



21-25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

COMPENSAÇÃO DO EFEITO DO VENTO EM TRAJETÓRIAS DE VEÍCULOS SUBORBITAIS

Henrique Oliveira da Mata, damatahodm@gmail.com¹

João Batista Pessoa Falcão Filho, jb.falcao filho@gmail.com²

¹Centro de Lançamento de Alcântara, Rodovia MA-106 - Km 7, s/n - Zona Rural, Alcântara - MA, 65250-000

²Instituto de Aeronáutica e Espaço, Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias, São José dos Campos - SP, 12228-904

Resumo: Importantes atividades de tecnologia espacial podem ser desenvolvidas a partir de experimentos em microgravidade executados em voos de veículos suborbitais. Por retornarem à superfície, as suas operações de lançamentos exigem a previsão do Ponto de Impacto com a Terra. Isso se dá não só pela característica das missões, a qual pode contar com a recuperação da carga útil, mas principalmente para se garantir a Segurança do Voo executado. São diversos os fatores que influenciam a trajetória de um lançamento, desviando-a da trajetória nominal. Dentre os diversos fatores analisados, foi identificado que o principal a ser analisado é efeito do vento. Este trabalho visa apresentar o método de compensação do efeito de vento hoje utilizado no Centro de Lançamento de Alcântara (Método Guará) e propor um novo método aprimorado (Método Mosca). A origem de ambos os métodos se baseia no apresentado por Lewis em 1949, o qual até hoje é utilizado nos diversos centros de lançamentos pelo mundo, cada um com sua adaptação. Ele se baseia na execução de três etapas: 1) a identificação do perfil de vento, 2) o cálculo do desvio do Ponto de Impacto provocado por este vento e 3) a compensação deste desvio com um novo apontamento do lançador. O Método Mosca proposto abre mão das aproximações utilizadas na época e conta com a atual capacidade computacional para melhor prever o Ponto de Impacto e fornecer, em tempo real, o correto apontamento do lançador. Para tanto, o Método Guará é analisado passo a passo, identificando as consequências das principais aproximações utilizadas e sugerindo correções. Foi usado como caso de estudo o Foguete de Treinamento Básico (FTB), um veículo simples de pequeno porte, o qual conta com diversos lançamentos a partir do Centro de Lançamento de Alcântara. Isto permite a comparação entre os métodos, mostrando que o novo método pode trazer melhores ajustes e melhores predições de que o veículo ira retornar dentro da área delimitada como segura.

Palavras-chave: Compensação do Vento, Veículos Suborbital, CLA

1. INTRODUÇÃO

Nos últimos anos o Centro de Lançamento de Alcântara vem realizando diversas atividades de lançamento de veículos suborbitais estabilizados aerodinamicamente. Estes possuem como principal característica o seu voo balístico que, após atingido o apogeu, retornam ao solo. Tendo em vista a segurança da operação, a correta previsão deste Ponto de Impacto (PI) é de extrema importância. Desta forma, simulações devem ser realizadas a fim de que se possa planejar um voo seguro. A trajetória escolhida é chamada de nominal e cabe aos operadores de segurança de voo do Centro fazer com que o veículo percorra a trajetória planejada.

Fatores aleatórios e incontrolláveis influenciam no voo do veículo. Por causa disso, o PI deve ser tratado de forma probabilística, com uma maior probabilidade de queda no PI nominal (PIn) e uma menor probabilidade conforme se afasta desse ponto. Usualmente se modela a probabilidade de impacto com uma função densidade de probabilidade normal bivariada, com as distâncias calculadas no sentido de lançamento (frontal) e perpendicular ao lançamento (lateral). Dessa forma, atribui-se uma área de dispersão do PI ao redor do PIn como sendo a área de maior risco.

Além dos fatores incontrolláveis, tem-se o vento que, embora aleatório, pode ser mensurado logo antes do lançamento e ter o seu efeito sobre a trajetória compensado. Este vento, decomposto em suas componentes frontais e laterais, influenciam a trajetória do veículo deslocando o PI. Dessa forma, existem diversos métodos disponíveis para a obtenção dos dados de vento, simulação do novo PI, compensação e ajuste do lançador. O

método atualmente disponível no CLA é o Guará.

Para a análise do Guará foram utilizados os dados obtidos a partir do lançamento dos Foguetes de Treinamento Básico (FTB). Ele é um veículo suborbital adaptado do foguete militar SS-30 do sistema de lançamento ASTROS II (Artillery Saturation Rocket System - Sistema de Artilharia de Saturação por Foguetes) fabricado pela empresa brasileira AVIBRAS. Com cerca de 3 metros de comprimento e 30 kg de propelente sólido, este foguete monoestágio é lançado a partir de um casulo acoplado ao lançador perfazendo uma trajetória nominal de 170 s com apogeu de 32 km e alcance de 17 km. A figura 1 mostra o FTB pronto para lançamento. Destaca-se a presença de empenas retráteis tal que possibilita o lançamento do FTB a partir do casulo. O CLA conta com grande experiência neste veículo, com 14 operações bem sucedidas com o seu preparo, lançamento e rastreamento.



Figura 1: Foto do FTB posicionado no casulo pronto para o lançamento.

Fonte: CLA

2. O MÉTODO ATUAL - Guará

Nesta seção será abordada a forma como hoje o CLA opera para calcular e compensar a influência do vento sobre a trajetória do veículo. Esta se baseia nos conceitos desenvolvidos por Lewis (1949). Em resumo, Lewis criou um modelo em que se divide a atmosfera em diversas camadas. Com isso, ele demonstra que cada uma delas atua de forma independente sobre a trajetória, deslocando o seu Ponto de Impacto (PI). Dessa forma, o desvio do PI gerado por um perfil de vento pode ser calculado a partir da soma ponderada do desvio gerado por cada camada. Para tanto ele parte de uma série de hipóteses simplificadoras, cada uma delas gerando um determinado nível de erro, posteriormente analisadas por Robert L. James (1961). Estas são:

1. Movimentos de arfagem e guinada são independentes;
2. Variação linear dos coeficientes aerodinâmicos em relação à incidência do escoamento;
3. Os ângulos de lançamento para a compensação do vento são os ângulos calculados usando o vento médio obtido pela ponderação nas diversas camadas;
4. Fatores multiplicativos utilizados para a correção em azimuth, a serem apresentados mais a frente, são calculados para o ângulo de elevação nominal.

O método utilizado pelo CLA é chamado de Guará. Este se baseia nos conceitos de Lewis com algumas adaptações. Assim como proposto por Robert L. James, as duas primeiras hipóteses simplificadoras se tornam desnecessárias utilizando métodos de simulação computacional com 3 graus de liberdade e coeficientes aerodinâmicos não lineares. Enquanto estas simulações são realizadas para o Guará, ele não contempla métodos para deixar de usar as duas últimas hipóteses simplificadoras. As consequências disso e algumas propostas de solução serão apresentadas na seção 3.

Para um melhor entendimento, a metodologia Guará pode ser dividida em três etapas:

1. Obtenção do Perfil de Vento

2. Previsão do Ponto de Impacto
3. Compensação do Efeito do Vento.

2.1 Obtenção do Perfil de Vento

As medições no CLA são realizadas a partir de dois instrumentos: a Torre Anemométrica (TA) e a Radiosondagem de Balão Atmosférico (Sonda). A primeira consiste em uma torre metálica de 72 m de altura montada na área de Preparação e Lançamento (40 m de altitude) coletando informações de intensidade e direção do vento médio de cada 20 segundos por meio de 6 anemômetros instalados a 48, 52, 58, 70, 85 e 112 m de altitude. Estas informações, também chamadas de ventos de superfície, são as mais importantes uma vez que o veículo, logo após o lançamento, possui pequena velocidade frontal e, portanto, está mais suscetível aos ventos laterais.

Já a Sonda consiste no lançamento e recepção de dados coletados de instrumentos embarcados em Balões Atmosféricos a hélio. Além das informações de intensidade e direção do vento, chamadas de ventos de altitude, as Sondas normalmente transmitem informações de temperatura, umidade, pressão e posição. Normalmente um Balão Atmosférico tem a capacidade de atingir altitude próxima a 30.000 m. Todavia, deve-se lembrar que ele sobe lentamente, chegando a demorar 4 horas até altitude máxima. Além disso, a existência de apenas um sistema de recepção dos dados impossibilita o uso de mais de uma Sonda ao mesmo tempo. Isto é um grande fator limitante que pode ser resolvido com maiores investimentos na compra de equipamentos e alteração dos protocolos de aquisição de dados. Levando em consideração que ventos mais baixos são os mais influentes, ter um dado das primeiras camadas de quatro horas antes do lançamento limita muito a capacidade de tomada de decisão para o lançamento. Neste caso, o procedimento adotado é o lançamento de 3 Sondas distintas em momentos distintos da Cronologia. São elas a Sondagem de Grande Altitude (SGA), lançada 5 horas antes do momento de lançamento (H0) a fim de atingir as maiores altitudes primeiro. Em seguida, tem-se a Sondagem de Baixa Altitude (SBA), lançada 45 minutos antes do H0 a fim de atualizar as primeiras camadas percorridas pela SGA, chegando até cerca de 5000 m. Finalmente, 15 minutos antes do H0, lança-se a Sondagem de Baixa Altitude Reduzida (SBAr), normalmente a fim de confirmar que as primeiras camadas dos ventos de altitude permaneceram estáveis e atualizar os seus valores até 1.500 m. A dinâmica do envio das sondagens pode ser visualizada por meio da figura 2. Nela se observa que as informações de vento são atualizadas durante a cronologia, com o envio das Sondas subsequentes buscando definir o perfil de vento mais significativo para a operação de lançamento.

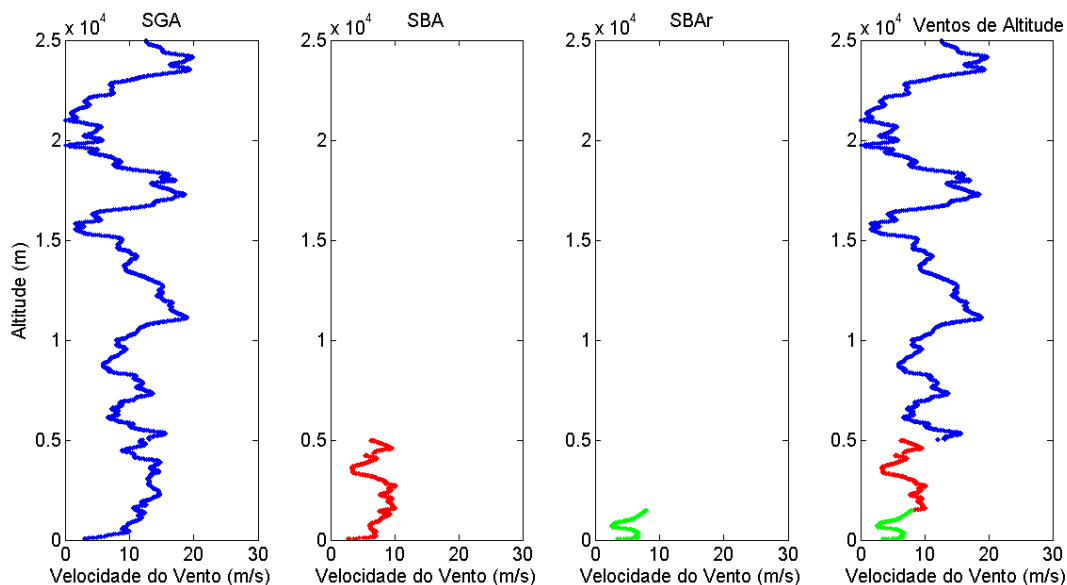


Figura 2: Conceito da operação de coleta dos ventos de altitude utilizando Radiosondagem de Balões Meteorológicos.

Fonte: O Autor

2.2 Previsão do Ponto de Impacto

A fim de se calcular a influência do vento sobre PI, Lewis apresenta uma abordagem muito eficiente para o cálculo de ajustes de forma rápida e computacionalmente barata, características de interesse durante uma cronologia de lançamento. Para tanto, ele introduz uma série de definições que embasarão os cálculos utilizados no método Guará.

- Vento Balístico (v_b) - “é o vento constante que gera o mesmo efeito de primeira ordem do que o vento real.

É uma média do perfil de vento, ou ainda um valor de vento que melhor representa o deslocamento do PI esperado.

- Deslocamento do Vento Unitário (DVU) - “é o efeito do vento de um vento constante unitário. É o valor que correlaciona o deslocamento do PI esperado e um vento de 1 m/s.
- Curva de Ponderação de Vento (f) - “é a função $f(y)$ que, para cada altitude y , apresenta a razão entre o efeito de um perfil de vento unitário uniforme de 0 a y pelo efeito do vento unitário. A função $f(y)$ é chamada de Curva de Ponderação do Vento para a altitude y . Esta é a função que pondera o impacto causado por cada camada da atmosfera sobre o deslocamento final encontrado.

A fim de calcular o vento balístico, a atmosfera é dividida em estratos horizontais nos quais o vento é considerado constante. Dessa forma, para cada camada calcula-se um vento médio.

Ainda, Lewis se utiliza das seguintes hipóteses simplificadoras:

- **Proporcionalidade** - O efeito do vento em um determinado estrato da atmosfera é proporcional ao vento deste estrato e
- **Independência** - O efeito do vento em um determinado estrato da atmosfera não influencia no efeito de outro estrato

Sob essas condições, o efeito de um vento médio em um único estrato é o produto entre a Velocidade do Vento, o Efeito do Vento Unitário e o Fator de Ponderação do Estrato. Este, por sua vez, é a diferença entre os Fatores das altitudes dos limites superior e inferior de um estrato. Matematicamente, essa ideia pode ser expressa por:

$$\Delta PI = w_1[f(y_1) - f(y_0)] + w_2[f(y_2) - f(y_1)] + \dots + w_n[f(y_n) - f(y_{n-1})]\delta \quad (1)$$

onde ΔPI é o deslocamento do Ponto de Impacto, w_n é a velocidade do vento médio dentro do n -ésimo estrato limitado pelas altitudes y_n e y_{n-1} e δ é o Deslocamento do Vento Unitário.

Observa-se que, para encontrar uma maior precisão no cálculo do deslocamento, basta escolher os estratos da atmosfera suficientemente finos.

Da definição de vento balístico (v_b), tem-se também que:

$$\Delta PI = v_b \delta \quad (2)$$

$$v_b = w_1[f(y_1) - f(y_0)] + w_2[f(y_2) - f(y_1)] + \dots + w_n[f(y_n) - f(y_{n-1})] \quad (3)$$

Para encontrar o efeito do vento no deslocamento do ponto de impacto, o Método de Lewis exige apenas a informação da velocidade vertical do veículo com o tempo. Como o veículo é aerodinamicamente estável, assume-se que ele se move no sentido do seu eixo longitudinal, ou seja, o veículo não possui ângulo de derrapagem. Além disso, assume-se que as únicas forças que atuam sobre o foguete são o Empuxo, o Arrasto e a Gravidade e que a velocidade vertical não é alterada pelo vento. Estas hipóteses são mais válidas quanto mais vertical for o lançamento e quanto menor for a intensidade dos ventos.

Com as considerações expostas, tem-se que a única força com componente normal à trajetória, capaz de alterar a sua direção, é a força gravitacional. Na literatura (J.W. Cornelisse and Wakker (1979)) este movimento também é chamado de “gravity turn”. Além disso, devido ao fato do veículo ser aerodinamicamente estável, o PI é deslocado em direção oposta ao vento. Ou seja, um vento vindo de Norte desloca o PI em direção a Norte.

Sob essas hipóteses, Lewis consegue descrever analiticamente o comportamento da trajetória de um veículo. Todavia, conforme o trabalho já mencionado de Robert L. James (1961), estas últimas considerações são muito limitantes e podem ser suprimidas realizando simulações completas com 3 graus de liberdade. Para o caso particular do Guará, as simulações são realizadas pelo programa ROSI (*Rocket Simulation* - Kramer (1976)), amplamente utilizado Instituto de Aeromáutica e Espaço. A seguir se apresenta o cálculo para a obtenção do Efeito do Vento Unitário e a Curva de Ponderação do Vento.

1. Baseando-se na trajetória nominal, simula-se o lançamento sem vento. O PI encontrado é o nominal (PI_n) de coordenadas polares a partir do lançador ($Dn, AZMn$).
2. Simula-se o lançamento aplicando um perfil de vento unitário, ou seja, todos os estratos com velocidade média igual a 1m/s. O PI encontrado é o PI de vento unitário (PI_u) de coordenadas polares ($Du, AZMu$). A distância entre PI_u e o PI_n é o deslocamento do vento unitário (DVU).
3. Agora falta calcular a influência de cada uma das camadas sobre este deslocamento total DVU. Dividindo a atmosfera em n camadas, simula-se o lançamento para um perfil de vento unitário do solo ($n = 0$) até a i -ésima camada ($n = i$). O PI encontrado (PI_i) terá coordenadas polares a partir do lançador ($Di, AZMi$). A relação entre o deslocamento deste perfil (PI_i-PI_n) e o deslocamento do vento unitário (PI_u-PI_n) é justamente o valor da Curva de Ponderação do Vento aplicada em i . Simulando de $i = 1$ a $i = n$ tem-se toda a Curva de Ponderação do Vento $f(y)$.

Para um melhor entendimento, suponha uma simulação com um perfil de vento unitário gerando um deslocamento do ponto de impacto de $100m$ ($PI_u - PI_n = 100m$). Neste exemplo, a atmosfera será dividida em 10 camadas.

Em seguida se realiza outra simulação com um perfil de vento de $1m/s$ apenas para a primeira camada e $0m/s$ para as demais. Será encontrado um deslocamento menor que $100m$, suponha por exemplo, $20m$ ($PI_1 - PI_n = 20m$). Dessa forma, o valor da Curva de Ponderação para a primeira camada será ($f(1) = \frac{PI_1 - PI_n}{PI_u - PI_n} = \frac{20}{100} = 0,2$).

Para a segunda camada, se realiza outra simulação com um perfil de vento de $1m/s$ para as duas primeiras camadas e $0m/s$ para as demais. Será encontrado um deslocamento maior que o anterior de $20m$, mas menor que o total de $100m$, suponha por exemplo $30m$ ($PI_2 - PI_n = 30m$). Dessa forma, o valor da Curva de Ponderação para a primeira camada será ($f(2) = \frac{PI_2 - PI_n}{PI_u - PI_n} = \frac{30}{100} = 0,3$).

Realizando este processo para cada uma das camadas, encontra-se a Curva de Ponderação do Vento $f(y)$. Observe que o valor da função f para a última camada é 1, ou seja, a totalidade do DVU. O efeito de cada camada individualmente, também chamado de Fator de Ponderação do Vento, é calculado a partir diferença da função da camada avaliada com a anterior $F(i) = f(i) - f(i-1)$.

Adotando efeitos lineares, com um perfil de vento constante de, por exemplo, de $7m/s$, tem-se que o deslocamento final do PI será no sentido oposto ao vento a uma distância de 7 DVU. Claro que isto é uma aproximação linear de um efeito de natureza não linear. Desta forma, os resultados são tão melhores quanto mais próximos estiverem do valor inicial. No procedimento anterior, o valor inicial é de $1m/s$, o que é relativamente baixo. Um estudo climatológico permite se obter o vento médio em uma determinada época do ano. Com isso, basta realizar todas as simulações com perfil de vento constante iguais ao vento médio ao invés do vento unitário. Para se calcular o DVU, deve-se dividir o deslocamento encontrado no item 2 pelo valor do vento médio.

Como o perfil de vento real não é constante, o método de Lewis permite obter uma estimativa do Vento Balístico (v_b), o qual é o valor numérico representativo de todo o perfil. Como mostrado em sua definição, este é a média ponderada do vento de cada estrato sendo o seu peso o Fator de Pesagem do Vento $F(i) = f(i) - f(i-1)$. Em outras palavras, um perfil real qualquer produz o mesmo efeito de deslocamento do PI do que o perfil de vento constante de valor igual ao Vento Balístico.

Finalmente, basta multiplicar o v_b pelo DVU para encontrar o deslocamento do PI. Normalmente os cálculos são realizados decompondo o vento nas direções frontais e laterais à direção do lançamento. Desta forma, realizando este procedimento para ventos frontais e ventos laterais, tem-se o deslocamento frontal ($\Delta PI_{frontal}$) e lateral ($\Delta PI_{lateral}$) do PI.

2.3 Compensação do Efeito do Vento

Foi mostrado anteriormente que conhecendo o Perfil do Vento, o Fator de Pesagem do Vento ($F(y)$) e o Deslocamento de Vento Unitário (DVU), o método Guará é capaz de calcular o Deslocamento do Ponto de Impacto (ΔPI) e, portanto, calcular o novo Ponto de Impacto, chamado de PI instantâneo (PIi). A fim de compensar o deslocamento gerado pelo vento deve-se reajustar os ângulos de Azimute e Elevação do Lançador. A compensação utilizada no método Guará se baseia na compensação antissimétrica, a qual busca apontar o lançador para uma posição oposta ao PIi em relação ao PIn. A figura 3 mostra graficamente a compensação antissimétrica. Suponha o deslocamento frontal e lateral a partir do PIn de ($\Delta PI_{frontal}, \Delta PI_{lateral}$) levando o Ponto de Impacto do PIn ao PIi. Dessa forma, deve-se reajustar os ângulos do lançador de forma que este não mais aponte ao PIn, mas sim a um PI compensado (PIc) antissimétrico a PIi, ou seja, de deslocamento frontal e lateral a partir do PIn de ($-\Delta PI_{frontal}, -\Delta PI_{lateral}$). Com este novo apontamento, o efeito do vento deve levar o Ponto de Impacto do PIn ao PIi, conforme desejado.

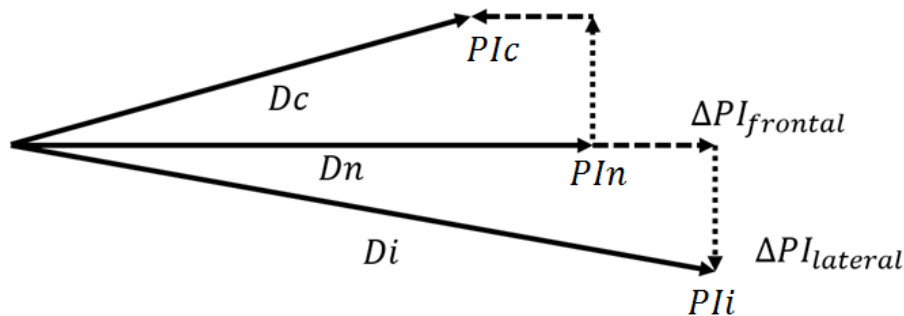


Figura 3: Compensação Antissimétrica.

Fonte: O Autor

Agora se faz necessário correlacionar o P Ic a um determinado ajuste de Elevação e Azimute do Lançador.

Dada a geometria do problema, é fácil observar que o Azimute compensado deve ser:

$$AZMc = AZMn + \arctan \frac{\Delta PI_{lateral}}{Dn - \Delta PI_{frontal}} \quad (4)$$

O método de compensação do Guará considera que o alcance é apenas influenciado pela alteração da elevação. A relação entre a variação do alcance e a variação da elevação é chamada de *Tower Tilt Effect* (TTE). Uma primeira hipótese é que o alcance é nulo para um ângulo de lançamento de 90° . Com isso, o Guará realiza uma relação linear entre o limite de lançamento vertical e o lançamento nominal, mostrado matematicamente pela equação 6:

$$Dc = \sqrt{\Delta PI_{lateral}^2 + (Dn - \Delta PI_{frontal})} \quad (5)$$

$$\frac{ELVn - 90}{Dn - 0} = \frac{ELVc - 90}{Dc - 0} \Rightarrow ELVc = 90 + \frac{ELVn - 90}{Dn} Dc \quad (6)$$

Em suma, ajustando o lançador de acordo com as equações 4 e 6 espera-se mirar no PIc e, com os efeitos do vento, que o veículo caia no PIn. Para tanto, deve-se apenas ter os valores nominais, o perfil de vento, a Curva de Pesagem do Vento e o Deslocamento do Vento Unitário.

3. O NOVO MÉTODO - Mosca

O método de compensação Guará apresentado na seção 2. foi desenvolvido em um contexto onde o custo computacional era muito elevado, impossibilitando a realização de um grande número de contas em tempo real. Na verdade, conforme mostrado, ele se baseia na metodologia de Lewis de 1949, muito antes da revolução da informática. Dessa forma, o método se baseia em cálculos simples, aproximados, os quais fornecem resultados satisfatórios mas não tão precisos.

Agora com ferramentas mais modernas, o método Guará pode ser analisado em detalhes buscando as principais fontes de erro e fornecendo alternativas de solução. Foram identificados três principais problemas com o método Guará:

1. O Deslocamento do Vento Unitário (DVU) varia em função da elevação, enquanto nas contas se utiliza apenas o valor da condição nominal.
2. Compensação em azimute (eq. 4) altera ângulo de incidência do vento balístico (ϕ), modificando os deslocamentos frontais e laterais do PI.
3. O Tower Tilt Effect (eq. 5) é considerado linear em torno do ponto nominal, gerando erros para grandes compensações em elevação.

A seguir serão percorridos o impacto destas aproximações e a implementação das soluções gerando um novo Método de Obtenção de dados, Simulação e Cálculo de Ajuste - Mosca. Será utilizado como exemplo um lançamento de FTB com ajuste nominal $AZMn = 30,0^\circ$ e $ELVn = 82,0^\circ$ e vento balístico com intensidade e direção $v_b = 10m/s@Norte^\circ$. Nessas condições, tem-se que ângulo de incidência do vento $\phi = 30^\circ$. Utilizando os Fatores de Ponderação do Vento e Deslocamento do Vento Unitário encontrados no Manual deste veículo, o deslocamento do PI calculado é de $\Delta PI_{frontal} = 4.532m$ e $\Delta PI_{lateral} = 2.992m$. Realizando a compensação antissimétrica, obtém-se o ajuste $AZMc = 43,5^\circ$ e $ELVc = 84,1^\circ$. Este é o resultado encontrado utilizando o método Guará.

3.1 Variação do DVU em função da elevação

Como foi visto em sua definição, o Deslocamento do Vento Unitário é o valor do deslocamento gerado por um perfil de vento de $1m/s$ ou, ainda, por um vento balístico de $1m/s$. Todavia, este valor é calculado para um determinado apontamento do lançador, variando em função da elevação conforme a figura 4. Durante os cálculos pelo método Guará, utiliza-se apenas os valores para o apontamento nominal. Ao se realizar a compensação em elevação, tem-se que o PI será deslocado por um valor de DVU diferente e, portanto, o ajuste realizado não será correto.

Avaliando este efeito na situação exemplo, o DVU para as condições nominal e compensada são:

Tabela 1: Erro atrelado à compensação antissimétrica devido à alteração do ângulo de incidência do vento balístico.

	Nominal ($82,0^\circ$)	Compensada ($84,1^\circ$)
$DVU_{frontal}$	$523.33m$	$557.27m$
$DVU_{lateral}$	$598.33m$	$602.91m$

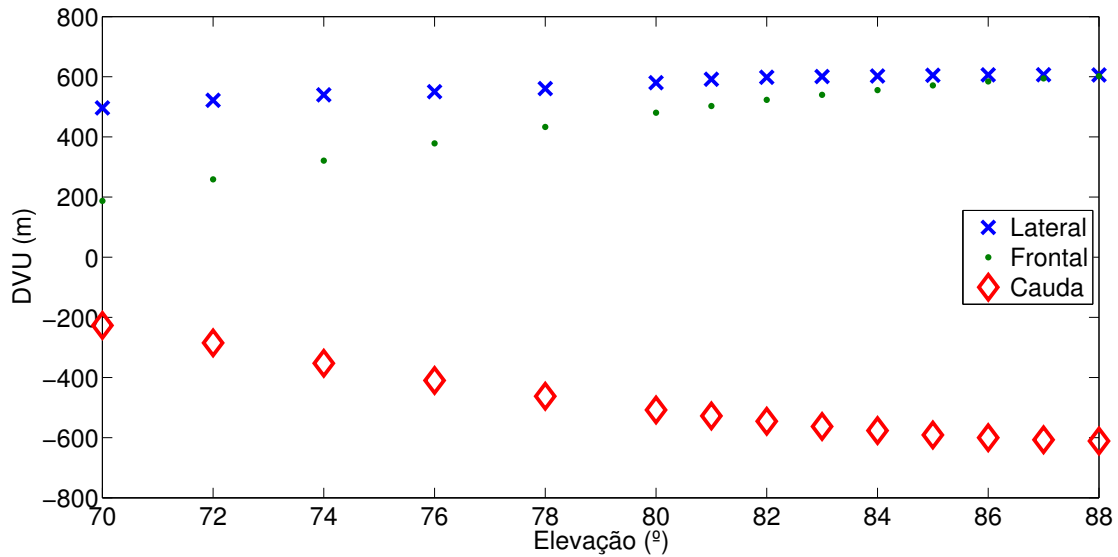


Figura 4: Erro atrelado à compensação antissimétrica devido à alteração do ângulo de incidência do vento balístico.

Fonte: O Autor

Com o v_b do exemplo, o erro residual calculado a partir da variação do DVU é de $295m$. Sabendo que a dispersão nominal do PI é de $\sigma = 1167m$, esse erro equivale a $25.3\% \times \sigma$.

A fim de eliminar este erro basta variar o DVU em função de cada elevação compensada calculada e não como um valor fixo da elevação nominal. Observa-se que este erro é tão maior quanto maior for a compensação em elevação. Isto ocorre quando o vento possui uma forte componente frontal.

3.2 Erro de compensação em azimute

A compensação antissimétrica utilizada no método Guará parte da hipótese que os deslocamentos frontais e laterais gerados pelo vento a partir do apontamento nominal são os mesmos daqueles gerados a partir do apontamento compensado. Dessa forma, a compensação antissimétrica seria o suficiente para que o PI_c coincida com o PI_n , conforme mostrado na figura 3.

Mas, como mostrado na figura 5, a compensação altera o ângulo de incidência (ϕ) do Vento Balístico (VB), modificando as suas projeções frontais e laterais. No caso da figura, houve um aumento de (ϕ) e, portanto, uma diminuição do ($VB_{frontal}$) e um aumento do ($VB_{lateral}$).

Como o deslocamento do PI é proporcional à intensidade do VB, os deslocamentos frontais e laterais também sofrerão uma diminuição e um aumento, respectivamente. Somado ao fato de que estes deslocamentos devem ser aplicados não mais na direção do lançamento nominal mas sim na direção do lançamento compensado, tem-se que a hipótese da compensação antissimétrica não é válida e, portanto, gera um Ponto de Impacto final PI_f próximo ao PI_n , mas não coincidente.

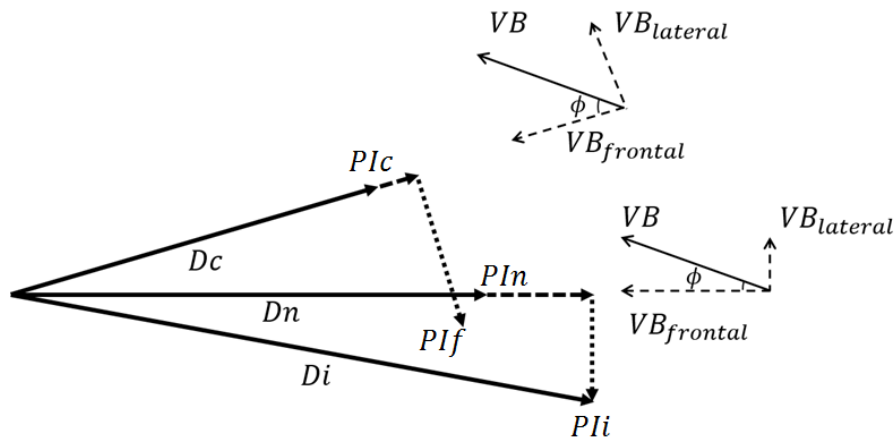


Figura 5: Erro atrelado à compensação antissimétrica devido à alteração do ângulo de incidência do vento balístico.

Fonte: O Autor

Pela situação exemplo, houve um aumento do ângulo de incidência do vento para $\phi = 43.5^\circ$ e consequen-

temente uma mudança no deslocamento do PI para $\Delta PI_{frontal} = 4.044m$ e $\Delta PI_{lateral} = 4.149m$. Analisando o PI após a compensação, observa-se que ele se encontra a uma distância residual de $381m$. Sabendo que a dispersão nominal do PI é de $\sigma = 1167m$, esse erro equivale a $32.7\% \times \sigma$.

A fim de eliminar este erro se utiliza a compensação trigonométrica de forma iterativa. Observa-se que a cada nova iteração a distância residual entre o PIf e o PIn diminui. Seja estipulado uma distância máxima aceitável igual a $1m$. O exemplo anterior resultaria em um ajuste $AZMc = 44.4^\circ$ e $ELVc = 84.3^\circ$.

Observa-se que este erro é tão maior quanto maior for a compensação em azimuth. Isto ocorre quando o vento possui uma forte componente lateral.

3.3 Tower Tilt Effect linear

Enquanto os erros anteriores estavam relacionados à alteração das condições de lançamento após a compensação, o erro de TTE está relacionado à influência da variação da elevação sobre o deslocamento do PI compensado (PIc).

Ao se realizar a compensação antissimétrica, a equação (??) nos fornece o quanto se deve alterar a elevação do lançador a fim de compensar o efeito do vento. No método Guará este valor é estimado a partir da condição nominal e da condição limite. Esta parte da premissa de que um lançamento realizado com elevação $ELV = 90^\circ$ possui um PI sobre o lançador. Interpolando linearmente estas condições, obtém-se uma relação entre a variação da elevação e o deslocamento do PIc, chamado de TTE.

Mas esta aproximação linear não condiz com a física do problema. Da teoria de lançamentos oblíquos ideais, sem arrasto, com velocidade inicial V e elevação de lançamento ELV tem-se que:

$$t_{voo} = 2 \frac{V \sin(ELV)}{g} \quad (7)$$

$$D = V_x t_{voo} \Rightarrow D = V \cos(ELV) 2 \frac{V \sin(ELV)}{g} \quad (8)$$

$$D = V^2 \frac{\sin(2ELV)}{g} \quad (9)$$

onde D é o alcance, t_{voo} é o tempo de voo e g é a aceleração da gravidade. Do resultado encontrado observa-se que o comportamento do alcance em função da elevação de lançamento é proporcional à função $\sin(2ELV)$. Dessa forma, a interpolação linear utilizada no método Guará não descreve corretamente o TTE.

A fim de eliminar este erro utiliza-se um banco de dados contendo resultados de simulações para uma variedade de ajustes do lançador. Para um determinado azimuth, avalia-se o comportamento do alcance em função da elevação conforme apresentado na figura 6. Os valores nominais mostram que a variação do alcance não é linear. Realizando uma interpolação do tipo $[a \sin(2x + \phi) + b]$, encontra-se uma curva que melhor representa os resultados nominais das simulações.

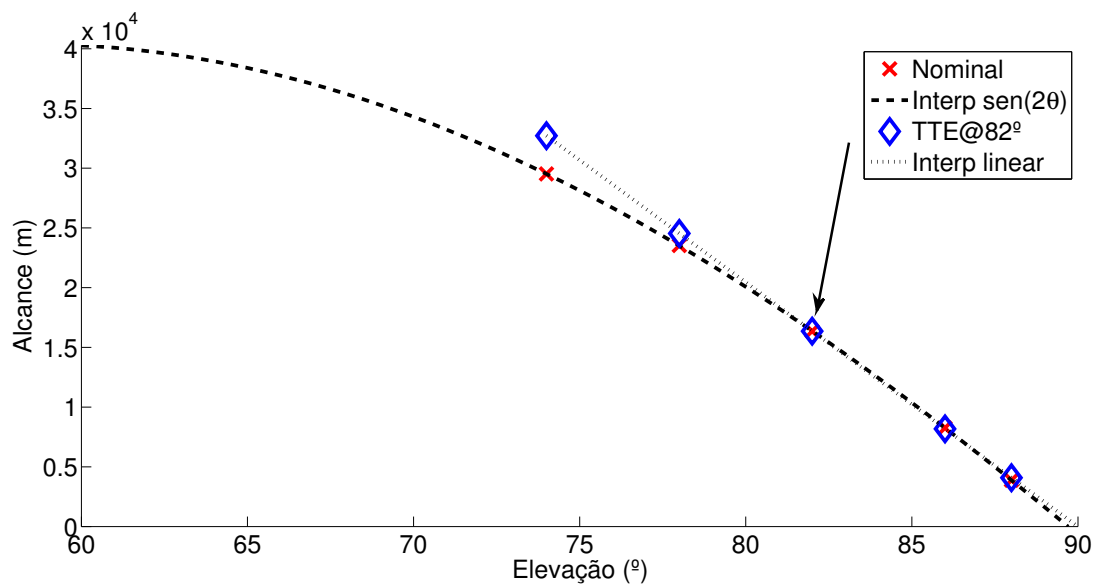


Figura 6: Erro atrelado ao comportamento não linear do TTE.

Fonte: O Autor

Para a situação exemplo, calcula-se o TTE para a elevação nominal $ELV = 82^\circ$. Com este resultado encontram-se os valores de alcance utilizando o TTE linear, da forma como é utilizado pelo método Guará. Para a elevação compensada encontrada ao fim das iterações da subseção anterior ($ELVc = 84.3^\circ$), tem-se que

o alcance calculado utilizando o TTE linear é de $1140m$ enquanto o alcance calculado utilizando o TTE senoidal é de $1125m$, um erro de $15m$. Sabendo que a dispersão nominal do PI é de $\sigma = 1167m$, esse erro equivale a $1.3\% \times \sigma$.

Observa-se que este erro é tão maior quanto menor e mais afastada for a elevação compensada da elevação nominal. Também se observa que ele é tão maior quanto menor for a elevação nominal.

Os lançamentos de FTB são normalmente realizados com elevações nominais mais altas ($ELVn > 80^\circ$) e no sentido do vento. Dessa forma, o ajuste tende a ser no sentido do aumento da elevação. Neste caso, o erro de TTE se mostra negligenciável. Todavia, outros veículos são lançados a elevações mais baixas e estão sujeitos a este tipo de erro. Para o próprio FTB lançado a $ELVn = 78^\circ$, o erro pode chegar a $40\% \times \sigma$.

4. CONCLUSÕES

Os estudos mostraram que, em situações de ventos fortes, as aproximações inicialmente empregadas pelo método de Lewis geram erros consideráveis. Ao aplicar as alterações indicadas, são encontradas diferenças significativas nos resultados, mostrando que o novo método proposto (Mosca) possui grande potencial para melhor prever o ponto de impacto se comparado com o método atualmente empregado no CLA (Guará). Novos estudos devem ser realizados comparando os resultados previstos por ambos os métodos com os dados reais de rastreamento obtidos pelo CLA.

5. REFERÊNCIAS

- J.W. Cornelisse, H.S. and Wakker, K.F., 1979. *Rocket propulsion and spaceflight dynamics*. Pitman, 7th edition.
 Kramer, 1976. "Rocket simulation - rosi: Analysis and specification of program rosi".
 Lewis, J.V., 1949. "The effect of wind and rotation of the earth on unguided rockets".
 Robert L. James, Jr., R.J.H., 1961. "Calculation of wind compensation for launching of unguided rockets".

6. RESPONSABILIDADE AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

WIND EFFECTS COMPENSATION IN SOUNDING ROCKET TRAJECTORIES

Henrique Oliveira da Mata, damatahodm@gmail.com¹

João Batista Pessoa Falcão Filho, jb.falcao filho@gmail.com²

¹Alcântara Launch Center, Km 7 MA-106 Road, Zona Rural, Alcântara - MA, 65250-000

²Aeronautics and Space Institute, 50 Mal. Eduardo Gomes Square- Vila das Acácias, São José dos Campos - SP, 12228-904

Resumo: Important spacial technologies activities can be developed by microgravity experiments during suborbital rocket flights. Since they return to surface, their launch operations demands an accurate Earth Impact Point prediction. This is due not only because one certain mission characteristic, like a payload recovery, but mainly to ensure the Operation Flight Safety. Many factors influence a launch trajectory, deviating from its nominal and changing its Impact Point. Among them, the main factor to be analyzed is the wind effect. This work seeks to present the wind compensation method today used at Alcântara Launch Center (Guará Method) and propose a new improved method (Mosca Method). Both method is based on the presented by J. V. Lewis in 1949, which is used on many launch centers around the world with its alterations. It follows the execution of three steps: 1) the wind profile identification, 2) the Impact Point displacement calculation provoked by these winds and 3) this displacement compensation with a new launch setting. The proposed Mosca Method does not use the approximations used at the time the Lewis method was created and rely on the actual computational capacity to better predict the Impact Point and to supply, in real time, the correct launch setting. To do so, the Guará method is analyzed step by step, identifying the consequences of the most important approximations used and suggesting their corrections. It was used as a case of study the Basic Training Rocket (FTB in portuguese), a simple small size vehicle, that counts with several launches from Alcântara Launch Center (CLA). This allows the comparison of the methods, showing that the new method can bring a better setting and a better prediction that the vehicle will return inside the delimited safe area.

Palavras-chave: Wind Compensation, Suborbital Rocket, CLA