



Análise do escoamento em torno dos Grid Fins de um foguete

Henrique Resende,¹ Magner Gusse,² Rúben Abreu,³

¹103081, hresende@ua.pt

²110180, magnergusse@ua.pt

³107421, rubenabreu@ua.pt

MFCEA
2024/2025

Abstract

Este relatório apresenta uma análise do desempenho aerodinâmico de *grid fins*, elementos estruturais utilizados em sistemas aeroespaciais, por exemplo em mísseis e foguetes reutilizáveis, como o *Falcon 9*. Este estudo foca na investigação das forças e momentos aerodinâmicos gerados pelos *grid fins* em diferentes condições de escoamento, incluindo regimes compressíveis transônicos e supersônicos, e diferentes ângulos de ataque. Também se analisa a influência do número de grades, que compõem a estrutura da *grid fin*, nos valores de forças e momentos aerodinâmicos gerados.

Palavras-Chaves: Grid Fin, Mach, Momento, Escoamento, Regime Transônico, Ângulo de ataque

1. Introdução

As *grid fins* são superfícies aerodinâmicas de estabilização e controlo, formadas por uma estrutura em grade, geralmente composta por barras finas organizadas em padrão retangular ou em losango. Geralmente são fixadas em mísseis, foguetes e em outros veículos aeroespaciais. As *grid fins* são diferentes das superfícies aerodinâmicas

convencionais, visto que a sua estrutura em grade permite a passagem a ar, enquanto ainda geram forças de controlo para orientar ou estabilizar o veículo, nomeadamente para altos ângulos de ataque.

Estas superfícies são amplamente utilizadas em aplicações onde é necessário ter um controlo preciso, principalmente em regimes de voo transônico e supersônico. Além disso, também são usadas em sistemas reutilizáveis, como os foguetes que retornam

à Terra. Deste modo, as *grid fins* fornecem estabilidade aerodinâmica ao manter a estabilidade do veículo em condições estáveis, permitem realizar manobras precisas para ajustar a direção, e são essenciais para desacelerar os veículos aquando da sua recuperação. [1]

A utilização de *grid fins* em foguetes tem sido cada vez mais recorrente devido às suas vantagens. Ou seja, devido ao facto de apresentarem alta eficiência em condições extremas, principalmente nos regimes de voo transónico e supersónico, onde as estruturas convencionais podem perder eficiência devido à formação de ondas de choque. Também devido ao seu design compacto e dobrável, pois ocupa menos espaço no veículo, e podem ser armazenadas dobradas quando necessário, o que é útil em mísseis e foguetes que precisam de soluções aerodinâmicas compactas. Além disso, no que toca à parte térmica, a geometria das *grid fins* dissipam o calor de maneira eficiente, resistindo melhor às condições extremas na reentrada da atmosfera. Por fim, as *grid fins* também apresentam versatilidade em diferentes regimes de velocidade, ou seja, funcionam bem dentro de uma ampla faixa de velocidades, desde o regime subsónico até ao regime hipersónico, tornando-se ideais para veículos que apresentam diversas fases de voo. [2]



Figura 1- Aplicação da *grid fin* num míssil

Deste modo, propusemos aos docentes da unidade curricular Mecânica de Fluidos Computacional para Engenharia Aeroespacial a realização de um estudo sobre o escoamento de ar em torno das *grid fins*, que são utilizadas em certos mísseis. Este estudo consiste na modelação de uma *grid fin* e na simulação em

condições de escoamento compressível, para averiguar o seu comportamento em velocidades transónicas e supersónicas. Para tal, considerou-se três velocidades de escoamento (0.7 Ma, 1.2 Ma e 2.5 Ma), em que para cada velocidade alterou-se o ângulo de ataque (θ) da *grid fin*.

Este estudo tem como objetivo principal, calcular as forças normais e momentos que a *grid fin* gera no foguete. Além disso, também examinar a formação de vórtices e padrões de turbulência em torno das *grid fins* para compreender como esses fatores influenciam o desempenho aerodinâmico e a estabilidade do veículo.

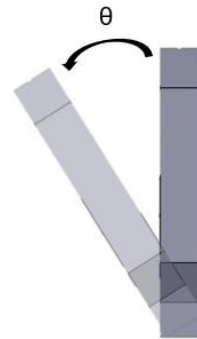


Figura 2- Ângulo de ataque θ

Na Tabela 1, está representada o número de Reynolds e respetivo regime das velocidades consideradas no estudo.

Tabela 1- Número de Reynolds das velocidades consideradas

Ma	V (m/s)	Re	Regime
0.7	238	16293170	Subsónico
1.2	408	27931150	Transónico
2.5	850	58189896	Supersónico

Além disso, de forma a complementar o nosso trabalho, efetuou-se um estudo extra sobre o escoamento em torno de outra *grid fin* com as mesmas dimensões, mas constituída por mais grades, como podemos observar na Figura 3. No entanto, neste estudo apenas estudou-se o escoamento com velocidade igual a 1.2 Ma, ou seja, em regime Transónico.

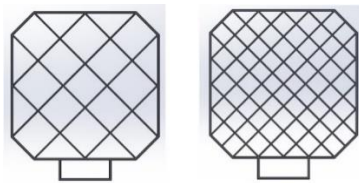


Figura 3- Grid fins utilizados nos estudos

2. Modelação

O estudo começou com a modelação da *grid fin*, no software SolidWorks. As dimensões da *grid fin* e das grades que a compõem foram definidas tendo em conta as dimensões encontradas em [3]. Na Figura 4 estão representadas as dimensões da *grid fin*, e como se observa as grades apresentam espessura igual a 5 mm.

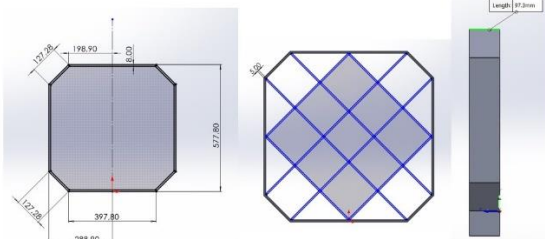


Figura 4- Dimensões da grid fin

Posteriormente, exportou-se o modelo criado no SolidWorks para o Space Claim do software Ansys, para prepará-lo para a simulação. Aqui definiu-se a região do fluido através da ferramenta *enclosure*, e seleccionou-se a opção “*create share topology*” para extrair a geometria da *grid fin* na região de fluido. De seguida, criou-se um *Body of Influence* em torno da *grid fin*. Estas são regiões onde irá se ter uma malha mais refinada para obter-se resultados mais precisos e eficientes.

Através da ferramenta *combine* dividiu-se a geometria em metade, pelo plano YoZ, pois a *grin fin* apresenta simetria por esse plano, neste caso de estudo. Na figura 5 está representada as dimensões da região de fluido e do *Body of Influence*.

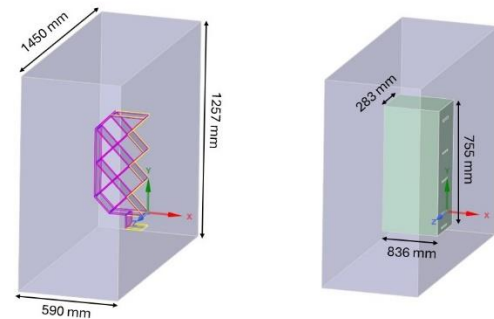


Figura 5- Dimensões da região de fluido e do Body of Influence

Nesta etapa também se definiu o nome das diferentes regiões como o *inlet*, *outlet*, *wall*, *symmetry*, etc. Também se definiu a face inferior da *grid fin*, que conecta ao foguete, com o nome de “raiz”, para obter-se resultados de forças e momentos nessa região.

Da mesma forma, realizou-se a modelação e preparação da *grid fin* do estudo 2.

É importante referir, que inicialmente definiu-se uma zona de fluido e um *Body of Influence* com uma dimensão maior. No entanto, na criação da malha, teve-se problemas no número de elementos devido à licença de estudante. Assim, decidiu-se diminuir as dimensões destas zonas.

3. Criação da malha

Após a modelação e preparação do modelo da *grid fin*, realizou-se a criação da malha.

Esta etapa é a mais importante num estudo CFD, pois a qualidade e tamanho da malha afetam a precisão dos resultados. Na maioria dos estudos, esta etapa é a mais demorada e laboriosa, pois, por vezes, refinar a malha em certas zonas é um processo difícil e a geração da respetiva malha demora algum tempo.

Neste estudo, houve a necessidade da criação de três malhas, uma para cada velocidade/número de Reynolds, devido ao parâmetro adimensional y^+ . Este parâmetro é usado para avaliar a resolução da malha na região próxima à parede das grades da *grid fin*, e indica a distância da primeira camada da malha em relação à parede. Depende das condições de escoamento, como a viscosidade e o perfil de velocidade próximo da parede [4]. No entanto, para as

restantes regiões o tamanho da malha foi semelhante para as diferentes velocidades.

Na Figura 6 pode-se comparar as dimensões da malha nas diferentes regiões.

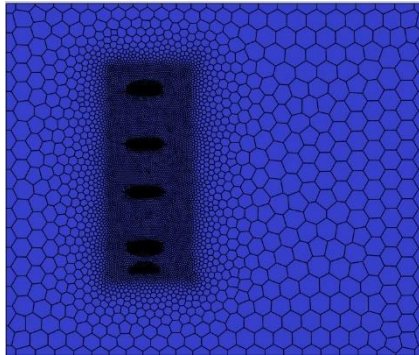


Figura 6-Malha nas diferentes regiões

Neste estudo, começou-se por definir um valor de y^+ igual a 1, mas teve-se problemas na criação da malha devido à licença de estudante. Deste modo, teve-se de aumentar o valor de y^+ , que ficou definido em 200.

Através de um [calculador online](#), que considera a velocidade do escoamento, densidade do fluido, viscosidade dinâmica, diâmetro do objeto e o valor de y^+ , foi possível calcular a distância da primeira camada da malha para as diferentes velocidades.

Quanto ao *Volume Mesh*, foram utilizados elementos poliedros em que comprimento máximo das células variou conforme as velocidades. Além disso, utilizou-se o Improve Volume Mesh com o valor de 0.20 para aumentar a qualidade da malha.

Na Tabela 2 estão representados os valores da distância da primeira camada da malha em relação à parede das grades da *grid fin*, número de camadas e parâmetros de qualidade da malha para cada velocidade de escoamento. Para as diferentes velocidades teve-se de alterar os valores dos tamanhos dos elementos do *BOI* e da *face size* das grades da *grid fin*.

Tabela 2-Valores da distância da primeira camada, números de camadas e parâmetros de qualidade da malha

Mach	y^+	Boudary Layers	Layer First heigh (m)	Elementos	Skewness	Orthogonal Quality
0.7	200	10	0.0005551	1005403	0.7109	0.20
1.2	200	10	0.0003365	1014114	0.7795	0.20
2.5	200	10	0.00017024	982472	0.8591	0.20

Para todas as velocidades, utilizou-se 10 *Boudary Layers*. Obteve-se *Orthogonal Quality* igual a 0.20 para todas as velocidades. Quanto ao valor de *Skewness* conseguiu-se obter bons valores para as velocidades 0.7 Ma e 1.2 Ma, mas para a velocidade 2.5 Ma obteve-se um valor menos ideal, contudo aceitável.

Tentou-se aumentar o número de *Boudary Layers* e melhorar a *Skewness* para velocidade de 2.5 Ma, mas mais uma vez, devido à licença de estudante não foi possível. Como se pode observar, o número de elementos utilizados nas três malhas atinge quase o limite máximo permitido pela licença, de 1.2×10^6 elementos.

Tabela 3- Parâmetros e resultado do teste de independência da malha

#Cells	Target mesh size (BOI) (m)	Target mesh size (facesize) (m)	Minimum size (surface mesh) (m)	Maximum size (surface mesh) (m)	Força_y (N)
38825	0.056	0.0296	0.056	0.56	-1091.74
73997	0.028	0.0148	0.028	0.28	-1127.9
248586	0.014	0.0074	0.014	0.14	-1174.3
506138	0.0098	0.00518	0.0098	0.098	-1202.8
694940	0.0084	0.00444	0.0084	0.084	-1215.3
836725	0.0077	0.00407	0.0077	0.077	-1226.2
1014114	0.007	0.0037	0.007	0.07	-1224.5

De forma a verificar a independência da malha, foram realizadas várias simulações com diferentes números de elementos da malha, como evidenciado na Tabela 3.

Este teste foi feito para o caso de 1.2 Ma e ângulo de ataque 0° . A variável de controlo escolhida foi a força segundo a direção y, pois esta é das de maior importância para o caso em análise.

Como é possível verificar na Figura 7, a malha escolhida, assinalada a laranja e referente a um número de células igual a 1014114, encontra-se no início do domínio de independência da malha, como desejado.

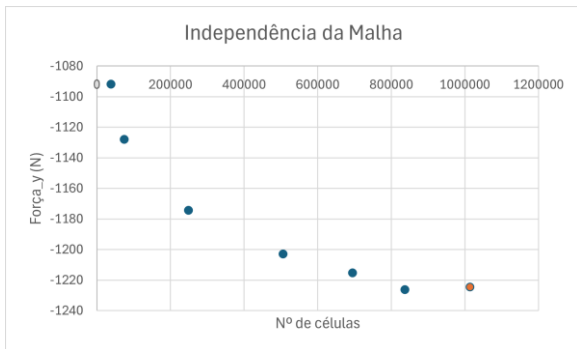


Figura 7- Gráfico de teste de independência de malha

4. Processamento/Simulação

Na Tabela 4 encontram-se alguns parâmetros utilizados na definição das condições da simulação.

Tabela 4-Parâmetros de entrada da simulação

Input Parameters	Magnitude
<i>Solver type</i>	<i>Density based</i>
<i>Time</i>	<i>Steady</i>
Modelo viscoso	<i>Spalart-Allmaras e Energy</i>
Fluido	Ar Ideal
Densidade (kg/m ³)	Variável
Rácio de viscosidade turbulenta	10
Número de Reynolds	Variável com a velocidade
Número de iterações	4000
Resíduos (<i>Absolute Criteria</i>)	1E-05

Neste estudo, como as velocidades de escoamento são superiores a 0.3 Ma tem-se de considerar a compressibilidade do fluido, por isso definiu-se o ar como um fluido ideal. Deste modo, em relação ao *Solver type* selecionou-se o *Density based*, e ativou-se, também, o modelo da energia. Quanto ao modelo de escoamento usou-se o Spalart-Allmaras, pois este modelo é menos custoso computacionalmente, e é adequado ao foco principal, ou seja, estudar o comportamento geral do escoamento e determinar forças aerodinâmicas. Além disso, outra razão por se ter utilizado este modelo foi para se conseguir comparar os resultados com a bibliografia encontrada, pois nos artigos encontrados sobre estudos semelhantes utilizaram esse modelo.

Utilizou-se um número significativo de iterações, igual a 4000, para garantir que mesmo que os resíduos não convergissem, as forças aerodinâmicas e momentos gerados estabilizassem num certo valor.

Além disso, também se definiu as condições no *inlet* e no *outlet*. No *outlet* considerou-se o *Prevent Reverse Flow*, pois o *outlet* não se encontra a uma distância considerável da *grid fin*, devido ao número máximo de elementos. Nas paredes (*Walls*) considerou-se a condição de não escorregamento (*No slip*).

Nas Figuras 8 e 9 está representada a direção do escoamento, e é importante para se saber a direção dos eixos coordenados para depois analisar as forças e momentos gerados. Como se vê, o escoamento realiza-se segundo -z, e segundo -z e -y quando se tem ângulo θ diferente de 0.

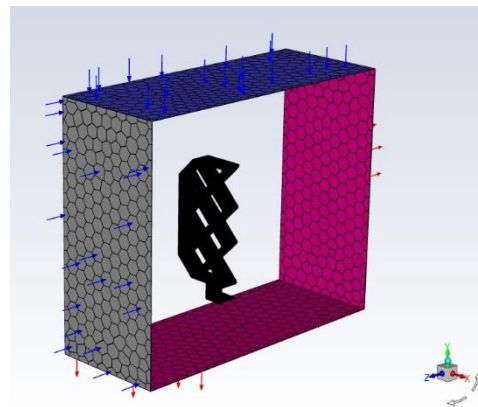


Figura 8- Direção do escoamento



Figura 9- Referencial usado

5. Resultados e discussão

É importante referir que nem todos os residuais convergiram para 1e-5. A maioria dos residuais convergiu próximo de 1e-3. Apesar de nem todos os

residuais atingirem os $1e-5$, os valores das forças aerodinâmicas e momentos gerados convergiram, aproximadamente para a maioria das simulações, a partir de 1500 iterações.

Notou-se que com o aumento do ângulo de ataque, θ , e com o aumento da velocidade de escoamento, as forças e momentos gerados demoravam mais tempo a estabilizar.

5.1. Distribuição de pressão e velocidade

Os contornos de pressão e velocidade permitem identificar as regiões de alta e baixa velocidade, e em regime compressível são essenciais para localizar e estudar ondas de choque e as suas interações com a geometria.

Nas Figuras 10-13 estão representados os contornos das distribuições de velocidade e pressão para a velocidade de escoamento 0.7 Ma.

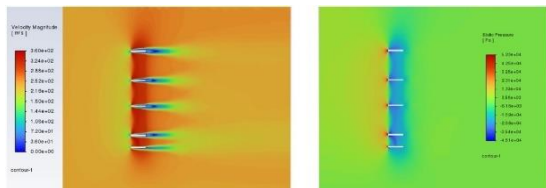


Figura 10- 0.7 Ma, $\theta=0^\circ$: Velocidade e Pressão

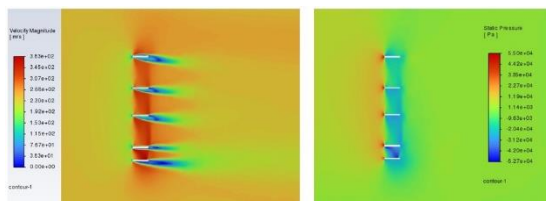


Figura 11- 0.7 Ma, $\theta=5^\circ$: Velocidade e Pressão

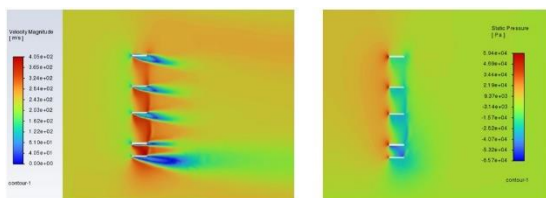


Figura 12- 0.7 Ma, $\theta=10^\circ$: Velocidade e Pressão

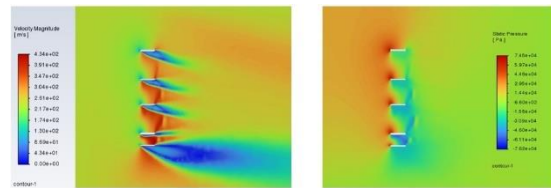


Figura 13- 0.7 Ma, $\theta=20^\circ$: Velocidade e Pressão

Neste caso, como estamos em regime subsônico ainda não são geradas ondas de choque. No entanto, para a velocidade 0.7 Ma nota-se que o aumento do ângulo de ataque (θ) provoca um aumento da zona de esteira na zona inferior da *grid fin*.

Nas Figuras 14-17 estão representados os contornos das distribuições de velocidade e pressão para a velocidade de escoamento 1.2 Ma.

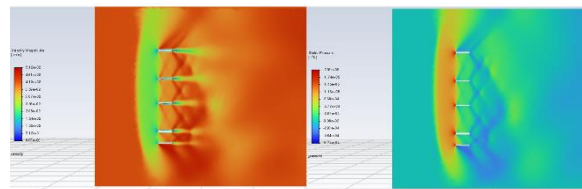


Figura 14- 1.2 Ma, $\theta=0^\circ$: Velocidade e Pressão

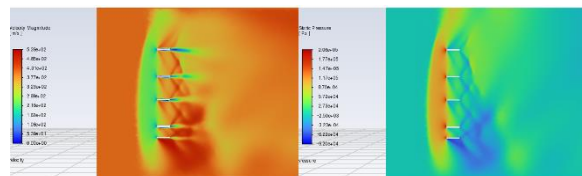


Figura 15- 1.2 Ma, $\theta=5^\circ$: Velocidade e Pressão

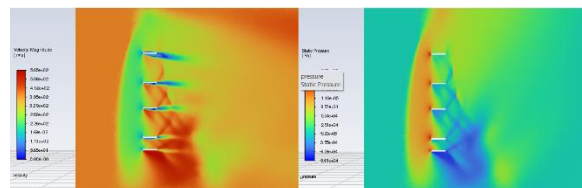


Figura 16- 1.2 Ma, $\theta=10^\circ$: Velocidade e Pressão

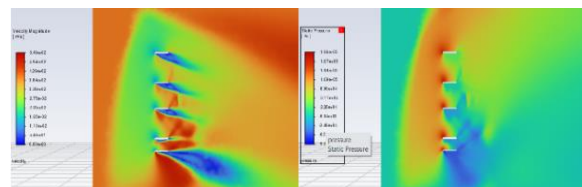


Figura 17- 1.2 Ma, $\theta=20^\circ$: Velocidade e Pressão

Para a velocidade de 1.2 Ma, como o escoamento está em regime transônico, já se nota, pelo contorno da pressão, as ondas de choque geradas. Como se observa, com o aumento do ângulo de ataque (θ) as ondas de pressão tornam-se menos intensas. Deste modo, se o objetivo fosse minimizar os efeitos provocados pelas ondas de choque, nomeadamente o ruído perceptível pela população, para a velocidade de escoamento de 1.2 Ma, a *grid fin* tinha de estar inclinada para um ângulo de ataque igual a 20°.

Além disso, para esta velocidade de escoamento, observa-se que ocorre uma diminuição de velocidade no escoamento na zona antecedente à *grid fin*, devido sobretudo à formação de uma região de alta pressão à frente da estrutura, causada pela compressibilidade do ar e pelas características geométricas da *grid fin*. Também, em relação à velocidade do escoamento, até ao ângulo de ataque (θ) 10°, não ocorre zonas de esteiras significativas, mas para o ângulo de ataque (θ) 20° tem-se uma zona de esteira bastante significativa, novamente na parte inferior da *grid fin*.

Nas Figuras 18-21 estão representados os contornos das distribuições de velocidade e pressão para a velocidade de escoamento 2.5 Ma.

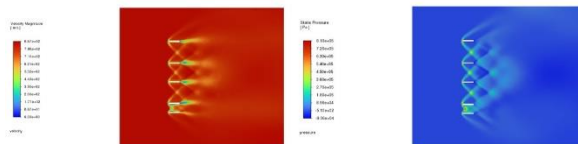


Figura 18- 2.5 Ma, $\theta=0^\circ$: Velocidade e Pressão

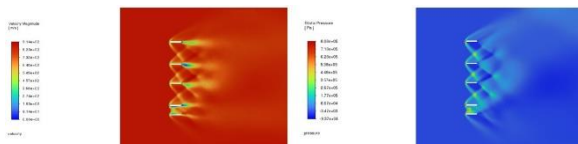


Figura 19- 2.5 Ma, $\theta=5^\circ$: Velocidade e Pressão

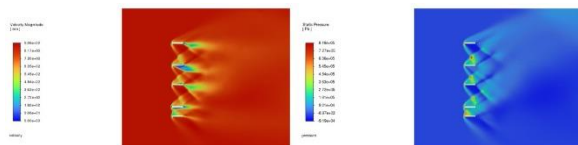


Figura 20- 2.5 Ma, $\theta=10^\circ$: Velocidade e Pressão

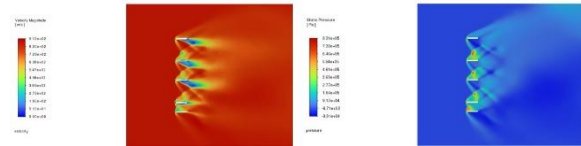


Figura 21- 2.5 Ma, $\theta=12^\circ$: Velocidade e Pressão

Para a velocidade de escoamento 2.5 Ma, não se conseguiu obter convergência da solução para o ângulo de ataque (θ) 20°, pois para esta velocidade e ângulo de ataque o escoamento pode apresentar uma região de turbulência que não cabe no domínio da região do *Body of Influence* ou até mesmo da região de fluido. Ainda se tentou aumentar as dimensões de ambos, mas na criação da malha deu sempre erro, devido ao número de elementos máximo da licença de estudante. Deste modo, realizou-se o estudo para ângulos de ataque mais baixos.

Tal como, para a velocidade de escoamento 1.2 Ma, na velocidade de escoamento 2.5 Ma, a intensidade das ondas de choque na zona inferior da *grid* diminui à medida que o ângulo de ataque (θ) aumenta. Ainda assim, por se tratar de velocidade muito alta, o escoamento não consegue antecipar a presença da *grid fin* e consequentemente não existe a zona de estagnação (alta pressão) visível em frente a *grid fin*, explicado pelo comportamento diferente do fluido a velocidades supersônicas, sendo que a compressão acontece localmente nas bordas das *fins*. Tal é evidenciado na Figura 22 pois, para um escoamento de 1.7 Ma, a zona de alta pressão encontra-se “comprimida”, comparativamente com o de 1.2 Ma. Isto aponta para a possibilidade de o escoamento empurrar a zona de estagnação contra a frente da *grid fin*, havendo, então, uma velocidade crítica para a qual esta zona “atravessa” a grelha.

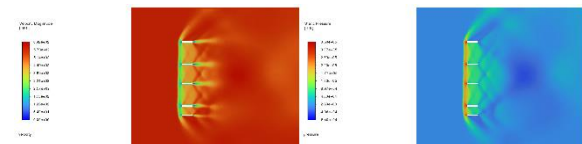


Figura 22- 1.7 Ma, $\theta=0^\circ$: Velocidade e Pressão

5.2. Forças geradas

Determinou-se as forças geradas na raiz da *grid fin*, ou seja, as forças transmitidas ao foguete. Separou-se a análise da força segundo a direção y por esta ser mais

significativa do que as outras duas. Os resultados obtidos diretamente da simulação tiveram de ser multiplicados pelo dobro, pois simulou-se apenas metade da *grid fin*, visto que se considerou que apresentava simetria nestas condições de estudo.

Nas Figuras 23-25 apresenta-se a variação das forças geradas na raiz da *grid fin*, segundo as direções x, y e z, em função da variação do ângulo de ataque (θ).

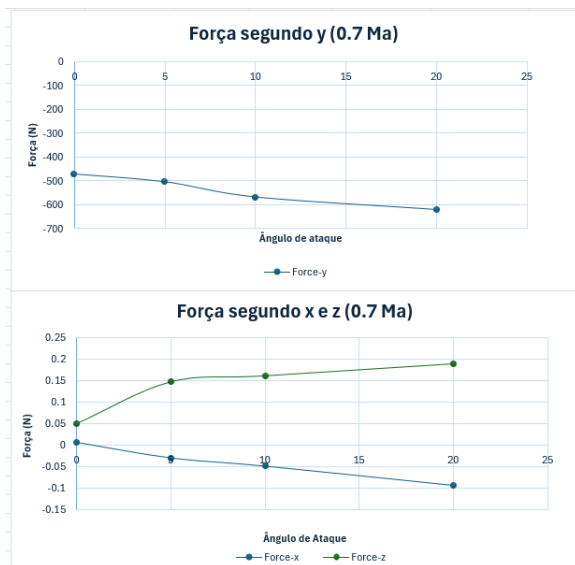


Figura 23- Forças geradas na raiz para a velocidade de escoamento 0.7 Ma

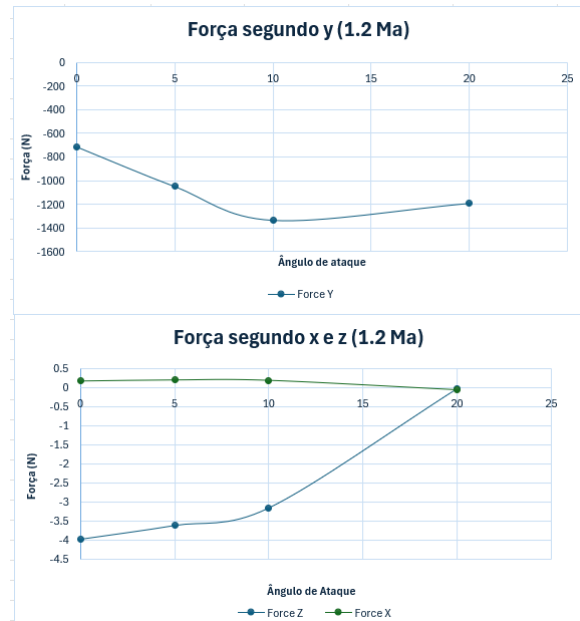


Figura 24- Forças geradas na raiz para a velocidade de escoamento 1.2 Ma

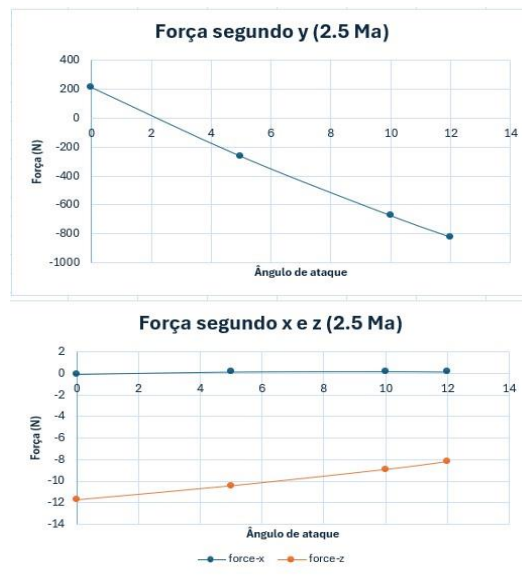


Figura 25-Forças geradas na raiz para a velocidade de escoamento 2.5 Ma

É possível perceber pelos gráficos acima apresentados, que a força gerada na raiz das *grid fins* tem componente muito mais significativa na direção Y, o que valida a análise e replica as condições reais de operação. Em adição pode-se notar que esta força

tende a aumentar em magnitude no sentido -Y, a medida que o ângulo de ataque (θ) aumenta. Este fenômeno repete-se nas 3 condições de velocidade de escoamento. No entanto, as forças nas direções X e Z, têm magnitude de ordens de grandeza muito abaixo em comparação com as forças na direção Y e tendem a manter-se próximos do valor inicial com o aumento do ângulo de ataque, apesar de haver um ligeiro decréscimo na componente Z nos casos de $Ma = 1.2$ e $Ma = 2.5$.

Ao contrário dos casos de $Ma = 0.7$ e de $Ma = 1.2$, em $Ma = 2.5$, a força em y é, inicialmente positiva, para um $\theta=0^\circ$, isto é devido à migração da zona de alta pressão, mencionada acima. Deste fenômeno, resulta, também, a ocorrência de menores forças em y, em magnitude, comparativamente com uma velocidade de 1.2 Ma, verificado em [6].

5.3. Momentos gerados

Quanto aos momentos gerados, teve-se de considerar o centro de massa da *grid fin*, que tem coordenadas (0,0.24915,0.04865) [m], e calculou-se os momentos gerados na raiz da *grid fin*, segundo os três eixos. Tal como nas forças geradas, os momentos gerados tiveram de ser multiplicados pelo dobro, pelo mesmo motivo.

Nas Figuras 26-28 apresenta-se a variação dos momentos gerados na raiz da *grid fin*, em torno dos eixos x, y e z, em função da variação do ângulo de ataque (θ).

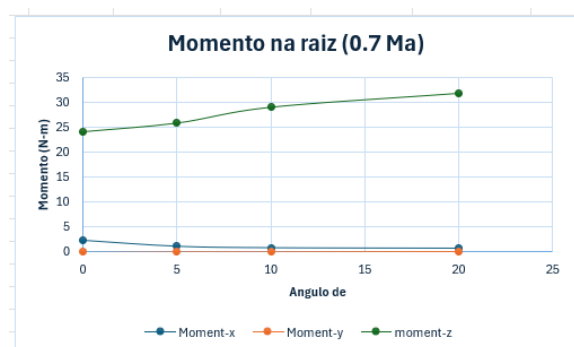


Figura 26-Momento na raiz da grid fin para a velocidade 0.7 Ma

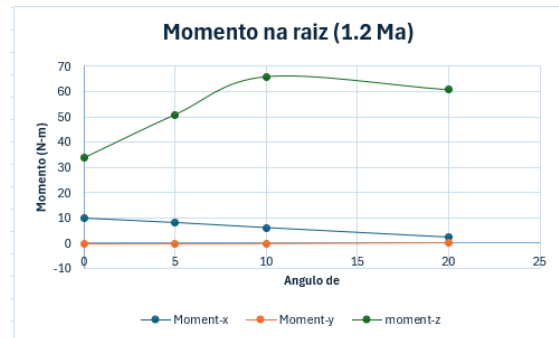


Figura 27- Momento na raiz da grid fin para a velocidade 1.2Ma

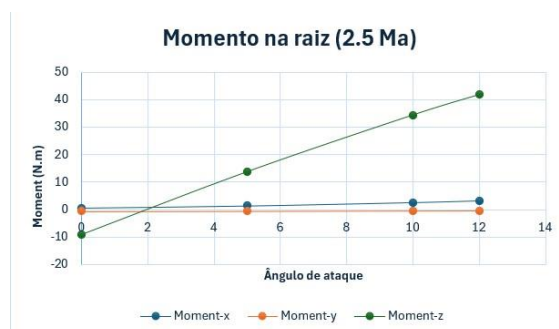


Figura 28- Momento na raiz da grid fin para a velocidade 2.5 Ma

No estudo dos momentos, este tende a ser maior em torno do eixo Z, onde tende a aumentar com o aumento do ângulo de ataque (θ), enquanto nos eixos X e Y mantém-se próximos, apesar de ligeiro decréscimo para as velocidades de $Ma=0.7$ e $Ma=1.2$ e ligeiro aumento para $Ma=2.5$.

Adicionalmente, no caso da velocidade $Ma=2.5$, verifica-se um fenômeno de mudança de direção do momento gerado, passando de negativo para positivo, e uma redução geral do momento na raiz, relativamente a $Ma=1.2$, pelo motivo mencionado em 5.2.

5.4. Força de arrasto

Em relação à força de arrasto, esta apresenta a mesma direção do escoamento. Nas Figuras 29-31 estão representadas a variação da força de arrasto, criada pela *grid fin*, em função do ângulo de ataque (θ).

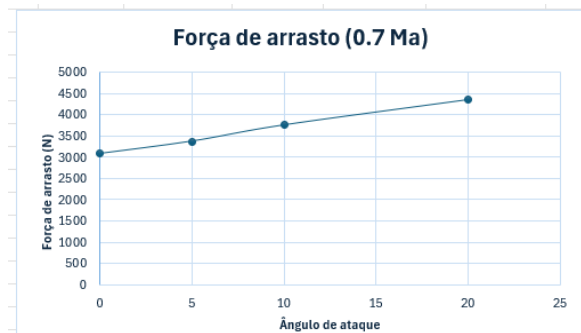


Figura 29- Força de arrasto criada pela grid fin para a velocidade de escoamento 0.7 Ma

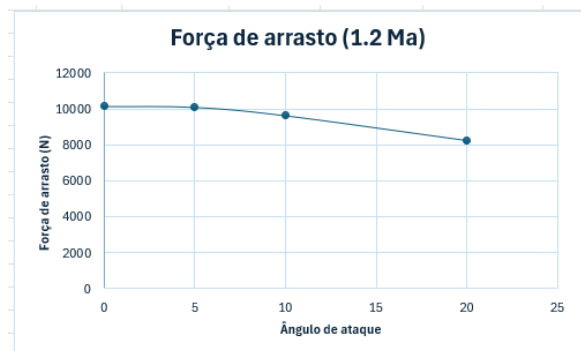


Figura 30- Força de arrasto gerada pela grid fin para a velocidade de escoamento 1.2 Ma

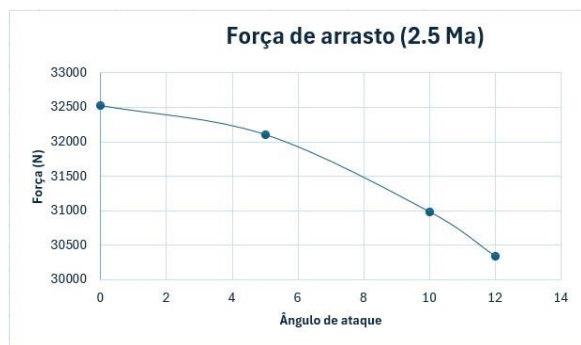


Figura 31- Força de arrasto gerada pela grid fin para a velocidade de escoamento 2.5 Ma

A variação da força de arrasto para a velocidade de escoamento 0.7 Ma é parecida à variação do coeficiente da força de arrasto de um estudo semelhante, encontrado no seguinte artigo [5], e como podemos observar pela Figura 32.

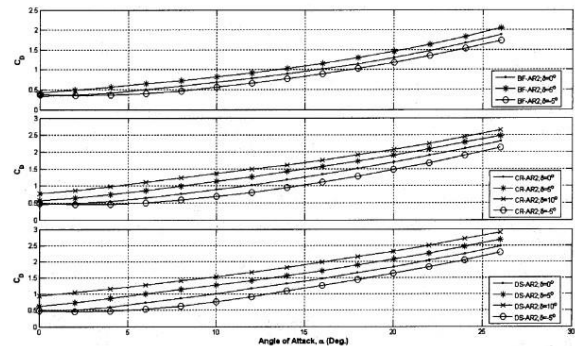


Figura 32- Variação do coeficiente de força de arrasto para a grid AR2 fins

No entanto, nos casos de velocidade de escoamento 1.2 Ma e 2.5 Ma, o inverso acontece, a força de arrasto diminui com o aumento do ângulo de ataque. Além disso, o aumento da velocidade provoca aumento da força de arrasto.

6. Estudo extra

Como se referiu na introdução do relatório, realizou-se um estudo extra. Este consistiu no estudo do escoamento em torno de outra *grid fin* com as mesmas dimensões, mas constituído por mais grades, como se verificou na Figura 3, e teve como objetivo principal estudar a influência do número de grades, que compõem a *grid fin*, nas forças e momentos gerados no foguete. Para esta *grid fin*, apenas simulou-se o estudo para um escoamento de velocidade 1.2 Ma.

Esta *grid fin* foi modelado e preparado nas mesmas condições que a outra *grid fin*. A região de fluido e o *Body of Influence* apresentam, praticamente, as mesmas dimensões usadas no primeiro estudo.

Em relação à criação da malha, também se procedeu da mesma maneira. Na Tabela 5 estão representados os valores da distância da primeira camada da malha em relação à parede das grades da *grid fin*, número de camadas e parâmetros de qualidade da malha para esta *grid fin* e para a velocidade de escoamento 1.2 Ma

Tabela 5- Valores da distância da primeira camada, números de camadas e parâmetros de qualidade da malha

y+	Boundary Layers	Layer First Height (m)	Elementos	Skewness	Orthogonal Quality
200	10	0.00055516	947697	0.7115	0.20

Na simulação, manteve-se os parâmetros e modelos utilizados. Tal como para a primeira *grid fin*, nem todos os critérios de convergência convergiram para $1e-5$, mas as forças e momentos gerados convergiram mais ou menos a partir de 1500 iterações.

Quanto aos resultados obtidos, apenas vamos analisar a força gerada segundo y, o momento gerado em torno do eixo z, e a força de arrasto, visto que as outras forças e momentos gerados têm pouco impacto por terem valores muito baixos.

Nas Figuras 33-35 estão representados os resultados obtidos para a *grid fin* com mais grades (*grid 2*) e compara-se com os resultados obtidos para a *grid fin* inicial (*grid 1*).

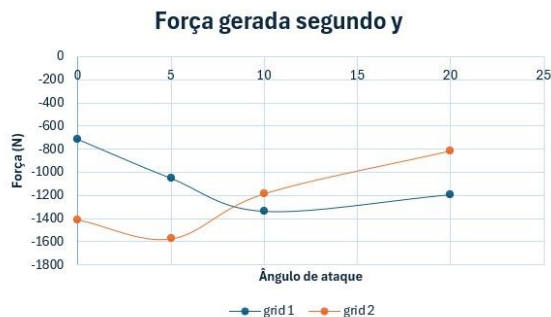


Figura 33- Força gerada na raiz segundo y

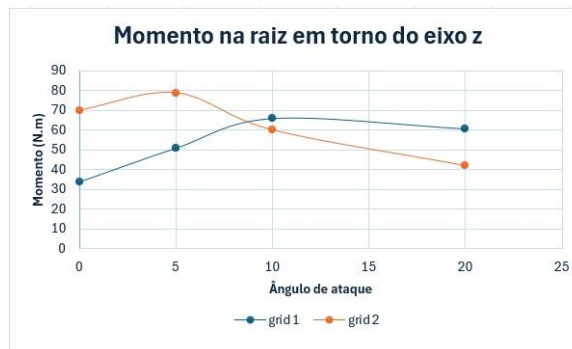


Figura 34- Momento gerado na raiz em torno do eixo z



Figura 35- Força de arrasto

Em relação à força gerada na raiz segundo a direção y, pode-se dizer que para a *grid 1* a magnitude da força tende a aumentar com o aumento do ângulo de ataque (θ), com direção segundo -y. Contrariamente, para a *grid 2* a magnitude da força tende a diminuir com o aumento do ângulo de ataque (θ), com direção segundo -y. A curva para ambas as *grid fins* interseam-se para um ângulo de ataque próximo de 7° .

Quanto ao momento gerado na raiz em torno do eixo z, como se pode ver pela Figura 34, tende a aumentar, em magnitude, para a *grid 1* e diminuir para *grid 2*, com o aumento do ângulo de ataque. Novamente, a curva para ambas as *grid fins* interseam-se para um ângulo de ataque próximo de 7° .

Para a força de arrasto, como se vê na Figura 34, para ambas as *grid fins* a força de arrasto tende a diminuir ligeiramente com o aumento do ângulo de ataque (θ). No entanto, a força de arrasto provocada pela *grid 2*, para todos os ângulos de ataque é superior à força de arrasto provocada pela *grid 1*, visto que a *grid 2* apresenta maior área frontal. Neste caso, se o

objetivo de um projeto de uma *grid fin* fosse para ajudar a desacelerar um foguete, entre estas duas *grid fins* estudados, o escolhido seria a *grid 2*, pois provoca uma força de arrasto superior em todos os ângulos de ataques estudados.

Em conclusão sobre este estudo extra, se pretende-se obter um força segundo y e um momento em torno do eixo z com uma amplitude maior, para ângulos de ataque (θ) inferiores a 7° deve-se optar pela *grid fin* com mais grades (*grid 2*). Para ângulos de ataque (θ) superiores a 7° deve-se optar pela *grid fin* com menos grades (*grid 1*) para obter uma amplitude de força segundo Y e momento em torno de Z maiores. Além disso, se for para obter um arrasto superior, deve-se considerar a *grid fin* com mais grades.

7. Conclusão

Neste estudo, foi analisado o desempenho aerodinâmico de *grid fins* num foguete em diferentes regimes de escoamento, com velocidades subsônicas, transônicas e supersônicas, para vários ângulos de ataque, tendo assim obtido resultados de força que transmite ao foguete, momentos gerados, força de arrasto resultante e contornos da distribuição de velocidade e pressão ao redor da *grid fin*.

Esta análise demonstrou que:

1. A magnitude das forças aumenta com o aumento do ângulo de ataque, sendo mais significativo na direção y.
2. A magnitude dos momentos aumenta de igual forma, sendo mais significativo em torno do eixo Z.
3. A força de arrasto aumentou para 0.7 Ma e diminuiu para 1.2 Ma e 2.5 Ma, no entanto, é em magnitude maior para 2.5 Ma, 1.2 Ma e 0.7 Ma respectivamente.
4. A velocidades transônicas e supersônicas, desenvolvem-se ondas de choque a seguir à *grid fin*, estas que diminuem de intensidade com o aumento do ângulo de ataque, o que pode ser importante em aplicações próximas de zonas de civilizações.
5. Em regime supersônico, o escoamento não consegue antecipar a presença da *grid fin*, portanto não existe zona de alta

pressão antes da *grid fin* mas sim localmente, nas bordas das *fins*.

6. As diferentes configurações de *grid fins*, indica que o aumento de número de grades influencia significativamente no impacto aerodinâmico que a *grid fin* tem, sendo verificável pelos parâmetros estudados.

Este estudo pode ainda ser melhorado, fazendo variar a componente X do ângulo de ataque, uma vez que com essa variação o problema deixa de ser simétrico e exige estudo adicional. No entanto, devido as limitações de licença de estudante, provou-se prontamente que não seria possível avaliar o problema nessa dimensão.

Pode-se ainda concluir que o trabalho apresenta um bom grau de satisfação de objetivos, uma vez que os resultados são consistentes e coerentes, em algumas partes, com a literatura encontrada. Em relação às forças e momentos gerados no foguete, não se encontrou estudos que os analisavam.

8. Referências Bibliográficas

- [1] "Preparation of Papers for AIAA Technical Conferences | Enhanced Reader."
- [2] "Grid Fins & Rocket guidance." Accessed: Dec. 07, 2024. [Online]. Available: <https://www.spaceandscience.fr/en/blog/grid-fins>
- [3] K. Peng *et al.*, "Grid fins shape design of a launch vehicle based on sequential approximation optimization," *Advances in Space Research*, vol. 62, no. 7, pp. 1863–1878, Oct. 2018, doi: 10.1016/J.ASR.2018.06.001.
- [4] J. Franke and A. Baklanov, "Best Practice Guideline for the CFD Simulation of Flows in the Urban Environment: COST Action 732 Quality Assurance and Improvement of Microscale Meteorological Models," 2007. [Online]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/257762102>
- [5] A. Misra, A. Singhal, A. K. Ghosh, and K. Ghosh, "WIND TUNNEL STUDY OF A GRID FIN STABILIZED GUIDED PROJECTILE."

- [6] C. Huang, W. Liu, G. Yang, “Numerical Studies of static aeroelastic effects on grid fin aerodynamic performance”, Chinese Journal of Aeronautics, Volume 30, Issue 4, 2017