

Predição da carga acústica de foguete durante o lançamento

RESUMO

João Martins Gomes Neto
joao.martins.gn23@gmail.com
orcid.org/0000-0003-2296-9106
Universidade Federal do Ceará,
Ceará, Brasil.

Marcello Reis
mcarv.reis@gmail.com
orcid.org/0000-0002-1132-9034
Universidade Federal do Ceará,
Ceará, Brasil.

Claus Franz Wehmann
claus.wehmann@ufc.br
orcid.org/0000-0001-8756-9387
Universidade Federal do Ceará,
Ceará, Brasil.

Durante o lançamento, um foguete se submete a elevados níveis de ruído sonoro em decorrência da queima de seu propelente. Tais cargas acústicas são capazes de afetar os elementos internos do veículo, provocando excitações vibracionais que são a causa de diversas falhas, principalmente em seus componentes eletrônicos e instrumentos localizados na carga paga. Com o intuito de prever a carga acústica incidindo sobre as regiões de interesse do foguete Hermes, em desenvolvimento pelo Grupo de Desenvolvimento Aeroespacial (GDAe) da UFC, o programa *liftoff* foi utilizado para calcular o nível de pressão sonora em diferentes pontos. Para verificar a confiabilidade dos cálculos do *software*, que usa como base uma técnica analítica de alocação de fontes ao longo do fluxo de exaustão do foguete, foi feita uma simulação usando os parâmetros de um motor Estes B6-5. Os resultados foram comparados com os dados obtidos durante o teste de bancada do motor, através da utilização de sensores de som ligados a um Arduino. A manipulação dos dados foi feita com o auxílio dos programas Microsoft Excel e PLX-DAQ. A simulação utilizando os parâmetros do foguete Hermes apresentou resultados de níveis de pressão sonora gerais superiores aos obtidos para o motor de classe B. O emprego do programa *liftoff* se mostrou oportuno na predição das cargas acústicas decorrentes do lançamento ou teste estático de um foguete de pequeno porte, atingindo resultados condizentes com os medidos em campo durante o teste dos motores Estes B6-5.

PALAVRAS-CHAVE: cargas acústicas, foguete, lançamento, carga paga.

INTRODUÇÃO

Durante o lançamento de um foguete, um dos principais problemas a ser enfrentado é a vibração sofrida por sua estrutura e por seus componentes eletrônicos. O fluxo de gases que são expelidos da tubeira em alta velocidade produz intensas cargas acústicas que são refletidas pelo solo, pelas estruturas de lançamento e pelo ambiente no entorno. As ondas sonoras refletidas atuam sobre foguete provocando vibrações no corpo do veículo e nos instrumentos embarcados.

É preciso considerar a vibração provocada pelas flutuações acústicas ainda na fase de projeto de um foguete, de modo que seus circuitos eletrônicos sejam dimensionados com a capacidade de manter-se em operação durante a totalidade da missão. Para tanto, torna-se necessário conhecer o nível de pressão sonora geral (OSPL) ao qual o foguete é submetido, especialmente na região da sua carga paga.

Diversos estudos foram realizados visando correlacionar a vibração sofrida por foguetes ao nível de ruído gerado durante sua fase de lançamento e observar os efeitos causados por esse fenômeno.

Souto e Pirk (2007) apresentaram cálculos preliminares das cargas acústicas geradas por um foguete VS-40 durante seu lançamento. Um programa de simulação numérica é utilizado para o cálculo considerando múltiplas fontes de ruído acústico ao longo da pluma de exaustão dos gases. O nível de pressão acústica agindo na região da carga paga do foguete é obtido nos dois cenários e comparado, obtendo-se uma boa correlação dos valores calculados para a carenagem do veículo.

Ez-Deen e Shakir (2009) realizaram um estudo para encontrar a correlação entre a acústica e a vibração da placa estrutural de um satélite durante o estágio de lançamento, a partir da variação dos parâmetros de nível de pressão sonora e frequência do som. Um vibrômetro foi utilizado para medir o deslocamento e a aceleração da chapa nas diferentes configurações. Também foi verificado que a excitação vibracional é diretamente proporcional ao nível de pressão sonora.

Morshed (2013) investigou a natureza da distribuição de pressão acústica externa, na faixa de frequência de 50 a 400 Hz, na carenagem de um veículo lançador durante a decolagem. A pressão acústica foi estimada a partir do campo acústico gerado pela exaustão do foguete durante a decolagem.

Neste trabalho será realizada a previsão estimada do nível de pressão sonora geral atuando na região da carga paga de um foguete através de um programa de cálculo matemático. Em seguida, são feitas medições do nível de ruído acarretado durante a fase de teste de um motor Estes B6-5 com a finalidade de comparar os dados teóricos com os obtidos experimentalmente. As medições são realizadas através de sensores sonoros KY-037 ligados a uma placa de Arduino.

Com a obtenção de dados confiáveis, o *software* servirá como ferramenta para a predição das cargas acústicas decorrentes de testes de diferentes motores. O intuito é auxiliar o Grupo de Desenvolvimento Aeroespacial (GDAe), um grupo de extensão da Universidade Federal do Ceará (UFC), durante a etapa de desenvolvimento de foguetes. O foco deste estudo é a predição da

intensidade acústica presente nas imediações da carga paga do foguete Hermes, desenvolvido pela equipe do GD Ae.

Objetivos Gerais

Este trabalho objetiva prever e realizar a medição do nível de ruído agindo na região da carga paga de um foguete durante sua etapa de lançamento. O estudo visa, também, verificar a eficácia de um programa de cálculo na previsão do nível de pressão sonora geral a diversas distâncias da saída da tubeira do veículo.

Objetivos Específicos

A seguir, são apresentados os objetivos específicos do trabalho:

- Calcular, através do programa *liftoff*, o nível de pressão sonora geral atuando em diferentes pontos durante o teste de bancada de um motor de foguete;
- Escrever código de programação de Arduino para a utilização dos sensores de som KY-037 com a função de medir o nível de pressão sonora geral;
- Montar circuito de Arduino e sensores para a realização dos testes;
- Realizar a medição do ruído durante os testes de motores Estes B6-5 e comparar os resultados obtidos com os calculados previamente;
- Prever o nível de pressão sonora geral atuando na região da carga útil e da aviônica do foguete híbrido Hermes através do programa *liftoff*.

REVISÃO DA LITERATURA

Ruído gerado no lançamento de foguetes

Durante a etapa de lançamento ou teste de bancada de foguetes grandes cargas acústicas são geradas pelo sistema de propulsão.

A carga acústica é gerada em decorrência de um campo acústico de amplo espectro de frequência proveniente da mistura do fluxo de exaustão do motor do foguete com a atmosfera circundante (NASA, 1971).

A carga acústica gerada envelopa o veículo e o ambiente ao seu redor, provocando uma resposta vibracional do corpo do foguete. A vibração é então transferida para os instrumentos e componentes embarcados. A exposição contínua a essa vibração pode causar sérias falhas nos equipamentos, acarretando fracasso parcial ou total da missão (NASA, 2001).

Diversos problemas podem ser causados no foguete devido à ação de uma carga acústica elevada, como falha por fadiga de elementos internos, *hardware* de suporte e estruturas leves, e mau funcionamento de componentes eletrônicos. As etapas de testes e lançamento são críticas para o sucesso da missão, pois, durante elas as cargas acústicas atuando no corpo do foguete atingem seu valor máximo.

À medida que o veículo é acelerado, o nível de pressão sonora no entorno do foguete diminui. As cargas acústicas agindo sobre o corpo do foguete provenientes da propulsão tendem a ser nulas a partir do momento em que o

veículo ultrapassa a velocidade do som, já que o campo sonoro é propagado na direção contrária ao deslocamento do foguete.

Parâmetros significativos na geração de ruído

Segundo NASA (1971) diversos fatores influenciam na magnitude das cargas acústicas provenientes da exaustão de um foguete. Os mais significativos com relação às propriedades do fluxo de exaustão são: velocidade, número de Mach, densidade e pressão estática.

Parâmetros de configuração do lançamento e fatores geométricos também exercem grande influência no ruído gerado. Entre elas estão as dimensões e geometria da tubeira e do defletor de fluxo de escape. A presença de superfícies próximas do foguete tende a causar um aumento local nos níveis sonoros, o que pode ser mitigado com um projeto cauteloso das instalações.

Predição das cargas acústicas

O presente estudo se utiliza da técnica de distribuição de fontes apresentada no estudo NASA SP-8072 (1971), em que fontes de banda de oitava ou banda de 1/3 de oitava são alocadas ao longo do fluxo de exaustão desviado. O campo irradiado de cada fonte é então somado para obter o carregamento para o ponto requerido no veículo. O estudo estima que essa técnica tenha uma precisão de ± 4 dB para fins de previsão em configurações padrão.

METODOLOGIA

Este trabalho tem como foco estimar o nível de pressão sonora sobre a carga útil de um foguete durante seu lançamento ou teste de bancada através de um programa de computador designado *liftoff*, disponível gratuitamente. Em seguida foi feita a medição do ruído no decorrer de testes estáticos de motores de foguete de modelo Estes B6-5. A captação do ruído durante os testes de bancada foi realizada por sensores sonoros KY-037 ligados a uma placa de Arduino.

Programa *liftoff*

O programa *liftoff*, escrito em linguagem C++, utiliza como base os estudos da NASA (1971) e Wilby & Wilby (1991), focando no método de alocação de fontes para a determinação das cargas acústicas em pontos específicos de um foguete durante sua etapa de lançamento.

A simulação foi realizada utilizando os dados do motor Estes B6-5, além de características físicas do local de testes. Os dados inseridos no programa para cada uma de suas operações, além dos níveis de pressão sonora geral calculados, são mostrados na **Tabela 1**. A definição de um parâmetro entre múltiplas escolhas fornecidas pelo *software* é representada na tabela por um número, seguido de seu significado entre parênteses.

A aplicação reconhece apenas a inserção de valores numéricos, sendo a unidade de medida definida na primeira entrada do programa, de acordo com o sistema de unidades escolhido.

Foram determinados quatro pontos de interesse para o cálculo das cargas acústicas referentes à quantidade de sensores utilizados no teste experimental. Os valores de comprimento foram escolhidos com base nas características físicas e limitações do local onde os experimentos foram realizados. O diâmetro das posições de interesse foi definido como 0 m, indicando seu posicionamento sobre o eixo central imaginário do motor.

Tabela 1- Parâmetros para o cálculo do nível de pressão sonora geral do motor Estes B6-5

Parâmetro	Valor
Sistema de unidades	2 (métrico)
Primeiro estágio do motor	7 (outro)
Empuxo médio	6 N
Velocidade de exaustão dos gases	899,96 m/s
Velocidade do som	343 m/s
Eficiência acústica no formato decimal	0,01
Número de tubeiras	1
Diâmetro de saída da tubeira	0,005 m
Volume para a radiação sonora	1 (hemisférico)
Aplicar fator de correção de Wilby	1 (sim)
Geometria para alocação de fontes	1 (tubeira única, sem deflexão)
Número de posições de interesse	4
Comprimento da posição 1	0,25 m
Comprimento da posição 2	0,50 m
Comprimento da posição 3	1,10 m
Comprimento da posição 4	1,90 m
Diâmetro das posições de interesse	0 m
Nível de pressão sonora geral para posição 1	117 dB
Nível de pressão sonora geral para posição 2	113 dB
Nível de pressão sonora geral para posição 3	108 dB
Nível de pressão sonora geral para posição 4	104 dB

Fonte: Autoria própria.

Teste dos motores Estes B6-5

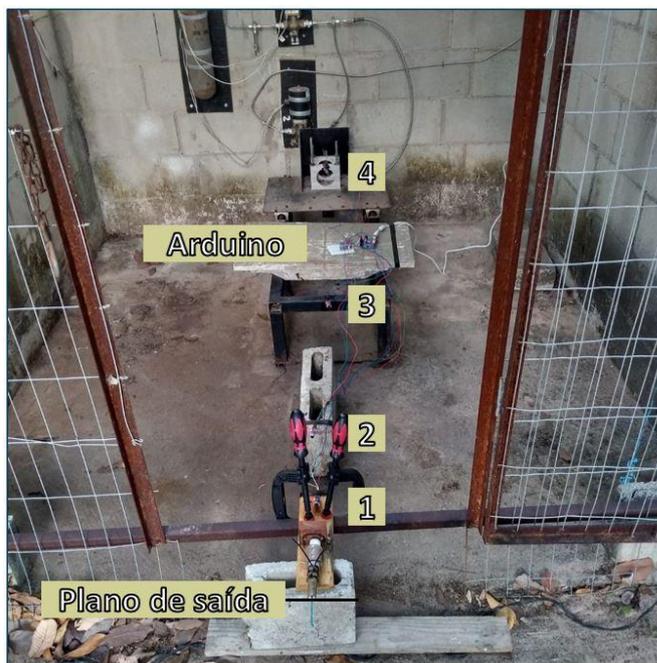
Para a realização dos testes foram utilizados quatro sensores de som de modelo KY-037. Os sensores foram posicionados com sua unidade sensora ocupando os pontos de interesse determinados, ligados a uma placa de Arduino.

Para converter os valores de saída analógica dos sensores em unidades de medida de som, foi necessário escrever um código de programação para o

Arduino. Para garantir maior exatidão nas leituras dos sensores foi utilizado um decibelímetro digital.

O experimento com os motores B6-5 foi realizado na área de testes do Grupo de Desenvolvimento Aeroespacial (GDAe) da Universidade Federal do Ceará (UFC), no Campus do Pici. Ao todo foram realizados testes com quatro motores de modelo Estes B6-5. Os motores foram fixados e posicionados horizontalmente sem anteparos após a saída da tubeira, de maneira que a pluma de gases não fosse defletida. As posições dos sensores foram definidas de acordo com as usadas no *software*. A **Figura 1** mostra o posicionamento dos componentes durante a realização dos testes.

Figura 1 - Configuração dos componentes dos testes

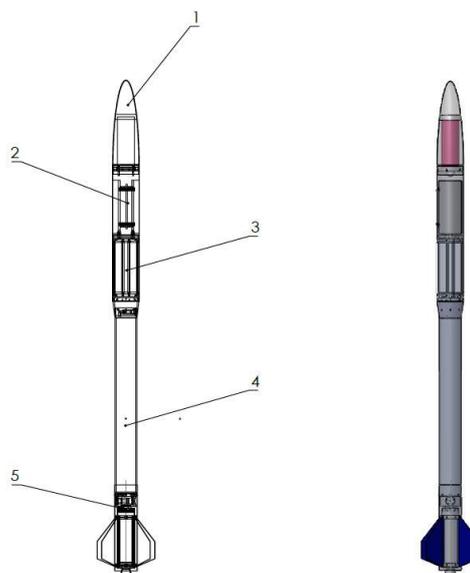


Fonte: Autoria própria.

Foguete Hermes

Em estágio de projeto pela equipe do GDAe-UFC, o foguete Hermes é um veículo de propulsão híbrida projetado para atingir um apogeu de 3 km. O modelo do Hermes é mostrado adiante na **Figura 2**.

Figura 2 - Modelo do foguete Hermes



Fonte: Autoria própria.

Localizados nas regiões representadas pelos números de 1 a 5 estão, respectivamente, o sistema de eletrônica embarcada, o sistema de recuperação, a carga paga, o tanque e a câmara de combustão. Os parâmetros do foguete e de sua configuração de lançamento foram utilizados para a realização dos cálculos através do programa *liftoff*.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

Experimento com motores Estes B6-5

Os resultados do nível máximo de pressão sonora geral atingidos durante os testes dos motores B6-5 são apresentados na **Tabela 2**.

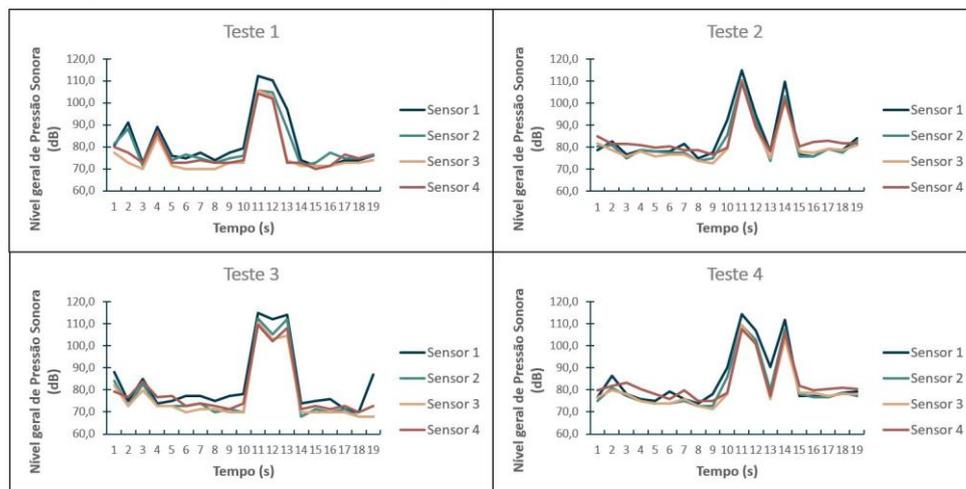
Tabela 2- Nível máximo de pressão sonora geral atingido durante os testes

Sensor	OSPL máximo no teste 1 (dB)	OSPL máximo no teste 2 (dB)	OSPL máximo no teste 3 (dB)	OSPL máximo no teste 4 (dB)
1	112,3	114,9	115,1	114,4
2	105,7	110,1	112,4	109,3
3	105,8	109,7	110,5	109,5
4	104,3	109,4	109,4	107,6

Fonte: Autoria própria.

A **Figura 3** apresenta os gráficos do nível de pressão sonora em função do tempo para cada um dos testes realizados.

Figura 3 - Nível de pressão sonora geral durante testes dos motores Estes B6-5



Fonte: Autoria própria.

Analisando os gráficos, é possível verificar que a elevação na carga acústica do ambiente perdura por mais tempo que o intervalo de queima do combustível do motor, que é de 0,89 segundos. O intervalo de pouco mais de 5 segundos compreende o tempo desde a ignição do propelente até o acionamento da carga de paraquedas, representada nos gráficos dos testes 2, 3 e 4 pelo segundo pico de intensidade.

A **Tabela 3** mostra o valor médio dos níveis de pressão sonora máximos por cada sensor durante o experimento.

Tabela 3- Média do nível máximo de pressão sonora medido

Posição	OSPL (dB)	Diferença relativa ao calculado
Sensor 1	114,2	- 2,4%
Sensor 2	109,4	- 3,2%
Sensor 3	108,9	+ 0,8%
Sensor 4	107,7	+ 3,5%

Fonte: Autoria própria.

É possível destacar um desvio relativamente pequeno dos resultados obtidos pelos testes com os previamente calculados através do programa *liftoff*, com os níveis de pressão sonora medidos estando dentro da precisão de 4 dB estabelecida pelo método de alocação de fontes. Ressalta-se que as limitações e incertezas na calibração da sensibilidade dos sensores e a variação do ruído do ambiente interferem na exatidão dos resultados do teste. A presença de superfícies nas proximidades do motor e dos sensores de som também deve ser considerada, já que contribuem para o aumento do nível de pressão sonora no entorno.

Resultados da simulação para o foguete Hermes

De acordo com os resultados mostrados na **Tabela 4**, os níveis de pressão sonora geral previstos para o lançamento do foguete híbrido Hermes atingiram

valores superiores aos calculados para os motores Estes B6-5, conforme o esperado. Além de possuir maior empuxo, maior velocidade de saída dos gases e tubeira de maior diâmetro, a adoção de um defletor de pluma de exaustão contribui para o aumento nas cargas acústicas atuando sobre o corpo do veículo.

Tabela 4- Parâmetros para o cálculo do nível de pressão sonora geral do foguete Hermes

Parâmetro	Valor
Sistema de unidades	2 (métrico)
Primeiro estágio do motor	7 (outro)
Empuxo médio	1500 N
Velocidade de exaustão dos gases	1858,98 m/s
Velocidade do som	343 m/s
Eficiência acústica em formato decimal	0,01
Número de tubeiras	1
Diâmetro de saída da tubeira	0,09069 m
Volume para a radiação sonora	1 (hemisférico)
Aplicar fator de correção de Wilby	1 (sim)
Geometria para alocação de fontes	7 (tubeira única, plano a 90°)
Distância da tubeira para o chão	1,140 m
Ângulo entre eixo do fluxo de exaustão defletido e chão	10°
Número de posições de interesse	2
Comprimento da posição 1 (carga paga)	0,25 m
Comprimento da posição 2 (aviônica)	0,50 m
Diâmetro das posições de interesse	0,16040 m
Nível de pressão sonora geral na posição 1	144 dB
Nível de pressão sonora geral para posição 2	142 dB

Fonte: Autoria própria.

CONCLUSÃO

O emprego do programa *liftoff* se mostrou oportuno na predição das cargas acústicas decorrentes do lançamento ou teste estático de um foguete de pequeno porte, atingindo resultados condizentes com os medidos. O uso de sensores de som KY-037 associados a Arduino apresentou um resultado satisfatório em estudos relacionados a acústica no projeto de foguetes, devido a sua montagem de circuito simples e baixo custo dos componentes. O código de Arduino desenvolvido funcionou conforme o esperado, possibilitando a alteração do intervalo de captação dos dados e da sensibilidade dos sensores através de pequenas mudanças.

Os testes experimentais necessitaram de pouco tempo e preparo das instalações do GDAe. Os resultados provenientes dos testes permaneceram dentro da precisão de 4 dB estabelecida pelo método de previsão, apresentando

resultados próximos dos valores previamente calculados pelo *software liftoff*. As limitações na calibração dos sensores, além das características do local do teste, como a presença de superfícies próximas e variações no ruído de fundo, também contribuíram para o desvio entre os resultados previstos e medidos.

A previsão do nível de pressão sonora geral do foguete Hermes requereu a determinação da geometria do defletor de pluma e de sua distância para o plano de saída da tubeira, fatores importantes a serem considerados. Os resultados foram superiores aos calculados para os motores B6-5, como esperado.

Para trabalhos futuros recomenda-se a medição das cargas acústicas provenientes do teste de bancada do foguete Hermes, bem como estudos acerca da vibração gerada em decorrência do lançamento.

Prediction of rocket acoustic load during launch

ABSTRACT

During the launch, a rocket undergoes high levels of noise due to the burning of its propellant. Such acoustic loads are capable of affecting the vehicle's internal elements, causing vibrational excitations that are the cause of several failures, especially in its electronic components and instruments located in the payload. In order to predict the acoustic load affecting the regions of interest of the Hermes rocket, under development by the UFC's Aerospace Development Group (GDAe), the `liftoff.cpp` program was used to calculate the sound pressure level at different points. To verify the reliability of the software's calculations, which is based on an analytical technique of allocation of sources along the exhaust flow of the rocket, a simulation was performed using the parameters of an Estes B6-5 engine. The results were compared with the data obtained during the bench test of the engine, through the use of sound sensors connected to an Arduino. Data manipulation was performed with the help of Microsoft Excel and PLX-DAQ programs. The simulation using the parameters of the Hermes rocket showed higher results of overall sound pressure levels than those obtained for the class B engine. The use of the `liftoff.cpp` software proved to be opportune in the prediction of acoustic loads resulting from the launch or static test of a small rocket, achieving results consistent with those measured in the field during the test of Estes B6-5 engines.

KEYWORDS: acoustic load, rocket, launch, payload.

Predicción de la carga acústica del cohete durante el lanzamiento

RESUMEN

Durante el lanzamiento, un cohete está sujeto a altos niveles de ruido debido a la quema de su propulsor. Tales cargas acústicas son capaces de afectar los elementos internos del vehículo, provocando excitaciones vibratorias que son causa de diversas fallas, especialmente en sus componentes electrónicos e instrumentos ubicados en la carga útil. Para predecir la carga acústica que afecta a las regiones de interés del cohete Hermes, en desarrollo del Grupo de Desarrollo Aeroespacial (GD Ae) de la UFC, se utilizó el programa `liftoff.cpp` para calcular el nivel de presión sonora en diferentes puntos. Para verificar la confiabilidad de los cálculos del *software*, que se basa en una técnica analítica de asignación de fuentes a lo largo del flujo de escape del cohete, se realizó una simulación utilizando los parámetros de un motor Estes B6-5. Los resultados se compararon con los datos obtenidos durante la prueba de banco del motor, mediante el uso de sensores de sonido conectados a un Arduino. La manipulación de datos se realizó con la ayuda de los programas Microsoft Excel y PLX-DAQ. La simulación utilizando los parámetros del cohete Hermes presentó resultados de niveles generales de presión sonora superiores a los obtenidos para el motor clase B. El uso del programa `liftoff.cpp` se mostró oportuno en la predicción de las cargas acústicas resultantes del lanzamiento o prueba estática de un cohete de pequeño tamaño, alcanzando resultados consistentes con los medidos en campo durante la prueba de los motores Estes B6-5.

PALABRAS CLAVE: cargas acústicas, cohete, lanzamiento, carga útil.

REFERÊNCIAS

EZ-DEEN, S. Y.; SHAKIR, A. B. **Effect of Acoustic Vibration on the Satellite Structure at Launch Stage**. In: International Conference on Modeling and Simulation (MS09) India. Trivandrum: [s.n.], 2009. p. 32 – 37.

IRVINE, T. **Liftoff Acoustics of Rocket Vehicle**. 2002. Disponível em: <http://www.vibrationdata.com/software.htm>. Acesso em: 15 dez. 2021.

MORSHER, M. M. M.; HANSEN, C. H.; ZANDER, A. **Prediction of Acoustic Loads on a Launch Vehicle Fairing During Liftoff**. Journal of Spacecraft and Rockets, v. 50, p. 159 – 168, 2013.

NASA. **Acoustic loads generated by the propulsion system (SP-8072)**. [S.l.], 1971.

NASA. **NASA-HDBK-7005, Dynamic Environmental Criteria**. [S.l.], 2001.

SOUTO, C. d'Andrade; PIRK, R. **Acoustic Loads on a Sounding Rocket Lift-off**. In: 19th International Congress of Mechanical Engineering. Brasília: [s.n.], 2007.

Recebido: 11 de fevereiro de 2022.
Aprovado: 09 de junho de 2022.

DOI:

Como citar: NETO, J M G; REIS, M; WEHMANN, C F, Predição da carga acústica de foguete durante o lançamento, *Revista Brasileira de Física Tecnológica Aplicada*, Ponta Grossa, v. 9, n. 2, p. 1-13, dez. 2022.

Contato: Marcello Reis: mcarv.reis@gmail.com

Direito autoral: Este artigo está licenciado sob os termos da Licença Creative Commons-Atribuição 4.0 Internacional.

