

9.1 - CLASSIFICAÇÃO DOS PROPELENTES

Em relação às características, os propelentes líquidos podem ser divididos em duas classes principais: os *monopropelentes* e os *bipropelentes*. Os monopropelentes são compostos que não necessitam de reagentes oxidantes para provocar a decomposição química e liberação de calor. Eles podem, ainda, ser subdivididos em *monergóis* e *catergóis*. Os primeiros são formados por substâncias que liberam grande quantidade de energia, como o nitrometano (CH_3NO_2) e a hidrazina (N_2H_4). Os segundos são substâncias que se decompõem pela ação de um catalisador sólido ou líquido, pressão ou calor; por exemplo, o HTP (80-90% de H_2O_2) é rapidamente decomposto por prata, permanganatos ou dicromatos.

Como o prefixo sugere, os bipropelentes trabalham com dois reagentes distintos, um deles funcionando como combustível e o outro como oxidante. Eles são, ainda, subdivididos em *dienergóis* e *hipergóis*. Os primeiros necessitam de um estímulo externo para sofrer ignição quando são colocados em contato. Dentro deste grupo podemos citar os propelentes *criogênicos*, os quais possuem um excelente impulso específico apesar de apresentarem o empecilho de sua manutenção a baixíssimas temperaturas dentro de seus reservatórios; por exemplo, $-183\text{ }^\circ\text{C}$ para o LOX e $-253\text{ }^\circ\text{C}$ para o LH! Os hipergóis, por outro lado, entram em ignição imediatamente após o contato direto dos reagentes, como, por exemplo, o HTP e a hidrazina. Verificou-se experimentalmente que, sob a mesma pressão na câmara de combustão, os bipropelentes possuem maior impulso específico que os monopropelentes. Isto ocorre porque num monergól, por exemplo, os átomos do oxidante e do combustível estão presos na mesma molécula, provocando uma perda de energia na formação da ligação molecular.

Nos propelentes líquidos, as substâncias mais utilizadas como oxidantes são o oxigênio líquido (LOX), o flúor líquido, o tetraóxido de nitrogênio (N_2O_4), o ácido nítrico (HNO_3), o peróxido de hidrogênio (H_2O_2) - também conhecido como “água oxigenada” - e compostos de flúor e cloro, como, por exemplo, o trifluoreto de cloro (ClF_3). Os combustíveis mais comuns são o hidrogênio líquido (LH) e as cadeias de hidrocarbonetos, como o querosene, o óleo diesel e a gasolina. Os querosenes especialmente refinados também recebem a designação de RP (Petróleo Refinado). Outros combustíveis importantes são o álcool etílico ($\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$), a hidrazina, o amoníaco líquido (NH_3), o dimetil-hidrazina assimétrico [$(\text{CH}_3)_2\text{NNH}_2$], ou UDMH, e os compostos à base de boro como, por exemplo, o diborano (B_2H_6) e o pentaborano (B_5H_9). É interessante notar que os elementos mais poderosos utilizados na propulsão de foguetes são predominantemente os não-metais, encontrados à direita superior da Tabela Periódica. A tabela abaixo apresenta as características de alguns propelentes importantes.

PROPELENTE (oxid/comb)	RAZÃO DE MISTURA (oxid/comb)	ρ_{pr} (g/cm^3)	θ_c ($^\circ\text{C}$)	M_{pr}^* (kg/mol)	I_{sp} (s)**
O_2 / RP	2,56	1,02	3400	23,2	294
O_2 / H_2	4,02	0,25	2724	10	390
N_2O_4 / 50% N_2H_4 + 50% UDMH	2,0	1,21	3163	22,6	283
HTP	-	1,44	743	21,5	132
N_2H_4	-	1,01	602	10,7	155

* Massa (peso) molecular

** sob uma pressão $p_c = 7\text{ MPa}$

Na tabela, a razão de mistura, r_m , é definida como o quociente entre a razão de variação de massa do oxidante, \dot{m}_{ox} , e a razão de variação de massa do combustível, \dot{m}_{cb} :

$$r_m = \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_{cb}} \quad (11)$$

Mas, a razão de variação de massa do propelente (oxidante + combustível), \dot{m}_{pr} , é dada por $\dot{m}_{pr} = \dot{m}_{ox} + \dot{m}_{cb}$. Logo, podemos expressar a taxa de escoamento do oxidante e do combustível, conhecendo-se a razão de mistura estequiométrica entre ambos, como se segue:

$$\dot{m}_{ox} = \dot{m}_{pr} \frac{r_m}{r_m + 1} \quad e \quad \dot{m}_{cb} = \dot{m}_{pr} \frac{1}{r_m + 1}$$

9.2 – RESERVATÓRIOS DE PROPELENTES

Os reservatórios dos propelentes formam uma grande porcentagem do peso total do sistema de propulsão e, durante o vôo, poderão ser pressurizados tanto por forças de aceleração agindo sobre os propelentes mais uma pressão de extremidade para bombeamento eficiente destes para os motores (em sistemas líquidos) quanto por uma pressão dos gases de combustão dos propelentes (em sistemas sólidos).

Consideremos um tanque com o formato apresentado na figura 12. A *razão de corpulência (fineness ratio) L/D* é um importante parâmetro de projeto e inversamente proporcional à dissipação de energia no equipamento. Entretanto, testes experimentais também provaram que valores intermediários deste parâmetro são necessários para um bom rendimento de peso. A influência de L/D no desempenho volumétrico pode ser analisado considerando o quociente entre a soma do volume do reservatório de propelente, V_{pt} , com o volume destinado à instrumentação, V_{it} , e o volume do cilindro circunscrito ao tanque, V_{cl} .

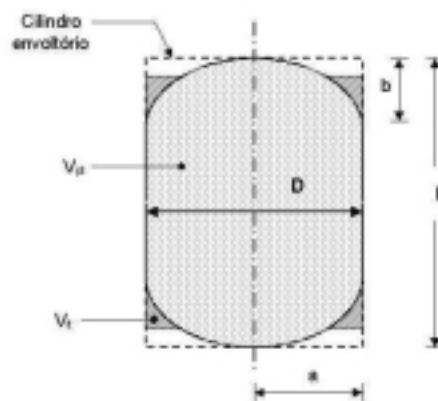


Figura 12

Supondo que o reservatório tenha extremidades na forma elipsoidal, então seu volume será igual a:

$$V_{pt} = \pi a^2 \cdot \left(L - \frac{2}{3}b\right) \quad (12)$$

O volume do cilindro envoltório é:

$$V_{cl} = \pi a^2 L \quad (13)$$

O espaço disponível para os equipamentos de controle, V_{it} , é dado pela expressão:

$$V_{it} = \frac{\pi a b D}{3} \quad (14)$$

Na figura 13¹ são mostrados vários formatos de reservatórios com o mesmo volume, *tensão máxima de carcaça* (shell stress) e razão de corpulência em função das medidas de um tanque com formato esférico e onde R = raio, W = peso e os índices s e c se referem, respectivamente, a uma esfera e a um cilindro. A razão disto é que este formato apresenta o menor peso e área para um dado volume e a menor tensão de carcaça para uma certa pressão. Evidentemente, estes reservatórios apresentarão descontinuidades locais de tensão na junção das extremidades e isto pode provocar um aumento do peso maior do que aquele indicado na figura.

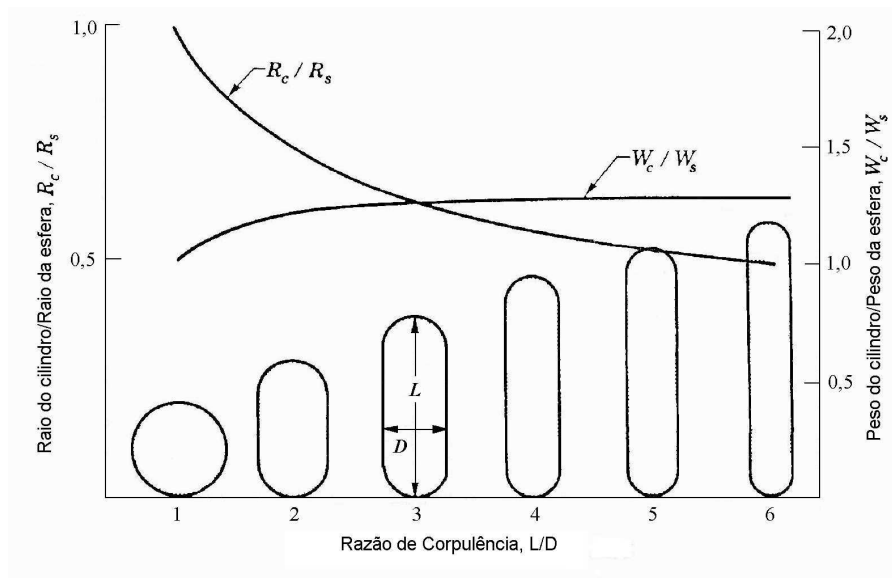


Figura 13

9.3 - SISTEMAS DE ALIMENTAÇÃO DE PROPELENTES

O objetivo do sistema de alimentação, ou escoamento, é a transferência dos propelentes de seus reservatórios para a câmara de combustão. Neste sentido, há dois modos principais de realizar tal tarefa, mostrados nas figuras 14 (a) e (b).

No sistema alimentado por pressão (a), os propelentes são empurrados em direção da câmara por um gás inerte (p. ex., hélio) sob alta pressão. O empuxo obtido por um tal sistema é determinado pelo nível de escoamento de propelente controlado pelo dispositivo regulador de pressão do gás. Para empuxos pequenos (4.5 - 4500 N) e de curta duração (10ms), como acontece nos foguetes de manobra, este sistema é o mais recomendado.

¹ SEIFERT, H.S. (ed.). *Space Technology*.

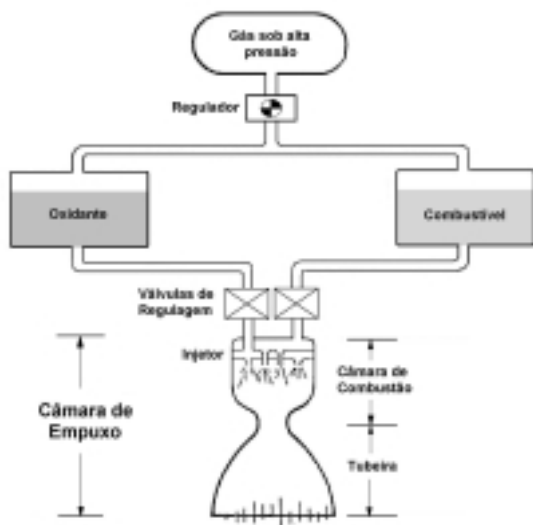


Figura 14(a)

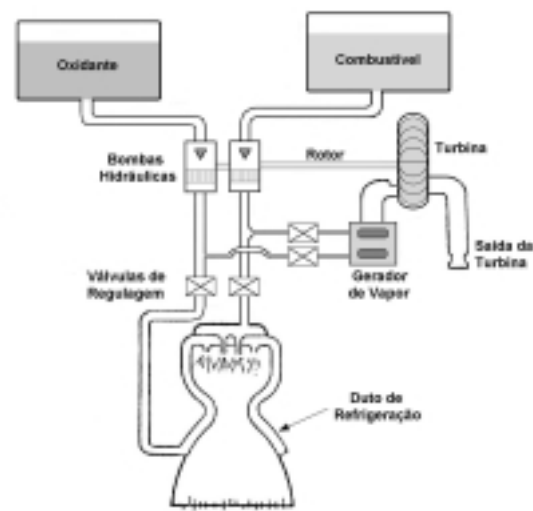


Figura 14(b)

No sistema alimentado por turbobombas (b), os propelentes são direcionados para a câmara através de bombas, cuja função é aumentar a pressão dos propelentes, controladas por turbinas, que obtém energia pela expansão de gases aquecidos. Estes são produzidos pelo redirecionamento de uma parte dos propelentes até um gerador em separado, que consiste de uma pequena câmara, onde sofrem combustão. Em geral, a bomba e a turbina são montadas juntas formando um conjunto chamado *turbobomba*. Este sistema é recomendado para empuxos grandes e de grande duração. A figura 15² apresenta a turbobomba do sistema de propulsão dos motores LE, utilizados no foguete H-II do Japão.



Figura 15

Entretanto, o desempenho da bomba é limitado por um fenômeno chamado *cavitação*, que ocorre quando a pressão estática em qualquer ponto na passagem do fluido torna-se menor que a pressão de vapor do mesmo, provocando o surgimento de bolhas. Estas bolhas acabam por desaparecer quando elas alcançam uma região de alta pressão, ou seja, pressão estática maior do que a pressão de vapor.

² NASDA

9.4 - CÂMARA DE EMPUXO

A câmara de empuxo é composta de três elementos principais: (i) injetor, (ii) câmara de combustão e (iii) tubeira convergente-divergente. A figura 16 (a) mostra os componentes básicos de uma câmara de empuxo, enquanto que a figura (b)³ apresenta o sistema de propulsão completo do foguete H-II.

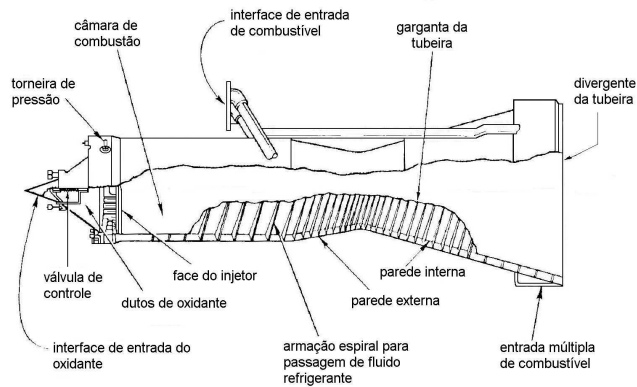


Figura 16(a)



Figura 16(b)

O objetivo do injetor, independentemente do sistema de alimentação empregado, é lançar o fluxo de propelentes dentro da câmara de combustão a velocidades determinadas. O injetor - um para o oxidante e outro para o combustível - consiste de uma placa multi-perfurada por onde passa o propelente (figura 17). Ao atravessar o injetor o propelente é atomizado (isto é, deixado na forma de gotículas microscópicas), de modo a tornar a combustão estável e uniforme na câmara de combustão. A velocidade de injeção é diretamente proporcional à razão de variação de massa do propelente e inversamente proporcional às dimensões do orifício. Portanto, quanto maior for a quantidade de propelente injetado e menor o orifício maior será a velocidade de injeção. Matematicamente:

$$v_{inj} = \frac{\dot{m}}{\rho_{pr} \cdot A_h} \quad (15)$$

onde A_h = área do orifício. A perda de pressão do propelente ao atravessar o injetor - e que é devida à sua viscosidade - é determinada experimentalmente.

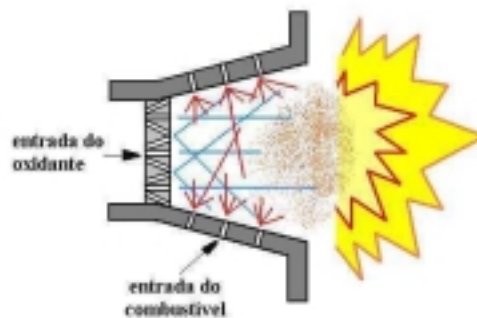


Figura 17

³ NASDA

A combustão dos propelentes acontece dentro da câmara de combustão sob pressões muito altas, tipicamente entre 0,4 e 2 MPa em sistema alimentados por pressão e entre 2 e 20 MPa para sistemas alimentados por bombas. Os meios empregados para iniciar o processo de combustão dependerão da combinação oxidante-combustível. A combustão, ou dissociação, dos monopropelentes pode ser iniciada por catálise com uma superfície de contato ativa ou com um composto em solução. Se esta for entre hipergóis, nenhum meio de ignição auxiliar é necessário, pois ela ocorre num período de 100 ms, aproximadamente, após o contato direto dos líquidos. No caso dos diergóis, a ignição do motor pode ser assegurada tanto por uma fonte externa (uma faísca elétrica, por exemplo) quanto por compostos hipergóis. Catalisadores à base detergentes ou certos compostos de metal, como o pentóxido de vanádio, diminuem o tempo de ignição de alguns bipropelentes.

Devido às altas temperaturas alcançadas na combustão dos propelentes, torna-se imperativo a utilização de um sistema de refrigeração de todas as partes expostas ao calor, já que normalmente a temperatura de combustão pode ser bem maior que a do ponto de fusão do material que forma o motor. O processo de refrigeração pode ser feito de duas maneiras:

- (i) circulando um dos propelentes por um duto auxiliar que passa pela câmara e tubeira, absorvendo o calor do propelente antes de sua injeção na câmara (recomendado para longos períodos de exposição);
- (ii) usando materiais ablatores, os quais formam, depois de vaporizados, uma camada de gás frio sobre as partes expostas.

10 - MOTORES A PROPELENTES HÍBRIDOS

O conceito de foguete a propelente híbrido, ou seja, aquele que utiliza uma combinação dos propelentes sólido e líquido, surgiu na década de 1930 na Alemanha, recebendo o nome de *litergól*. As primeiras experiências empregaram um grão multiperfurado à base de carbono pelo qual circulava ácido nítrico. Deste modo, empuxos da ordem de 50 a 100 kN foram obtidos em períodos que variavam entre 40 e 120 segundos.

Este tipo de motor trabalha com oxidantes líquidos e combustíveis sólidos, como mostra a figura 18. O arranjo do grão é similar à de um foguete a propelente sólido; entretanto, nenhuma combustão acontece diretamente sobre a superfície daquele em virtude da falta do oxidante. Ao invés disso, o combustível é aquecido, decomposto e vaporizado, de modo que é o vapor liberado que reage com o oxidante líquido, porém longe da superfície do grão. O flúor líquido, o peróxido de hidrogênio, o trifluoreto de cloro e o tetraóxido de nitrogênio podem ser utilizados como oxidantes, enquanto que os combustíveis mais recomendados são os hidrocarbonetos sólidos, o alumínio em pó e o metal híbrido do berílio (BeH_2).

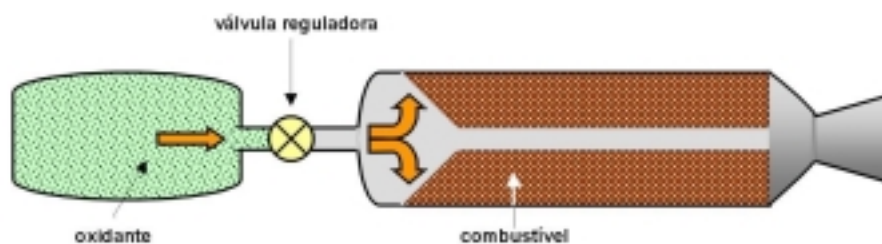


Figura 18

11 – CONSIDERAÇÕES AERODINÂMICAS

Quando um fluido escoar através de uma superfície, as partículas do fluido são desaceleradas na vizinhança da fronteira sólida devido a viscosidade. Exatamente sobre a superfície as partículas permanecem em repouso, mas a uma pequena distância dela (alguns milímetros) suas velocidades se aproximam às da corrente livre não-perturbada. O fluido contido nesta região de transição de velocidades é chamada de *camada limite*.

O escoamento na camada limite pode ser laminar ou turbulento. Logo, as velocidades em seu interior dependerão dos regimes de escoamento. A camada limite aumenta sua espessura ao longo da superfície, à medida que a viscosidade retarda as camadas sucessivas do fluido. Neste ponto, há o colapso da estrutura laminar e o início da turbulência. Entretanto, um movimento quase laminar aparece numa fina camada adjacente à superfície, denominada subcamada laminar. A região entre a subcamada laminar e a região turbulenta chama-se *camada amortecedora*. A estrutura de escoamento na camada limite sobre uma placa plana é mostrada na figura 19.

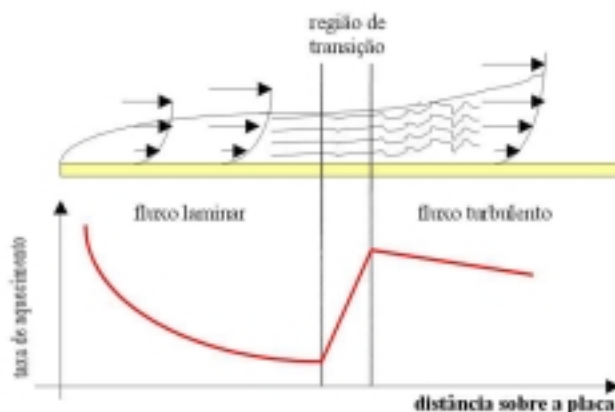


Figura 19

Consideremos agora o caso da passagem de uma corrente de ar por um aerofólio (figura 20). Na borda de ataque da asa, a corrente se divide em duas partes: uma porção dela vai para cima e a outra vai para baixo. No entanto, numa certa região da borda a velocidade das linhas de corrente é zero (ponto A). Verifica-se, então, uma total estagnação do escoamento e toda energia cinética das moléculas de ar nessa região é convertida em calor. Este aumento da temperatura resulta da viscosidade da camada limite, que desacelera o ar e dissipa a energia. O local do aerofólio onde isto ocorre recebe, conseqüentemente, o nome de *ponto de estagnação*.

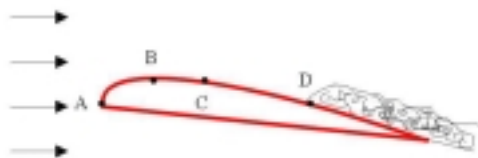


Figura 20

Em contornos diferentes do da placa plana orientada paralelamente ao escoamento ocorre o fenômeno do *descolamento*, ou separação, da camada limite da superfície do corpo. Além do ponto de separação, forma-se uma região turbulenta de pressão relativamente baixa atrás do corpo, chamada *esteira*; a posição exata deste

ponto é determinada experimentalmente. Este abaixamento de pressão na traseira do aerofólio provoca um acréscimo no arrasto, compensando um aumento da sustentação produzido por um incremento no ângulo de ataque do aerofólio. O descolamento também pode ocorrer em escoamentos dentro de dutos, ou canaletas, como resultado de variações rápidas na geometria deles.

11.1 - NÚMERO DE MACH

O *número de Mach*, representado por M_o , é o quociente entre a velocidade de um corpo imerso num fluido (líquido ou gás) e a velocidade do som neste mesmo fluido. De fato, o número de Mach nos dará uma idéia das características do escoamento do fluido sobre o corpo. O termo M_o^2 pode ser entendido como a razão entre a energia cinética do fluido e a energia cinética das moléculas que o compõe.

Considerando a definição acima, poderemos ter as seguintes situações:

- (i) quando $M_o < 1$ o escoamento é dito *subsônico*;
- (ii) quando $M_o = 1$ o escoamento é dito *sônico*;
- (iii) quando $1 < M_o < 5$ o escoamento é *supersônico*;
- (iv) quando $M_o \geq 5$ o escoamento é *hipersônico*.

Os escoamentos que apresentam simultaneamente regiões subsônicas e supersônicas são chamados *transônicos*, os quais geralmente acontecem em $0,9 \leq M_o \leq 1,2$.

As diferenças entre os escoamentos sub e supersônico podem ser analisadas por uma fonte sonora puntiforme em movimento com velocidade v através do ar. Assim, consideremos que esta fonte emita perturbações que se propagam em todas as direções com velocidade c . Podemos ter quatro casos, os quais são mostrados na figura 21:

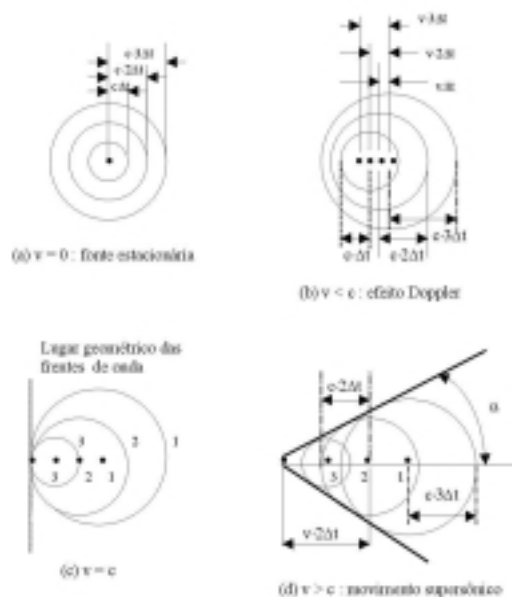


Figura 21

- (i) $v = 0$. Num instante Δt após a emissão, um certo pulso sonoro se encontra a uma distância $c \cdot t$ da fonte; no instante $2\Delta t$, a distância é $2c \cdot \Delta t$. Todas as frentes de onda são esferas centradas na fonte.
- (ii) $0 < v < c$. As frentes de onda continuam na forma esférica, porém cada pulso sonoro é emitido de uma distância $v \cdot \Delta t$ da posição anterior. Isto também é conhecido como *efeito Doppler*.

- (iii) $v = c$. Neste caso, nenhum pulso sonoro pode mover-se à frente da fonte.
- (iv) $v > c$. A superposição das ondas sonoras esféricas em virtude do deslocamento da fonte, dá origem a um cone, chamado *cone de Mach* e cujo vértice é a fonte sonora. O ângulo α que a superfície do cone faz com a direção de movimento da fonte é conhecido como *ângulo de Mach* e pode ser determinado por:

$$\text{sen } \alpha = \frac{c}{v} = \frac{1}{M_0} \quad (16)$$

Quando as frentes de onda de uma onda sonora têm o formato cônico como resultado de velocidades escalares supersônicas, temos uma onda frontal sobre o corpo, chamada *onda de choque*. As regiões dentro e fora do cone são chamadas, respectivamente, *zona de ação* e *zona de silêncio*. A figura 22⁴ apresenta a formação destas ondas sobre um modelo do VLS-1.



Figura 22

11.3 - ESCOAMENTO INTERNO

No motor de foguete ideal, a combustão dos propelentes se processa de maneira uniforme dentro de uma pequena região da câmara, conhecida como *zona de combustão*. Nesta região, as condições de pressão, densidade e temperatura dos gases são constantes e a velocidade dos produtos da combustão é zero. Neste caso, um estado de estagnação fica caracterizado, pois vimos que, em tal condição, a velocidade do fluido no escoamento é zero. A pressão, temperatura e densidade dos gases dentro da câmara de combustão equivalem, portanto, à pressão, temperatura e densidade do fluido em estagnação.

A força que empurra o jato para fora do foguete é estabelecida pela diferença de pressão ao longo da tubeira, da câmara até o divergente. Esta última acelera o jato de gás expandindo-o, fazendo com que sua pressão e temperatura caiam. A velocidade de exaustão, com a qual o jato é expelido do foguete, depende também da relação entre as pressões na câmara e no divergente da tubeira, aumentando de valor com o aumento da pressão na câmara e/ou diminuição na pressão de saída (alta altitude). A eficiência da tubeira será função de suas características físicas (dimensões, material, etc.), fenômenos aerodinâmicos e térmicos (descolamento do jato da parede, ondas de choque) e do rendimento do processo de combustão.

⁴ CTA

A variação do raio da base da tubeira é medido pelo quociente entre a área da base de saída A_o e a área da base de entrada A_i , chamado *razão de expansão* ϵ da tubeira. Isto é:

$$\epsilon = \frac{\text{área de saída}}{\text{área de entrada}} = \frac{A_o}{A_i} \quad (17)$$

Em relação ao valor de ϵ podemos ter os seguintes tipos de tubeiras:

RAZÃO DE EXPANSÃO	VELOCIDADE DO JATO	TUBEIRA
$\epsilon < 1$	<i>subsônica</i>	divergente-convergente
$\epsilon = 1$	<i>sônica</i>	-
$\epsilon > 1$	<i>supersônica</i>	convergente-divergente

Pode-se demonstrar que, para acelerar os gases até velocidades supersônicas ($M_o > 1$), é necessário o uso de uma tubeira convergente-divergente. Na garganta, o escoamento está em regime sônico ($M_o = 1$), onde a área é mínima. O estado dos gases no qual o número de Mach é igual à unidade é denominado de “condição crítica”. A figura 23 mostra a variação dos parâmetros termodinâmicos da pressão e da temperatura para um gás ideal em escoamento ao longo da tubeira.

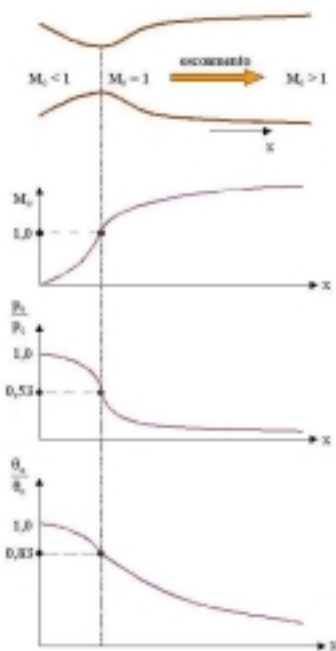


Figura 23

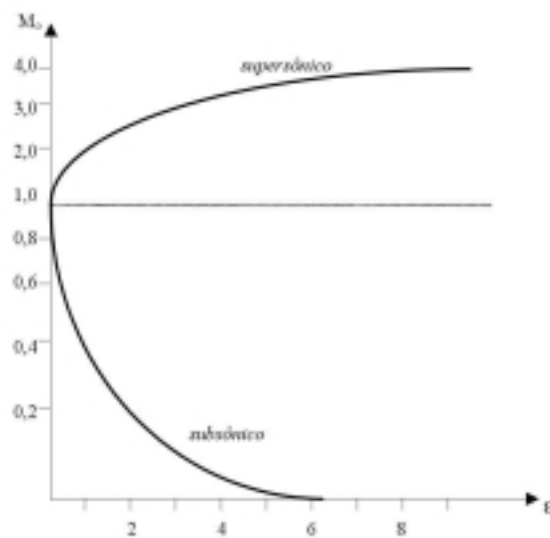


Figura 24

Do princípio da conservação da massa, podemos, portanto, escrever a equação da continuidade para o escoamento do jato como:

$$\rho_g \cdot v_g \cdot A_g = \rho_o \cdot v_o \cdot A_o \quad (18)$$

Mas, como vimos, $v_g = c$, a velocidade do som, e $v_o = v_e$, de modo que o quociente c/v_e fornece o inverso do número de Mach, M_o , do escoamento; além disso, A_o/A_g é a razão de expansão ϵ da tubeira. Logo, temos que:

$$\varepsilon = \frac{1}{M_o} \cdot \frac{\rho_g}{\rho_o} \quad (19)$$

Na figura 24⁵, vemos a variação do número de Mach em função de ε para os regimes sub e supersônicos.

Uma observação importante. Se o formato das paredes de uma tubeira supersônica não possui as medidas corretas, ondas de choque oblíquas podem aparecer dentro dela. Uma onda de choque é uma descontinuidade repentina que aparece no escoamento, na qual há um aumento de pressão e uma redução de velocidade. Esta descontinuidade permanece estacionária em relação à tubeira; isto é, como uma onda que se forma num lago quando jogamos uma pedra, por exemplo, de modo que ela permanece parada sobre a superfície, apenas a energia é transmitida. Ela é muito fina, da ordem de 10^{-4} cm e provoca a dispersão de energia, o que resulta numa pressão mais baixa do choque após sua passagem pela garganta.

A forma de contorno para uma tubeira supersônica pode ser determinada pelo “método das características”. Este fornece a técnica para o projeto do formato da tubeira, supondo um escoamento uniforme e livre de choques internos.

O escoamento subsônico na porção convergente do duto na figura 25 é acelerado à velocidade sônica na região da garganta. Geralmente, devido à tridimensionalidade do fluxo, a “linha sônica”, representada pela linha pontilhada de a até b , é levemente inclinada. Se β representa o ângulo da parede em relação à direção horizontal, então, a seção da tubeira onde ele aumenta é chamada *seção de expansão*. Neste caso, ondas de expansão são geradas e se propagam ao longo do escoamento, refletindo da parede oposta. O ponto c é o ponto de inflexão do contorno, onde $\beta = \beta_{m\acute{a}x}$. Após c , β diminui até que a parede se torna paralela à direção horizontal, nos pontos d e f . A seção de c até d é uma “seção direcionadora” projetada essencialmente para cancelar todas as ondas de expansão geradas pela seção de expansão. Por exemplo, a onda de expansão gerada em g e refletida em h é cancelada em i .

As tubeiras supersônicas com seções de expansão levemente encurvadas são, em geral, utilizadas em testes de túnel de vento, de modo que elas são longas para produzir um escoamento uniforme, ao contrário das tubeiras empregadas nos foguetes, que devem ser curtas para economizar peso. De qualquer maneira, o formato de uma seção de expansão, como a da figura 25, é freqüentemente escolhida em arco circular de diâmetro maior que o da largura da garganta.

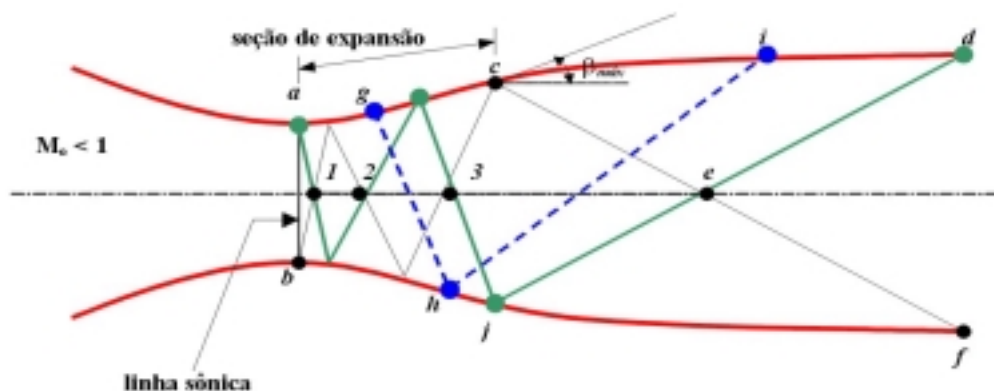


Figura 25

⁵ ANDERSON, J. D. Modern Compressible Flow.

BIBLIOGRAFIA

- ANDERSON, J. D. *Modern Compressible Flow: With Historical Perspective* – 2^a.ed. Nova Iorque: McGraw-Hill, 1990.
- ARGENTIÈRE, R. *Astronáutica*. São Paulo: Fulgor, 1966.
- BERTIN, John J. *Hypersonic Aerothermodynamics*. Washington, D.C.: AIAA Inc., 1994
- DOW, R.B. *Fundamentals of Advanced Missiles*. Londres: John Wiley & Sons, 1958.
- FAGET, M. *Manned Space Flight*. Nova Iorque: Holt, Rinehart & Winston, 1965.
- GALLEY, Donald P. (ed.). *Ballistic Missile and Space Technology – Vol. IV*. New York: Academic Press, 1960.
- HUNTER, M.W. *Thrust into Space*. Nova Iorque: Holt, Rinehart & Winston, 1965.
- IAE. *VLS-1: Veículo Lançador de Satélites*. São José dos Campos: IAE, 1997.
- MACGRAW-HILL. *Encyclopedia of Science & Technology*. 7^a edição. Nova Iorque: McGraw-Hill, 1992.