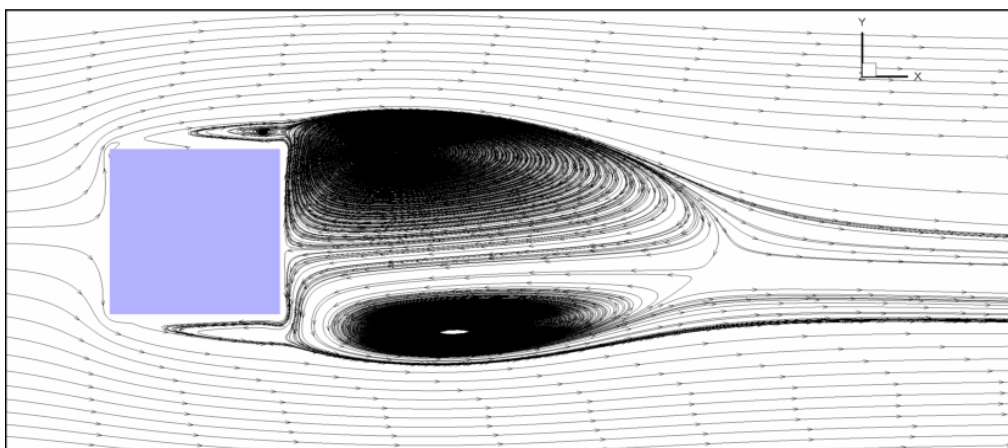
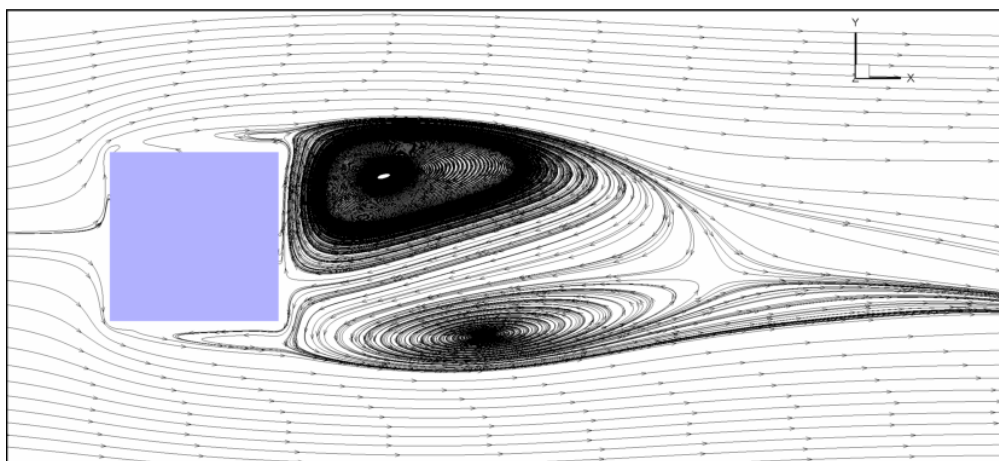
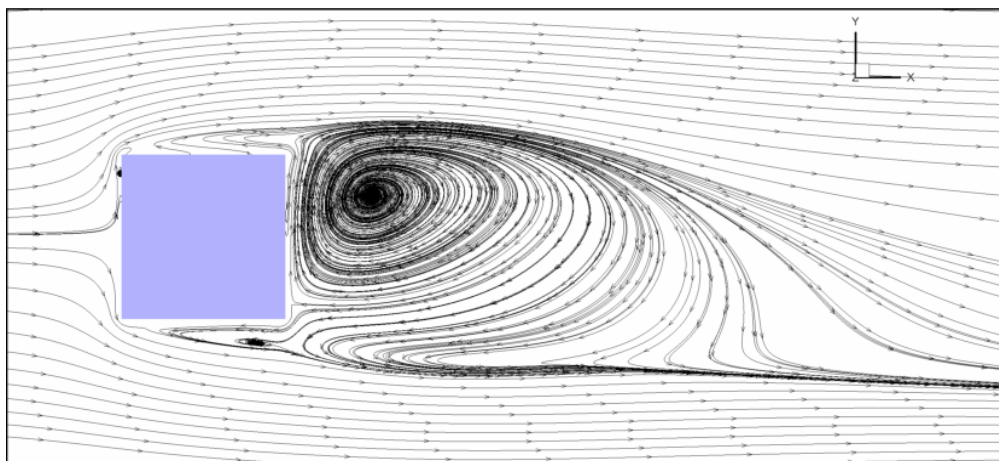




(d)



(e)



(f)

Figura 7.12 - Evolução temporal das linhas de corrente para os estágios: (a) $t = 0,8$ s, (b) $t = 1,6$ s, (c) $t = 2,4$ s, (d) $t = 4,0$ s, (e) $t = 8,0$ s, (f) $t = 8,3$ s.

Os valores de parâmetros quantitativos como o coeficiente de arrasto, lateral, de sustentação, e número de Strouhal, St , foram satisfatórios, quando comparados com o trabalho de Saha (2004). A tabela 7.1 mostra os valores médios das propriedades citadas acima, e os obtidos por Saha (2004).

	Presente trabalho	Saha, 2004
C_D	0,91	0,79
C_L	0,00	0,00
C_S	0,1	-0,06

Tabela 7.1: Parâmetros quantitativos para escoamento sobre um cubo a $Re=290$.

A evolução temporal dos coeficientes de arrasto, lateral e de sustentação podem ser vistos na Figura 7.13.

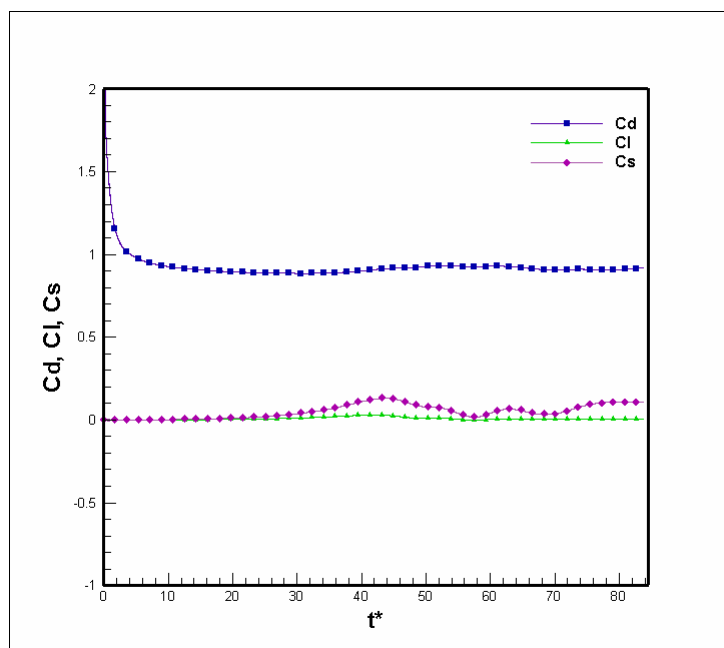


Figura 7.13 - Evolução temporal dos coeficientes de arrasto, lateral e de sustentação para o escoamento sobre um cubo, $Re=290$.

A Figura 7.14 mostra, para 2,5 segundo físicos, a forma média de duas bolhas de recirculação à $Re=290$, com tubos de corrente coloridos pela velocidade u .

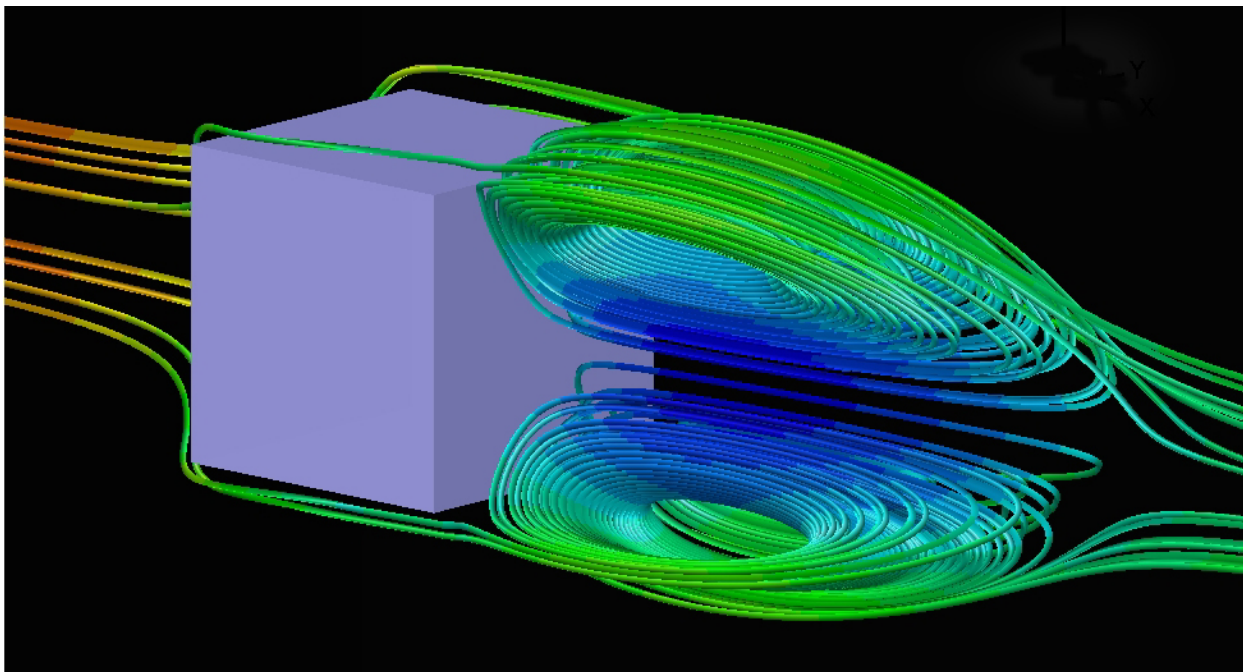


Figura 7.14 - Bolhas de recirculação a jusante de um cubo.

7.2 Escoamentos sobre geometrias complexas

Nesta seção serão apresentados resultados para escoamentos sobre diversas configurações de geometrias, com o intuito de avaliar a robustez do código Fluids-3D.

7.2.1 Escoamento sobre um aerofólio NACA-0012 – Visualização de vórtices de ponta de asa

O código Fluids-3D foi desenvolvido de forma a poder simular geometrias das mais variadas formas e dimensões, no entanto, até o trabalho de Campregher (2005), a configuração de geometria simulada foi somente o escoamento sobre uma esfera. Na presente dissertação objetivou-se avaliar escoamentos sobre diferentes geometrias. A primeira configuração escolhida foi o escoamento sobre um aerofólio NACA-0012, tridimensional, com o intuito de visualizar os vórtices típicos gerados nas extremidades do mesmo, conhecidos comumente como vórtices de ponta de asa (*wing tip vortices*).

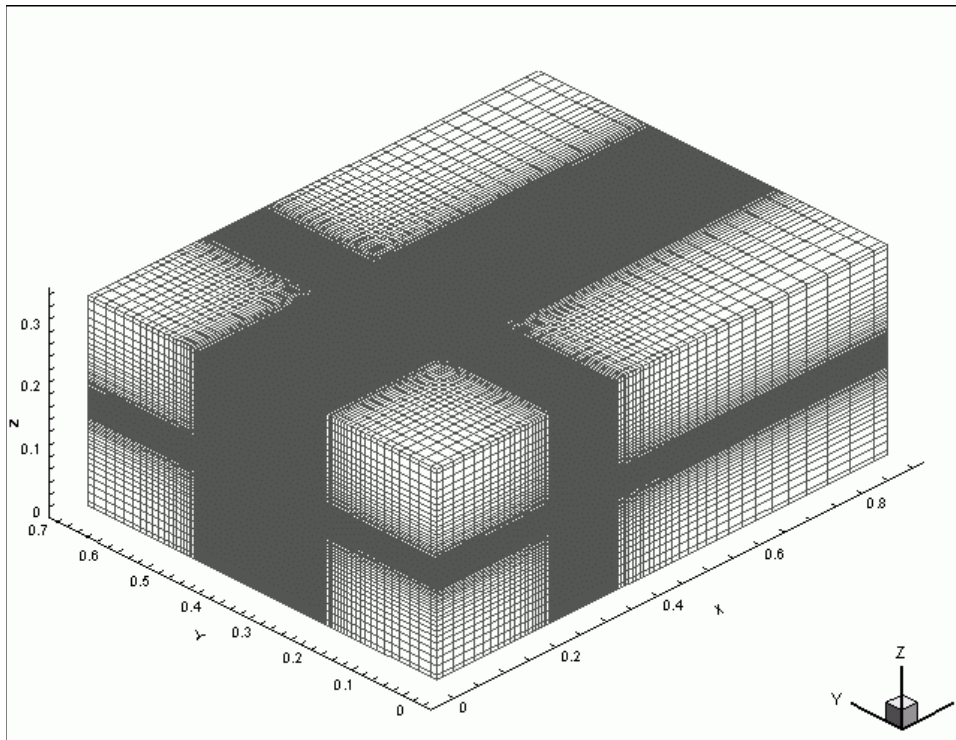


Figura 7.15 - Domínio euleriano para as simulações de um aerofólio NACA-0012, Vedovoto et al. (2006).

A malha euleriana utilizada em todas as simulações pode ser vista na Figura 7.15. Tal domínio (euleriano), possui dimensões: $x = 0,88$ m, $y = 0,68$ m e $z = 0,336$ m, discretizado por uma malha de $148 \times 268 \times 76$ volumes, nas direções x , y e z , respectivamente.

O aerofólio NACA-0012 é representado por uma malha de elementos triangulares, como pode ser visto na Figura 7.16, composta por 15.446 nós e 30.888 elementos. É importante lembrar que o Método da fronteira imersa somente requer a discretização da superfície que representa a interface sólido / fluido. O aerofólio está centralizado em $(x_c, y_c, z_c) = (0,28, 0,34, 0,165)$ m, tendo como comprimentos característicos: corda $c = 0,04$ m e largura equivalente à quatro vezes a corda. Para todas as simulações um ângulo de ataque $\alpha = 10^\circ$ foi escolhido, o número de Reynolds, baseado na corda foi $Re = 10.000$. Como condições de contorno das fronteiras eulerianas, considerou-se superfície livre tanto na direção y quanto na direção z .

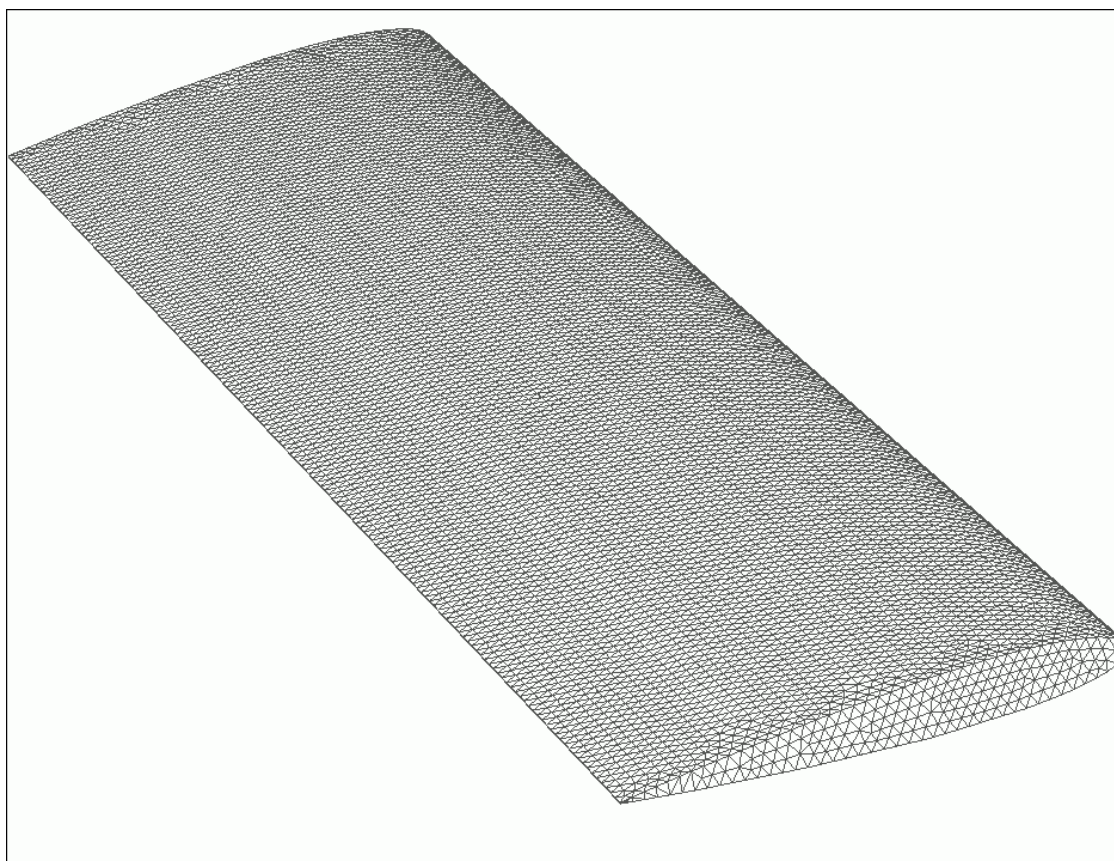
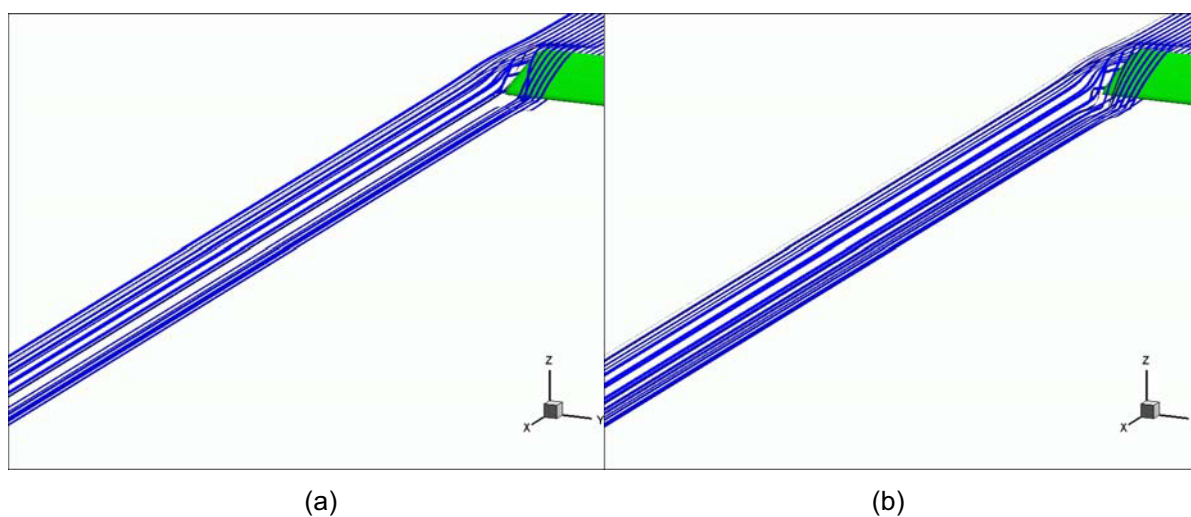


Figura 7.16 - Aerofólio discretizado por malha de elementos triangulares. Vedovoto et al. (2006).

Na Figura 7.17 (a)-(h) pode se notar a formação e evolução de linhas de corrente sobre o aerofólio NACA-0012 mostrado na Figura 7.16. O padrão do escoamento é simétrico na direção y , portanto, somente um lado do aerofólio é mostrado.



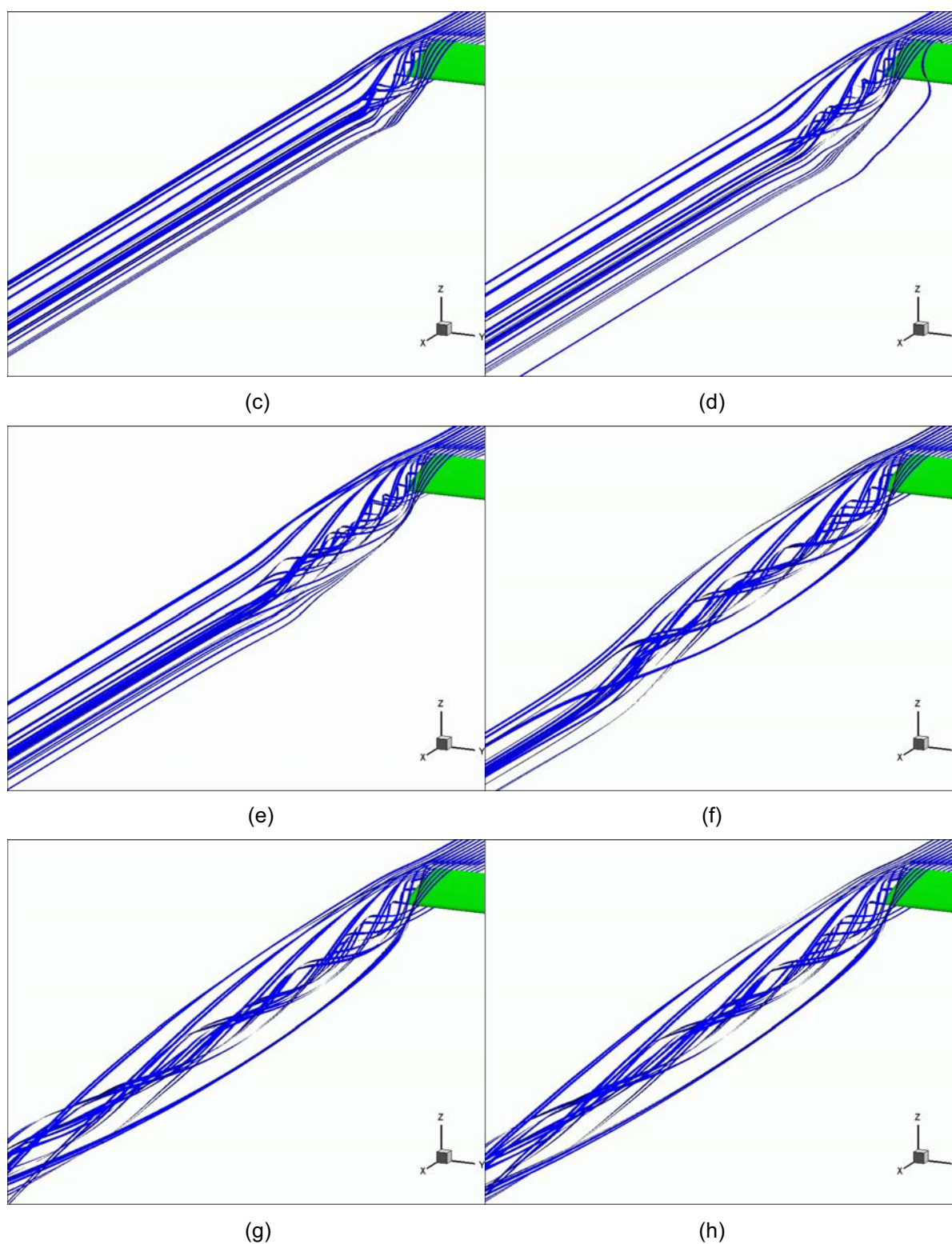


Figura 7.17 - Evolução de linhas de corrente sobre um aerofólio NACA-0012 nos seguintes tempos físicos: (a) $t=0,01s$, (b) $t=0,1s$ (c) $t=0,5s$ (d) $t=1,0s$ (e) $t=1,5s$ (f) $t=3,0s$ (g) $t=5,0s$ (h) $t=10,0s$. Vedovoto et al. (2006).

A norma L_2 fornece uma medida da diferença entre a velocidade do fluido na parede do objeto imerso (u_{fk}), e a própria velocidade da parede do objeto imerso (u_k). A rigor, fisicamente, esta norma deve ser nula, para que a condição de não deslizamento seja satisfeita, porém, tanto experimentalmente, quanto computacionalmente, uma pequena variação é admissível, uma vez que existem erros inerentes à experimentação (impossibilidade de medição da velocidade imediatamente sobre a parede), e às simulações numéricas (interpolação de valores de velocidade para faces ou centros de volumes de controle). O valor da norma L_2 , dada pela equação (7.9), estabeleceu-se em uma média de 10^{-3} , o que é aceitável. Vedovoto et al. 2006.

$$L_2 = \sqrt{\frac{\sum (u_k - u_{fk})^2}{N}}, \quad (7.9)$$

onde N é o número de pontos da fronteira lagrangiana.

A Figura 7.18 mostra três planos de linhas de corrente perpendiculares ao aerofólio. É notável a influencia da ponta do mesmo sobre o escoamento. Pode-se notar também a simetria do escoamento na direção y , e a formação e transporte de uma instabilidade tipo Kelvin-Helmholtz na região central do aerofólio. A Figura 7.19 e Figura 7.20, mostram uma vista superior e vista frontal dos vórtices gerados na ponta do aerofólio. Na Figura 7.20 o vórtice é claramente identificado. Craft et al. (2006), estudaram a formação, evolução e decaimento dos vórtices de ponta de asa. Um resultado qualitativo de tal trabalho pode ser visto na Figura 7.21. Nota-se a semelhança das linhas de corrente com os resultados da presente dissertação.

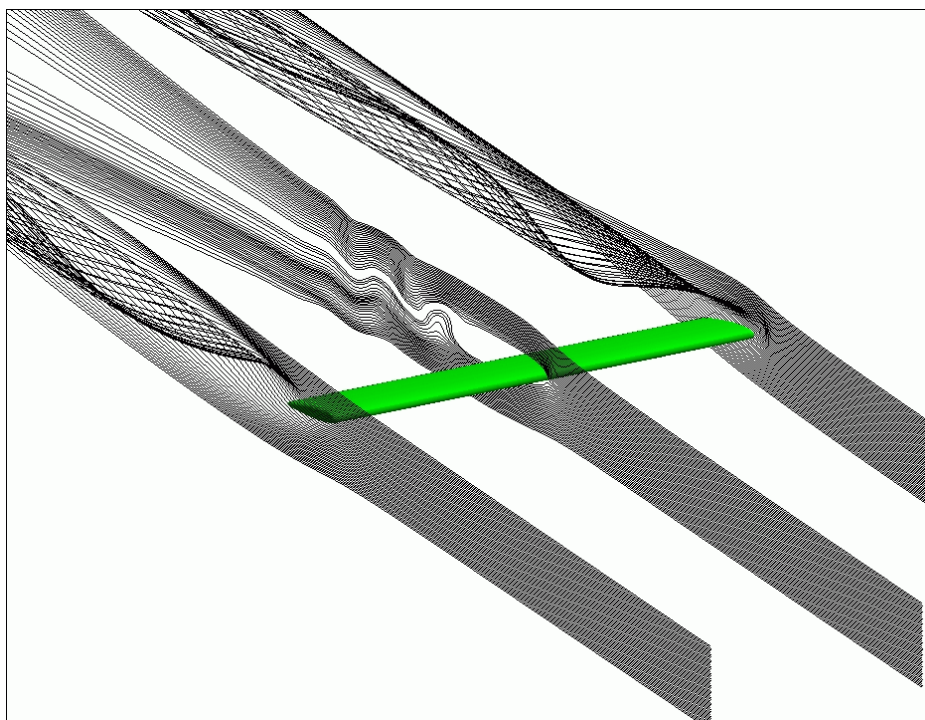


Figura 7.18 - Planos perpendiculares de linhas de corrente em $t = 10.0$ s . Vedovoto et al. (2006).

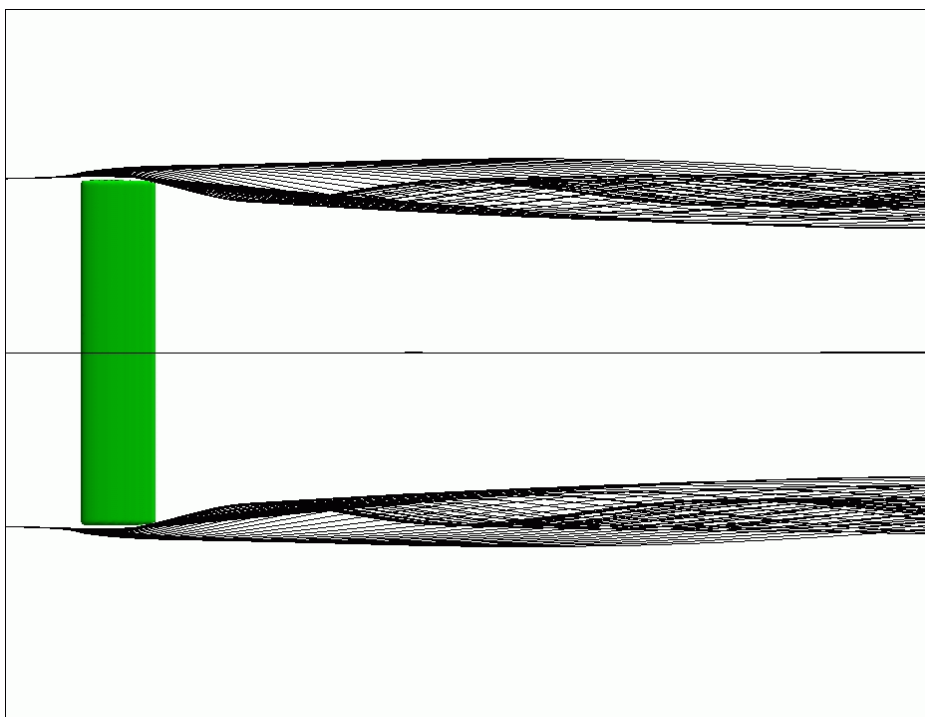


Figura 7.19 - Vista superior da Figura 7.18. Vedovoto et al. (2006).