do winglet e o ângulo do winglet.

- Varição da razão de aspecto

$l_w$ [m]	$\theta_w$ [°]	AR	$AR_{c,w}$	$C_L$	$C_{L,cw}$	Aumento [%]	$C_D$	$C_{D,cw}$	Diminuição [%]
0,5	45	2	2,707	0,421	0,482	14,489	0,0382	0,0374	2,139
0,5	45	3	3,707	0,503	0,543	7,952	0,0368	0,0353	4,249
0,5	45	4	4,707	0,557	0,586	5,206	0,0347	0,0332	4,518
0,5	45	5	5,707	0,596	0,617	3,523	0,0326	0,0312	4,487
0,5	45	6	6,707	0,625	0,641	2,560	0,03071	0,0295	4,102
0,5	45	7	7,707	0,647	0,660	2,009	0,0291	0,0280	3,928
0,5	45	8	8,707	0,665	0,676	1,654	0,0276	0,0267	3,371
0,5	45	9	9,707	0,680	0,689	1,324	0,0263	0,0256	2,730
0,5	45	10	10,707	0,692	0,699	1,012	0,0252	0,0245	2,857

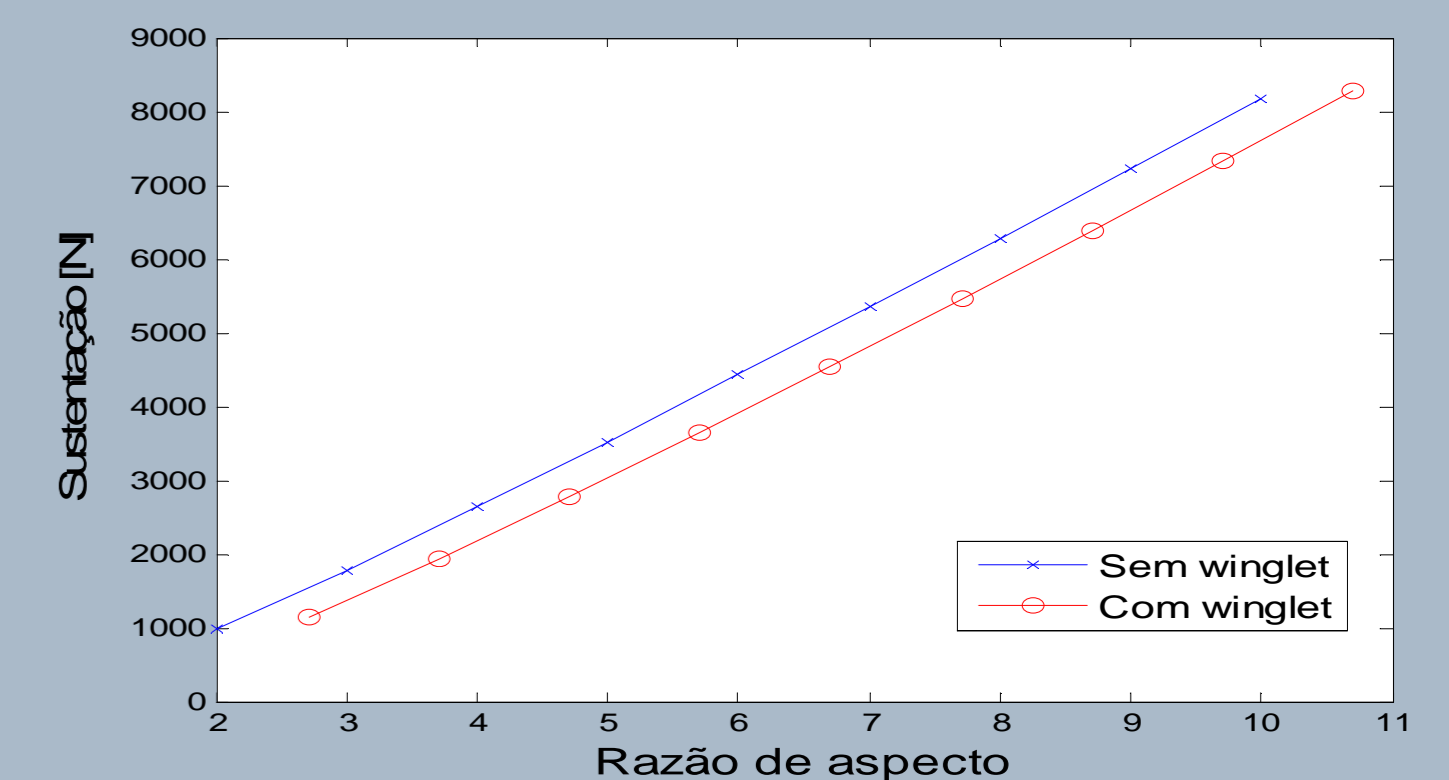


Fig. 6: Razão de aspecto x Sustentação

- Varição do comprimento do winglet

$l_w$ [m]	$\theta_w$ [°]	AR	$AR_{c,w}$	$C_L$	$C_{L,cw}$	Aumento [%]	$C_D$	$C_{D,cw}$	Diminuição [%]
0,2	45	5	5,283	0,596	0,605	1,510	0,0326	0,0320	1,875
0,3	45	5	5,424	0,596	0,609	2,181	0,0326	0,0318	2,516
0,4	45	5	5,566	0,596	0,613	2,852	0,0326	0,0315	3,492
0,5	45	5	5,707	0,596	0,617	3,523	0,0326	0,0312	4,487
0,6	45	5	5,848	0,596	0,621	4,194	0,0326	0,0310	5,161
0,7	45	5	5,990	0,596	0,624	4,698	0,0326	0,0307	6,189
0,8	45	5	6,131	0,596	0,628	5,369	0,0326	0,0305	6,885
0,9	45	5	6,273	0,596	0,631	5,872	0,0326	0,0302	7,947
1,0	45	5	6,414	0,596	0,635	6,5436	0,0326	0,0300	8,667

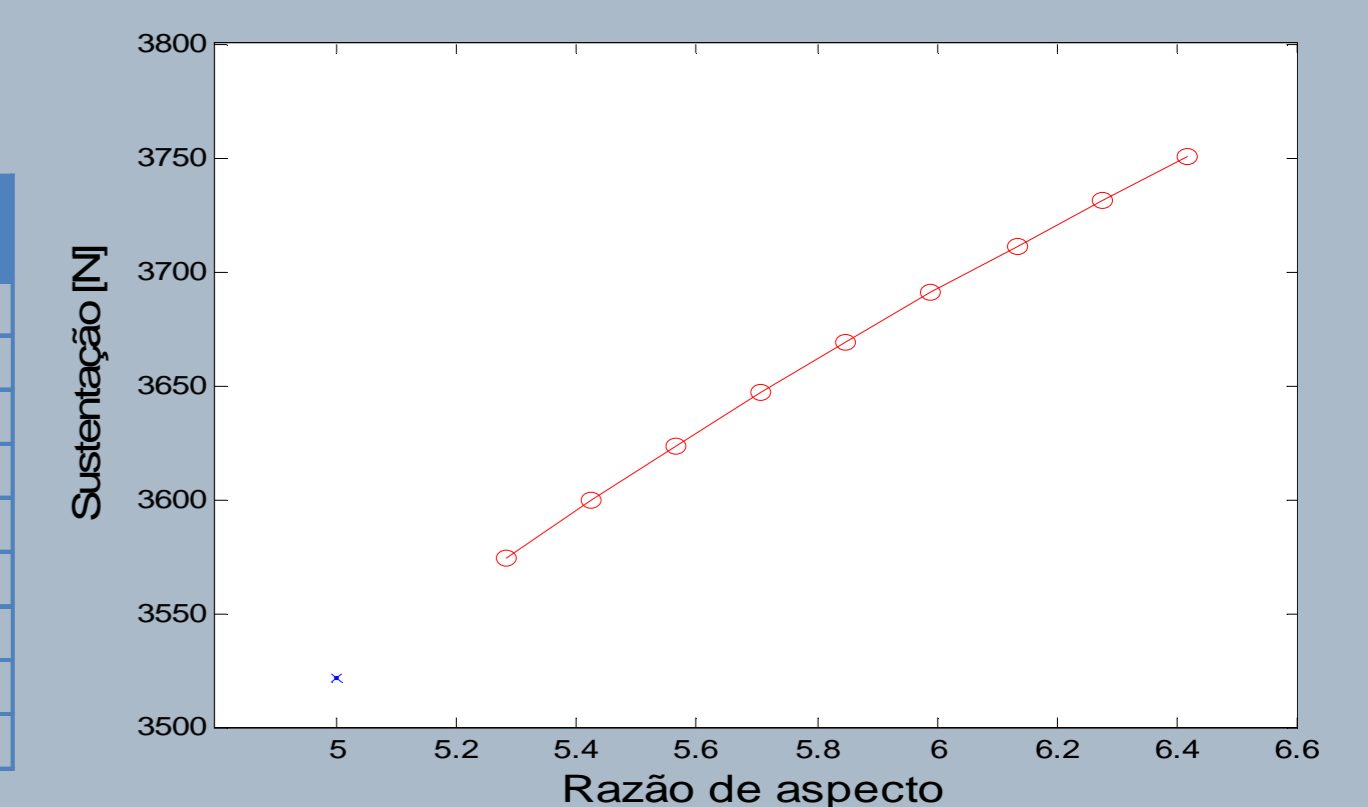


Fig. 7: Razão de aspecto x Sustentação

- Varição do ângulo do winglet

$l_w$ [m]	$\theta_w$ [°]	AR	$AR_{c,w}$	$C_L$	$C_{L,cw}$	Aumento [%]	$C_D$	$C_{D,cw}$	Diminuição [%]
0,5	10	5	5,985	0,596	0,624	4,487	0,0326	0,0307	5,828
0,5	20	5	5,940	0,596	0,623	4,334	0,0326	0,0308	5,521
0,5	30	5	5,866	0,596	0,621	4,026	0,0326	0,0309	5,215
0,5	40	5	5,766	0,596	0,619	3,716	0,0326	0,0311	4,601
0,5	50	5	5,643	0,596	0,615	3,089	0,0326	0,0314	3,681
0,5	60	5	5,500	0,596	0,611	2,455	0,0326	0,0316	3,067
0,5	70	5	5,342	0,596	0,607	1,812	0,0326	0,0319	2,147
0,5	80	5	5,174	0,596	0,601	0,832	0,0326	0,0323	0,920
0,5	90	5	5	0,596	0,596	0	0,0326	0,0326	0

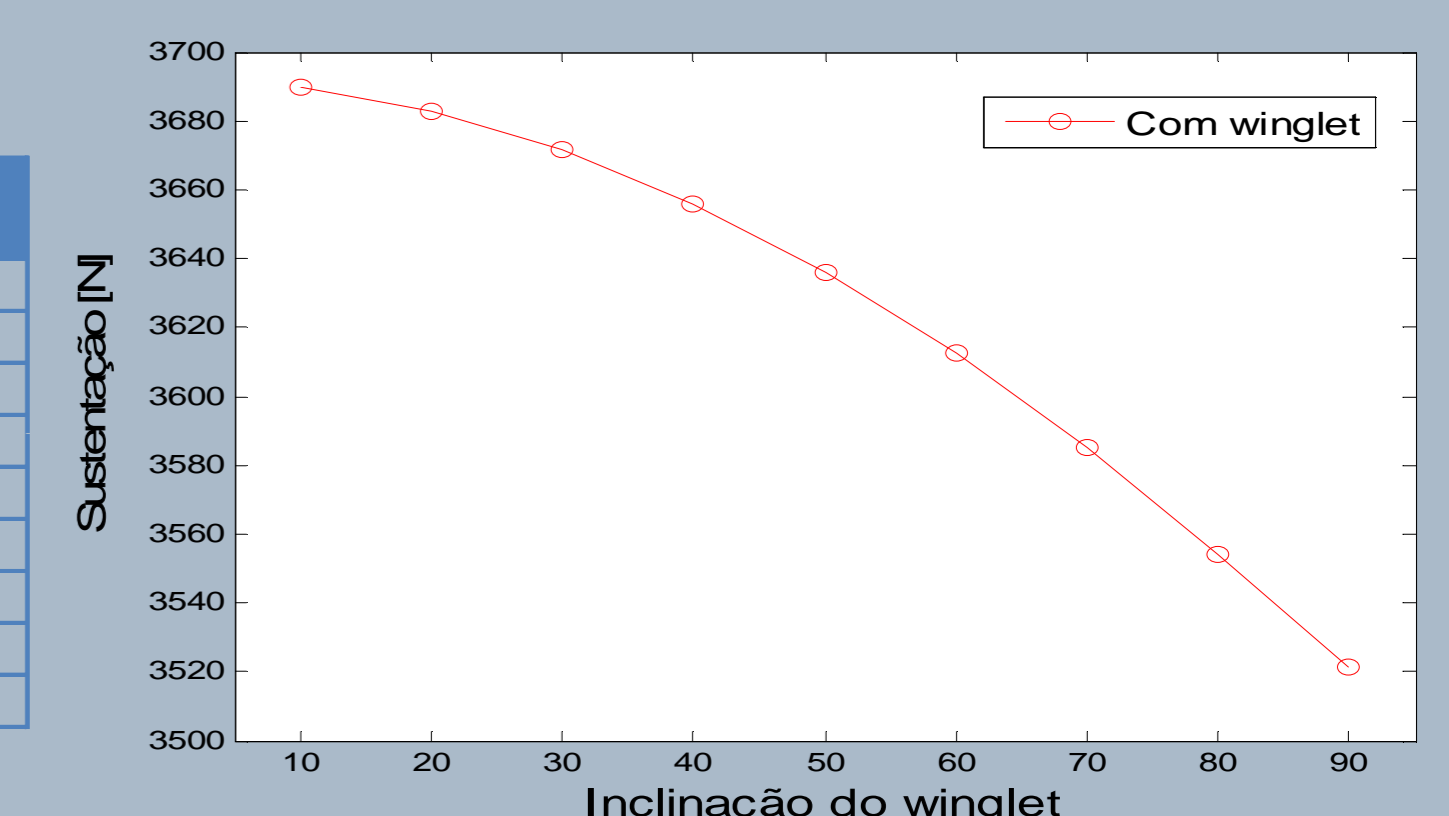


Fig. 8: Inclinação do winglet x Sustentação

## CONCLUSÃO

Nota-se que o winglet aumenta consideravelmente a sustentação da asa, que quanto maior o comprimento do winglet, maior é a força de sustentação que a asa suporta e que a diminuição da inclinação do winglet aumenta a sustentação da asa.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Ismail, Kamal Abdel Radi, Aerodinâmica básica, Campinas, SP: Ed. do autor, 2007
- <http://www.aviationpartnersboeing.com/media/index.html>
- <http://en.wikipedia.org/wiki/File:737winglets.jpg>
- Moran, Jack, An introduction to theoretical and computational aerodynamics, New York: Ed. J. Wiley, 1984.
- John D. Anderson, Jr., Introduction to flight - 4th ed., Boston: McGraw-Hill Higher Education, 2004.
- <http://www.aerospaceweb.org/question/conspiracy/q0274.shtml>

## AGRADECIMENTO

