



## ANÁLISE DA OSCILAÇÃO LATERAL DE FOGUETES BALÍSTICOS ATRAVÉS DO MÉTODO DE OSCILAÇÃO LIVRE

**Dawson Tadeu Izola, M.Sc**

**Fernando Martini Catalano, Ph.D**

Universidade de São Paulo - Departamento de Engenharia Mecânica - EESC-USP – LAE

Avenida Dr. Carlos Botelho, 1456 - CEP 13560-250 São Carlos - SP - Brasil

TEL. + 55 16 274-3444 - Ramal 3059 FAX: +55 16 274-9280

E-mail: [izoladaw@sc.usp.br](mailto:izoladaw@sc.usp.br)

**Resumo.** *Um foguete em vôo balístico quando sofre algum tipo de perturbação lateral, inclina-se em relação à sua trajetória inicial. Esta inclinação cria uma sustentação nas suas superfícies estabilizadoras (aletas), resultando em uma força contrária à sua inclinação. O movimento oscilatório pode durar frações de segundos, porém consome energia do propulsor em detrimento ao alcance do foguete. Para analisar a derivada do momento de guinada em relação à velocidade angular de guinada ( $N_r$ ) e a derivada do momento de guinada em relação à velocidade lateral ( $N_v$ ), utilizou-se doze modelos de foguetes em escala 1 : 1, combinando-se aletas trapézio, trapézio curto, triangular e delta com ogivas cônicas, parabólicas e capacete, no túnel de vento LAEI. A montagem do ensaio usou um modelo em túnel de vento montado horizontalmente sobre um eixo vertical, adaptado do experimento realizado por SIMMONS(1920). O modelo sendo defletido da sua posição de equilíbrio executa uma oscilação amortecida. A análise desta oscilação revela valores para os cálculos das derivadas de momento de guinada. Este procedimento é conhecido como Método de Oscilação Livre. Os resultados demonstraram a eficiência das aletas tipo delta no foguete equipado com ogiva cônica. Todos os modelos apresentaram cone de estabilidade convergente.*

**Palavras-chave:** *Foguete, Estabilização lateral, Método de oscilação livre.*

### 1. INTRODUÇÃO

Desde os primeiros foguetes balísticos os projetistas enfrentam problemas com a estabilidade em vôo. A principal característica de um foguete balístico é que não há partes móveis em sua estrutura capazes de estabilizá-lo em vôo, ou seja, caso o foguete sofra alguma perturbação durante o vôo, deverá retornar à sua posição original apenas pela ação das suas aletas estabilizadoras.

Quanto mais rápido o foguete voltar à posição de equilíbrio (vôo com ângulo de ataque igual a zero), maior será o seu alcance.



Figura 1 - Foguete em vôo com ângulo de ataque nulo.

Quando um foguete balístico sai da sua trajetória original, pela ação do vento por exemplo, em vôo, o seu ângulo de ataque é modificado. Neste exato momento as aletas produzem sustentação devido ao vôo com ângulo de ataque. Esta força faz com que o foguete tenda a retornar à sua posição original de vôo. Em conjunto com a sustentação há uma força de arrasto devido à sustentação, chamada de arrasto induzido.

Quanto mais rápido o foguete voltar à posição de equilíbrio, menos energia ele gastará, porém para ele se estabilizar rapidamente as aletas devem ter um tamanho relativamente grande em relação ao diâmetro máximo do foguete. Quanto maior as aletas maior a força de arrasto que tende a "segurar" o foguete. Assim o modelo otimizado de um conjunto de aletas obedecem ao equilíbrio estático do modelo e ao ponto de equilíbrio para fazer com que o foguete retorne à sua trajetória inicial com a menor força de arrasto possível.

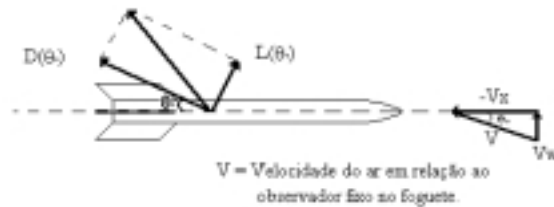


Figura 2 - Foguete voando em pequenos ângulos de ataque.

O foguete voando com ângulo de ataque, através da ação do seu conjunto de aletas, descreve movimentos oscilatórios tendo como eixo a sua trajetória inicial. Para estudar estas oscilações, tendo como objetivo a minimização destes movimentos, utilizou-se o método descrito por SIMMONS (1920), e chamado de Método de Oscilação Livre. Neste método o efeito "mola", proporcionado principalmente pela ação da força de sustentação é incrementado por duas molas helicoidais no equipamento de oscilação. Com este procedimento pode-se determinar o conjunto de aletas capaz de fazer com que o foguete descreva o menor número de oscilações.

Dos foguetes estudados neste trabalho uma série deles leva como carga útil uma câmara fotográfica para fotos aéreas. A câmara é alojada na ogiva do foguete, e, no ponto mais alto da trajetória, a ogiva é ejetada. Neste momento abre-se o pára-quedas da câmara e é acionado o computador de bordo, responsável pelo funcionamento da câmara e memória para gravar a altitude de cada foto para assim se estabelecer a escala da seqüência.

## 2. METODOLOGIA

Utilizando o Método de Oscilação Livre para análise da oscilação lateral, construiu-se doze modelos de foguete. Cada modelo é analisado nas condições com vento e sem vento (*wind-on* e *wind-off*). As oscilações são simuladas em um equipamento que permite ao modelo oscilar preso ao Centro de Gravidade.

Através da comparação dos resultados determina-se as forças resistivas do equipamento e o decaimento das oscilações. Os modelos obedeceram a condição de Estabilidade Estática, assim tem-se uma variação de aletas e ogivas, o que faz com que o Centro Aerodinâmico e o Centro de Gravidade, estejam em locais distintos em cada um dos

modelos. O objetivo do experimento é estabelecer o modelo que satisfaça as condições de estabilidade estática e estabilidade dinâmica.

## 2.1 Equipamento de oscilação

O equipamento utilizado consiste em um eixo montado em um conjunto de rolamentos conjugados axiais e radiais. Na parte superior do eixo é fixado o foguete por intermédio de uma abraçadeira e na parte inferior um conjunto de polias responsáveis pelo movimento de um potenciômetro que registra as oscilações. No mesmo eixo, na parte inferior, é fixado uma haste onde estão um par de molas.

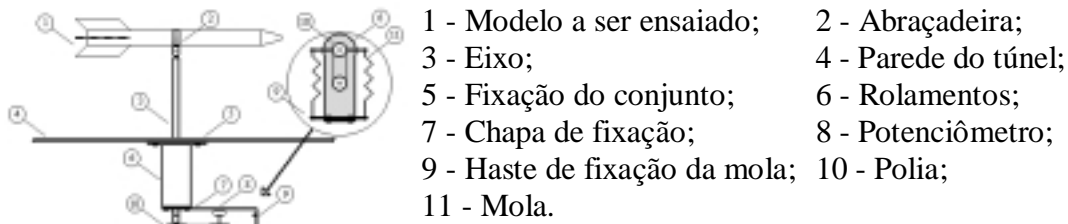


Figura 3 - Equipamento de Oscilação

## 3. DESCRIÇÃO DO EXPERIMENTO

Os foguetes foram fixados no centro geométrico da câmara de ensaio, livre para oscilar, preso ao Centro de Gravidade, mas restringidos por molas. Observou-se velocidades do fluxo em torno de 30m/s. Tentou-se repetir a mesma velocidade para os 12 modelos analisados, sendo que a maior variação foi de 5%. As oscilações são captadas por um potenciômetro que varia de 0 a 5 Volts, esta variação é codificada em analógico/digital através de um controlador PIC. Com estes dados traça-se o gráfico das oscilações e observa-se o decaimento, com métodos analíticos e matemáticos.

Os projetos dos foguetes foram estabelecidos através dos estudos realizados por BROWSON(1981), do *Goddard Space Center*, onde se estabeleceu a condição mínima de estabilidade estática, que é a distância entre o Centro Aerodinâmico e o Centro de Gravidade.

Utilizando um método geométrico divide-se o foguete em seções e cada seção é analisada em separado, depois os resultados são combinados e determina-se o Centro Aerodinâmico, com métodos de Momento determina-se o CG. Combinando-se os cálculos através de um programa de cálculo, se estabelece as condições de vôo do foguete analisado.

Com este método é possível determinar três condições estáticas: estabilizado; neutro e desestabilizado. Ainda é possível se estabelecer um sistema de tentativa e erro até que a margem estática (distância entre CG e CA seja no mínimo de dois diâmetros máximo do foguete) seja conseguida. Este método apesar de elementar demonstrou, com a comparação de resultados práticos, ser viável para dimensionamentos iniciais de foguetes balísticos. Para que um foguete tenha um vôo estabilizado, além da condição de estabilidade estática, há também a necessidade de determinação da estabilidade dinâmica, desta forma este método aqui apresentado deve ser considerado como o primeiro passo para se determinar as condições aerodinâmicas de foguetes balísticos voando com pequenos ângulos de ataque.

Utilizando a extremidade da ogiva como referência, determinou-se a posição do CG. Para cálculo do centro aerodinâmico, foi utilizado um programa de cálculo com base nas equações de BROWSON(1981). Todos os C.A. – Centro Aerodinâmico, estão atrás do C.G. – Centro de Gravidade, conseqüentemente todos os modelos de foguetes estão estaticamente estabilizados.

### 3.1 Características dos modelos de foguete

Foram escolhidos três tipos de ogivas mais utilizadas que são: ogiva cônica; ogiva parabólica e ogiva capacete. A ogiva capacete teve como objetivo simular a massa da câmara para foto aérea. Com os três tipos de ogivas combinou-se quatro modelos diferentes de aletas, que são: trapézio; trapézio curto; triangular e delta.

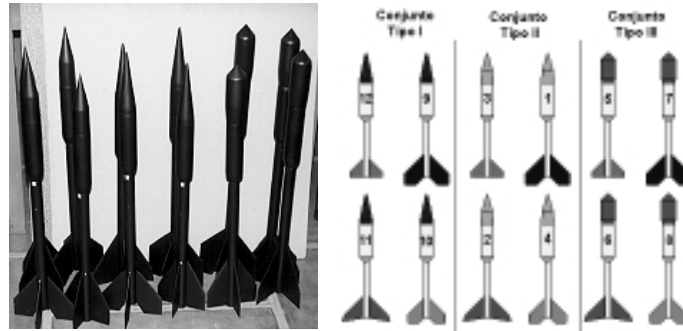


Figura 4 - Modelos Experimentais.

### 3.2 Análise experimental dos modelos

Os modelos foram analisados nas condições *wind-off* e *wind-on*, sendo que na condição *wind-on*, os modelos foram analisados com as aletas em X e a 90°. Utilizou-se um gabarito para alinhar as aletas em X e a 90°. A haste que prende o modelo pelo CG é ajustada em um furo e a aleta encaixada em um rasgo na parte posterior do gabarito, isto para ajuste a 90°. Para ajuste em X apoia-se as aletas na extremidade do gabarito.

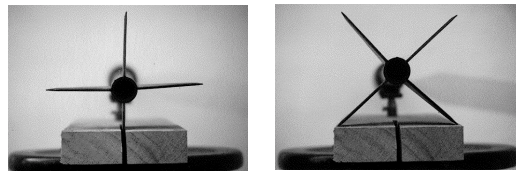


Figura 5 - Ajuste das Aletas a 90° e em X.

Utilizando as equações do Método de Oscilação Livre descrito por SIMMONS(1920). Determina-se os valores das derivadas  $n_v$  e  $n_r$  para serem analisados os momento de guinada (*yawing*) devido ao deslizamento  $N_v$  e o momento de guinada devido a relação de  $N_r$ .

$$\mu = \frac{1}{T} \ln \left( \frac{\phi_{n-1}}{\phi_n} \right) \quad (01)$$

$$N_r = 2c(\mu - \mu_1) \quad (02)$$

$$n_r = \frac{N_r}{0,5\rho V S b^2} \quad (03)$$

$$N_v = \frac{c}{V} \left[ 4\pi^2 \left( \frac{1}{T^2} - \frac{1}{T_1^2} + \mu^2 - \mu_1^2 \right) \right] \quad (04)$$

$$n_v = \frac{N_v}{0,5\rho V S b^2} \quad (05)$$

Onde:

$\mu$  = razão de decaimento *wind-on*;                       $\mu_1$  = razão de decaimento *wind-off*;  
 $c$  = momento de inércia de área das aletas;             $T$  = Período *wind-on*;  
 $T_1$  = Período *wind-off*;                                       $V$  = Velocidade do fluxo de ar;  
 $S$  = Área das aletas;     $b$  = Envergadura das aletas.

Para cálculo do momento de inércia, considerou-se a área e a massa das aletas que estão no sentido do fluxo. Foram feitos três ensaios em cada situação *wind-on* (90° e em X) e *wind-off*, observando-se a repetibilidade do ensaio adotou-se um dos valores para análise do decaimento.

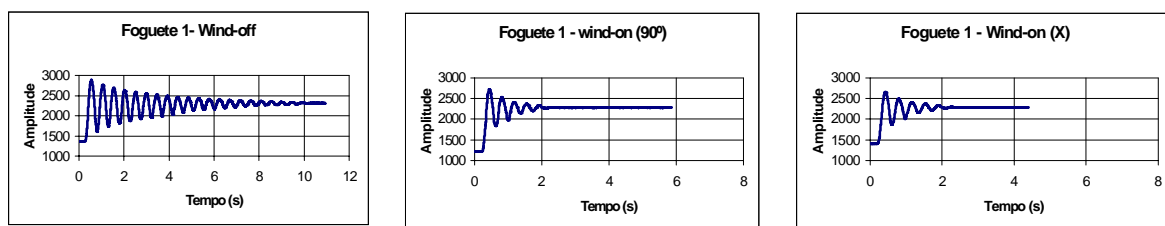


Figura 6 - Oscilação Foguete 1 *wind-off*, *Wind-on* (90°) e *Wind-on* (X)

Depois de traçar os gráficos das oscilações, um programa de cálculo em Qbasic determina os pontos máximos de cada oscilação. Com esta nova planilha traça-se o decaimento das oscilações em função do tempo e determina-se a média do logaritmo neperiano dos pontos máximos. Cada ponto máximo pertence a um ciclo que inicia em 0 e varia de 0,5 em 0,5. Os pontos máximos são divididos pelo “input” inicial que é a primeira oscilação, onde se tem  $(\phi_n/\phi_0)$ .

O tempo de cada ponto máximo é determinado através do programa de cálculo. Este tempo corresponde ao número de passos do valor máximo, cada passo equivale ao tempo de aquisição de dados que é 0,0024 segundos, para obter o valor do tempo, multiplica-se o passo do ponto máximo pela constante de tempo. Como foram executados três ensaios em cada situação, foram escolhidos os casos em que a velocidade do fluxo não variasse na casa dos centésimos, para que o resultado do decaimento pudesse ser comparado dentro de cada situação.

A razão de decaimento é menor quando o foguete oscila com as aletas em (X), assim em um modelo otimizado, que esteja estabilizado dinamicamente, deve ser considerado a área das aletas que apresentaram cone de estabilidade convergente oscilando em X, que é o pior caso. Com esta relação, analisando o foguete na condição de oscilação em X, pode-se diminuir a área das aletas do foguete analisado, mantendo o cone de estabilidade convergente e a condição de estabilidade dinâmica. Quando o foguete sofre uma perturbação lateral ele pode oscilar tanto com as aletas a 90°, com as aletas em X e em infinitas posições que são intermediárias entre 90° e em X, entretanto o valor do decaimento estará entre o resultado obtido a 90° e em X, sendo a oscilação em X ainda o pior caso.

Calculou-se os valores de  $N_v$  e  $N_r$  para os foguetes de 1 a 12, utilizando um programa de cálculo em Qbasic. Este programa calcula o valor da velocidade do fluxo através das leituras no micro manômetro de Betz, termômetro e barômetro. Com o valor da velocidade do fluxo, calcula-se os decaimentos *wind-off*, *wind-on* a 90° e *wind-on* (X), além das derivadas  $n_v$  e  $n_r$ .

### 3.3 Análise dos resultados de decaimento

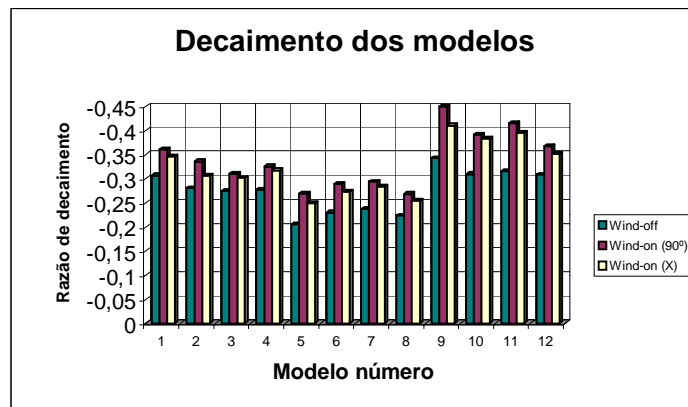


Figura 7 - Gráfico razão de decaimento.

O modelo que apresentou a melhor razão de decaimento foi o número 9. Este modelo tem a aleta de maior área e o menor momento de inércia, em função da ogiva cônica que tem a menor massa. Além dos fatores aerodinâmicos que determinam a estabilidade lateral, o momento de inércia é fator importante para o decréscimo das oscilações. Os modelos com maior massa, seja na ogiva ou aletas, portanto mais distante do CG, apresentaram maiores períodos de oscilação e conseqüentemente menor valor de decaimento. Nos modelos com maior massa deslocada, número 5, 6, 7 e 8, apesar de estarem dinamicamente estabilizados, o tempo de resposta a uma perturbação lateral é maior em relação aos modelos com menor massa na ogiva, principalmente os modelos número 9, 10, 11 e 12. Outro fator desestabilizante é a sustentação gerada por ângulo de ataque nas ogivas, esta força é contrária à sustentação gerada nas aletas. Todos os modelos apresentaram cone de estabilidade convergente, assim conclui-se que os modelos analisados estão dinamicamente estabilizados.

### 3.4 Resultado de $N_r$ (derivada de amortecimento em guinada)

O valor de  $N_r$  depende do momento de inércia de área das aletas e da diferença da razão de decaimento *wind-off* e *wind-on*. Formalmente,  $N_r$  é definido como derivada do momento de guinada em relação à velocidade angular de guinada, ou, de forma compacta (por tratar-se de um parâmetro importante em dinâmica de voo), “derivada de amortecimento em guinada”.

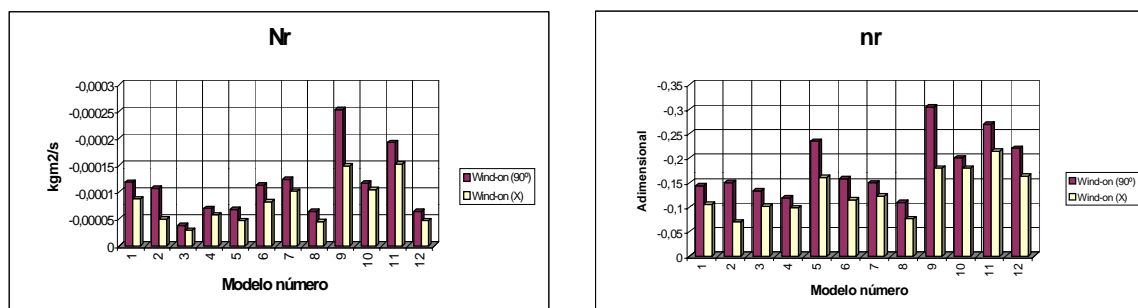


Figura 8 - Gráfico  $N_r$  e  $n_r$

A derivada  $n_r$  representa a mudança no momento de rolamento devido à velocidade angular de guinada e produz o amortecimento em guinada. O valor de  $n_r$  é normalmente negativo e surge devido ao efeito de estabilização das aletas.

### 3.5 Análise dos resultados de $N_r$ e $n_r$

O modelo número 9 apresenta a maior diferença entre os decaimentos *wind-off* e *wind-on*, conseqüentemente tem-se o maior valor para  $N_r$ . O modelo número 3, com ogiva parabólica que apresenta sustentação devido ao ângulo de ataque, apresentou os menores valores de  $N_r$ , tanto com aletas a  $90^\circ$  quanto em X, portanto menor amortecimento em guinada. A principal diferença entre os resultados de  $N_r$  são devido ao incremento inicial dado aos modelos para que acontecessem as oscilações, assim os foguetes cujo incremento inicial é maior, apresentaram período de oscilação maior e conseqüentemente maiores valores de  $N_r$ . Os valores de  $n_r$  dependem dos procedimentos de cálculo para se determinar os valores  $N_r$ , o modelo número 9 com maior valor de  $N_r$  e com maior área e envergadura das aletas apresenta também maior valor de  $n_r$  e portanto maior amortecimento em guinada.

### 3.6 Resultado de $N_v$ (derivada de estabilidade direcional)

Os valores de  $N_v$  estão relacionados com a diferença entre o período *wind-off* e *wind-on*, com o inverso da velocidade de fluxo e com momento de inércia de aérea. O termo para  $N_v$  é derivada de estabilidade direcional ou derivada do momento de guinada em relação à velocidade lateral.

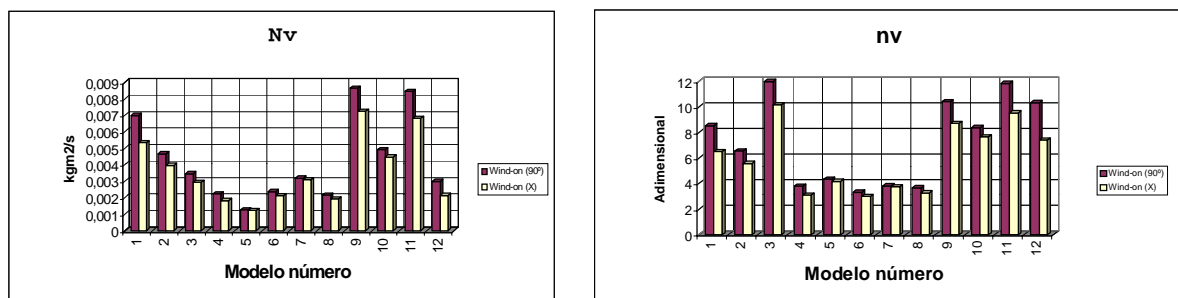


Figura 9 - Gráfico de  $N_v$  e  $n_v$

O valor de  $n_v$  está relacionado com o inverso da área e a envergadura das aletas, esta derivada representa a mudança no momento de guinada devido a velocidade lateral (ou derrapagem lateral). Esta derivada faz com que o foguete vire na direção do escoamento de ar quando o seu valor for positivo e, é gerada principalmente pelas aletas alinhadas com o fluxo de ar.

### 3.7 Análise dos resultados de $N_v$ e $n_v$

Os resultados de  $N_v$ , dependem da diferença dos períodos *wind-off* e *wind-on*, da diferença da razão de decaimento *wind-off* e *wind-on*, do inverso da velocidade e do momento de inércia de área, valores de  $N_v$  dos modelos 9 e 11, foram maiores devido à maior diferença entre a razão de decaimento e período.

Os valores de  $n_v$  dependem do procedimento de cálculo para determinação de  $N_v$ , com o inverso da área e envergadura das aletas e o inverso da velocidade do fluxo.

## 4. RESULTADOS

Com menor razão de decaimento o tempo de resposta a uma perturbação lateral fica maior, ou seja, tem-se um período maior das oscilações, entretanto os foguetes com aletas de área e envergadura maior, cuja razão de decaimento é maior, apresentam um valor alto para o

Coeficiente de Arrasto e maior área de separação da camada limite na extremidade das aletas. O pior caso é foguete número 7 com ogiva capacete e aletas trapézio. Neste modelo tem-se a nona colocação na razão de decaimento das oscilações. Esta família de foguetes têm ainda o fator desestabilizante da massa da ogiva ser maior e estando distante do CG, aumenta o período das oscilações e dificulta o amortecimento.

O foguete número 9 com maior área das aletas apresentou a maior razão de decaimento. Entre o foguete 9 e o foguete 5, no caso da oscilação com as aletas a 90°, há uma diferença de 41%.

Os foguetes que utilizaram a ogiva cônica, portanto com menor massa deslocada do CG, apresentaram razão de decaimento próximos, variando na casa dos centésimos.

Os foguetes com ogiva capacete, que simulam a massa de uma micro-câmara para foto aérea, tiveram valores pequenos para a razão de decaimento, mesmo assim apresentaram cone de estabilidade convergente. Para análise do cone de estabilidade dos modelos, analisou-se os resultados das oscilações com as aletas em X; nesta situação, a razão de decaimento é menor do que quando a oscilação acontece com as aletas a 90°.

## 5. CONCLUSÃO

O Método de Oscilação Livre, desenvolvido originalmente por SIMMONS (1920), para análise de estabilidade lateral em dirigíveis se mostrou eficaz para estudos com foguetes, principalmente por serem agregados os estudos de estabilidade estática desenvolvidos por BROWSON(1981).

A análise das derivadas  $N_v$  e  $N_r$  em conjunto com a razão de decaimento das oscilações, identificaram o modelo de melhor desempenho além de demonstrarem as variações entre os modelos ensaiados.

Outro fato importante foi observado nos foguetes 5, 6, 7 e 8 cuja Margem Estática é maior. Nestes foguetes o período das oscilações é maior e o tempo para se estabilizarem é maior, quando submetidos a perturbações laterais.

No experimento realizado por SIMMONS(1920) com dirigíveis, não foram realizados experimentos com o dirigível oscilando com as empenagens em X, talvez pelo fato do efeito pêndulo que a gôndola do dirigível exerce na estrutura, mantendo as empenagens alinhadas a 90°. Realizando o experimento com as aletas oscilando em X, observou-se que a razão de decaimento das oscilações é menor do que quando o foguete oscila com as aletas a 90°; assim pode-se concluir que um modelo otimizado de aletas deve ser experimentado em oscilações com as aletas em X, pois esta é a pior situação.

O momento de inércia tanto relativo à massa das aletas quanto a massa das ogivas, é fator determinante no período das oscilações. Os modelos com maior massa deslocada do CG, caso dos modelos com ogiva capacete e aletas trapézio, apresentaram período de oscilação maior, se comparados com os seus similares. Pode-se concluir, para os casos estudados, que quanto maior a massa deslocada do CG, maior será o tempo para o foguete se estabilizar quando este sofrer uma perturbação lateral.

O equipamento de oscilação desenvolvido para este trabalho, além de ser utilizado para foguetes, pode também ser utilizado para outras aeronaves, como aviões e dirigíveis. O método utilizado por SIMMONS(1920), utilizava papel milimetrado e uma caneta para traçar as oscilações. Com a utilização de um controlador PIC, foi possível estabelecer o período exato das oscilações. Este dado sendo recuperado automaticamente por intermédio de um programa de aquisição de dados, possibilitou uma análise precisa dos resultados, visto que a capacidade do equipamento é de 4084 pontos por segundo. Assim tem-se uma quantidade de dados por intervalo de tempo fixo, não existindo a necessidade de estabelecer uma média dos períodos como foi feito no experimento realizado por SIMMONS(1920).



O trabalho de foto aérea tem demonstrado ser uma boa alternativa para utilização de aerofotos de baixa escala. Neste dois últimos anos diversos pesquisadores da UNICAMP – Universidade de Campinas, UNESP – Universidade Estadual Paulista e USP – Universidade de São Paulo, utilizaram este serviço, que inclusive serviu de base de dados para um trabalho de doutorado em Ecologia da Paisagem.

Os resultados apresentados neste trabalho não precisarão de nenhuma correção visto que os modelos ensaiados foram construídos em escala 1 : 1. Inclusive o modelo de foguete 5, considerado, por intermédio dos resultados, como o mais indicado para uso da micro-câmara fotográfica, foi testado em vôo, apresentando bons resultados e alcance maior, principalmente devido a menor área das aletas e conseqüentemente menor arrasto. Na ocasião deste experimento, observou-se um considerável vento lateral, que não influenciou na trajetória do foguete número 5.

## 6. REFERÊNCIAS

- BROWSON, James, 1981, Determinando o Centro de Pressão de um Foguete. Goddard Space Center. USA. Notas de aula.
- COSTA, Manoel N. da Costa, 1978, Trajetória e Estabilidade de Projéteis. Tese - IME. 96 p.
- FOX, J., 1992. The Problem of Scale in Community resource Mangement. In: Environmental Managment, Vol. 16, nº 3.
- GLAUERT, H and Cowley, W. L., 1921, The Effect of the Lag of the Downwash on the Longitudinal Stability of an Aeroplane on the Rotary Derivative  $M_q$ . R&M.
- HEBBAR, S. K. et al., 1994, High-Angle-of-Attack Wind-Tunnel Investigation of a Multimission Vehicle. AIAA. June 28.
- IZOLA, D. T., 1997 Análise da Oscilação Lateral de Foguetes Balísticos através do Método de Oscilação Livre. São Carlos. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo. 185p
- IZOLA, D. T. 1994, Foto Aérea com Foguetes de Pequeno Porte. Núcleo Discente de Tecnologia. FATEC, São Paulo. 96p.
- IZOLA, D. T., 1996, Métodos de Cálculo para Mini-foguetes. 2ª Edição, Fatec-SP. 54p.
- IZOLA, D. T., 1994, Lançamento de Micro-sonda com Câmara Fotográfica para Análise de Solos. In: Brazilian Symposium on Aerospace Technology, n.II - São José dos Campos – SP. Anais . INPE.
- LANDERO, G. A. Z., 1995, Procedimento para Cálculo e análise de Trajetórias de Foguetes de Curto Alcance. Tese de Mestrado. IME. 82p.
- MOLINA, R. S., 1977, Cálculo de Trajetórias Tridimensionais de Foguetes Balísticos com Estabilização Aerodinâmica, Tese de Mestrado, IME. 105p.
- MORAES, Ricardo Ferreira, et al, 1996, Uma Abordagem sobre Guiagem e Controle de Mísseis. Revista Militar de Ciência e Tecnologia. Vol. XIII – Nº 4.
- SIMMONS, L. F. G. and A. R. C. Sc. E H. Bateman, B. Sc., 1920, A Method for Determining the Rotary Derivatives  $M_q$  and  $N_r$  of Models. - R&M nº 665.
- SIMMONS L. F. G. and A. R. C. Sc. E H. Bateman, B. Sc, 1921 – Note Relating to two Methods in use for Determining Rotary Derivatives of Models. - R&M nº 711.
- W, L, COWLEY and H. GLAUERT, 1921, The Effect of the Lag of the Downwash on the Longitudinal Stability of an Aeroplane and on the Rotary Derivative  $M_q$ . – R&M nº 718.

## OSCILLATION ANALYSIS OF BALLISTICS ROCKETS BY USING FREE OSCILLATION

**Dawson Tadeu Izola, M.Sc**

**Fernando Martini Catalano, Ph.D**

University of São Paulo - Department of Mechanical Engineering - EESC-USP - LAE

Avenue Dr. Carlos Botelho, 1456 - ZIP CODE 13560-250 São Carlos - SP - Brazil

TEL. + 55 16 274-3444 - extension 3059 FAX: +55 16 274-9280 - e-mail:

[izoladaw@sc.usp.br](mailto:izoladaw@sc.usp.br)

**Abstract.** *A rocket in ballistic flight, when it suffers some type of lateral disturbance, inclines in relation to its initial trajectory. This inclination creates lift on its stabiliser surfaces (fins), resulting in a force contrary to its inclination. This oscillatory movement repeats it self until the oscillations dissipate and the rocket continues in its initial trajectory. The oscillatory movement can last fractions of seconds; even so it consumes energy of the propellant in detriment of the rocket range. To analyse the derivative of the moment of yaw with respect to the angular speed of yawing ( $N_r$ ) and its derivative of moment of yaw with respect to lateral speed ( $N_v$ ), twelve models of rockets in scale 1:1 where used, combining trapezoidal, short, triangular trapezoidal and delta fins with conical, parabolic and helmet noses, in the LAE1 wind tunnel. The assembly of the test apparatus used a model in the wind tunnel mounted horizontally on a vertical axle, adapted from the experiment performed by SIMMONS(1920). The model being deflected from its balance position executes a damped oscillation. The analysis for this oscillation reveals values of the calculation of the moment of yaw derivative. This procedure is known as The Method of Free Oscillation. The results demonstrated the efficiency of the delta type fins in the rocket equipped with a conical nose. All the models presented cones of convergent stability.*

**Keywords:** *Rockets, Lateral stability, Free Oscillation Method.*