

CONEM 2016
CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA

21 - 25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

ANÁLISE E COMPARAÇÃO DOS MODELOS ANALÍTICO E NUMÉRICO NA DETERMINAÇÃO DO COMPRIMENTO DE PISTA PARA UMA AERONAVE DA COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN

Alexsione Costa Sousa, alex.sione@hotmail.com¹

Pedro Lopes dos Reis Junior, preis90@gmail.com¹

Antônio Ítalo Rodrigues Pedrosa, italopedrosa@ifpi.edu.br¹

Ana Claudia Galvão Xavier, anaclaudia@ifpi.edu.br¹

¹Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí - IFPI, Praça da Liberdade, 1597, Centro, Teresina, PI, 64.000-040

Resumo: O comprimento de pista é um dos principais parâmetros que limita a distância de decolagem na competição aerodesign, promovida pela Society of Automotive Engineers (SAE BRASIL). A decolagem é o percurso, onde a aeronave adquire velocidade suficiente para obter a sustentação eficaz, para alcançar o voo. Torna-se importante um exame detalhado da decolagem da aeronave, pois os resultados obtidos durante a análise interferem de forma significativa no projeto conceitual da mesma, destacando-se o estudo da aerodinâmica, estabilidade, controle e aspectos estruturais, como: a configuração geométrica e os materiais a serem utilizados na construção da aeronave. Dentre algumas soluções que quantificam o comprimento de pista para decolagem, exigida pela competição, destacam-se dois métodos: solução analítica e solução numérica. Tais métodos viabilizam uma busca de maior precisão e confiabilidade dos resultados adquiridos, sendo a solução analítica, sempre, mais viável e melhor do que a solução numérica. O problema é que nesse caso, está sendo utilizada, uma solução analítica simplificada das forças atuantes na aeronave. A solução analítica é baseada na Segunda Lei de Newton, na qual são adotadas forças constantes sobre a aeronave, resultando em uma análise simplificada. Já na solução numérica, tem-se o uso de forças instantâneas, em que suas magnitudes e direções sofrem variações, de acordo com o aumento da velocidade adquirida durante a decolagem, que implicará na obtenção de um resultado mais confiável. Com tudo isso, é notório uma grande preocupação por partes das equipes de aerodesign, devido as regras pré-estabelecidas pela competição de aerodesign SAE BRASIL, pois existe uma limitação de comprimento de pista para decolagem e pouso. Então, é perceptível que diversos fatores influenciem o processo de decolagem de uma aeronave, dentre eles, o coeficiente de sustentação, o arrasto induzido, a altitude e o peso vazio. Portanto, o resultado deste trabalho tem por objetivo melhorar o desempenho de decolagem, tendo como critério o uso do menor comprimento de pista, conseguindo-se decolar com a máxima capacidade de carga útil prevista, sem comprometer a razão de subida da aeronave. Dessa forma, serão realizados cálculos sustentados nas simplificações e restrições das soluções referidas e comparando-se seus valores, a fim de determinar qual método melhor se aproxima dos resultados obtidos, em testes de voo.

Palavras-chave: comprimento de pista, solução analítica, solução numérica

1. INTRODUÇÃO

A SAE BRASIL Aerodesign é um desafio aberto a estudantes de engenharias, ciências aeronáuticas e física, com objetivo de estimular o interesse pelos princípios da aviação. Esta competição oferece oportunidade única aos universitários de desenvolverem um projeto de avião radiocontrolado onde esta aeronave eleve a maior carga útil possível, dentre as classes micro, regular e advanced.

Um importante estudo da aeronave, com características adequadas a participar da competição SAE BRASIL Aerodesign, é analisar seu desempenho durante o processo de decolagem. Um dos problemas clássicos desta análise são as limitações do regulamento e as quantidades de variáveis, envolvidas na determinação do comprimento de pista. Com base no regulamento da competição, a equipe que completar o percurso completo de voo, com maior carga total (peso vazio + carga útil) obterá uma pontuação mais elevada, então é evidente que o peso carregado afeta diretamente o processo de decolagem. Outra restrição exigida é o limite do comprimento de pista, distância essa, determinada quando

a força de sustentação se iguala a força peso da aeronave. Neste ponto a velocidade adquirida pelo avião é igual a velocidade de estol, ou seja, a velocidade necessária pra manter uma aeronave no ar. Segundo Rosa (2006), para fins de Aerodesign, a decolagem é efetivada quando o avião atinge uma altura de 5 mm em relação ao solo.

Diante destes problemas dois modelos foram escolhidos, um modelo analítico e um modelo numérico. Tais modelos possibilitam certas hipóteses, sobre o comportamento das forças atuantes na decolagem de uma aeronave, como a força de sustentação, arrasto, peso e tração. Além disso, durante a corrida de decolagem de uma aeronave, o avião está em contato com o solo, portanto existe uma outra força de resistência que influencia de maneira significativa na decolagem. De acordo com Air Force Test Pilot School Edwards AFB CA (1993), esta resistência é ocasionada pelo atrito de rolamento das rodas, deformação dos pneus, energia absorvida pelas rodas, à medida que a velocidade da aeronave aumenta, e isto exige um maior cuidado durante o desenvolvimento da aeronave. Então é perceptível que diversos fatores interferem durante o processo de decolagem de uma aeronave, dentre eles, o coeficiente de sustentação da asa, o arrasto induzido, a altitude, e o peso vazio.

Diante destes problemas dois modelos foram escolhidos, um modelo analítico e um modelo numérico. Tais modelos possibilitam certas hipóteses sobre o comportamento das forças, atuantes na decolagem de uma aeronave. Com isso, o presente trabalho visa uma análise e comparação dos referidos modelos, pois o conhecimento de suas características, suas exigências e seus resultados são fundamentais na determinação do comprimento de pista da aeronave.

2. METODOLOGIA

O processo de decolagem é sempre um desafio para todas as equipes da competição SAE BRASIL Aerodesign, pois a maioria das literaturas aeronáuticas fornecem apenas simplificações das forças atuantes na aeronave, para poder determinar o comprimento de pista necessário para uma determinada configuração de aeronave. Ao adotar essas simplificações a análise da decolagem sofre limitações e perde um pouco a acuracidade, ou seja, algumas variáveis são usadas de forma restrita e outras, até são ocultas.

Por isso este trabalho visa demonstrar as vantagens e desvantagens, entre os resultados adquiridos, obtidos, através do modelo numérico e modelo analítico.

2.1. Modelo Numérico

Como dito, anteriormente, existem forças atuantes no avião durante a decolagem como força de tração, peso, arrasto e sustentação, além da força de resistência ocasionada, principalmente, pelo atrito entre as rodas e o solo como podem ser vistas na Fig. 1. Primeiramente, pode-se determinar esta força de resistência, através da Eq. (1).

$$R = \mu(W - L) \quad (1)$$

Onde μ é o coeficiente de atrito, sendo seu valor variável, de acordo com as característica do tipo de solo, e $W-L$ é a força peso da aeronave exercida sob o solo.

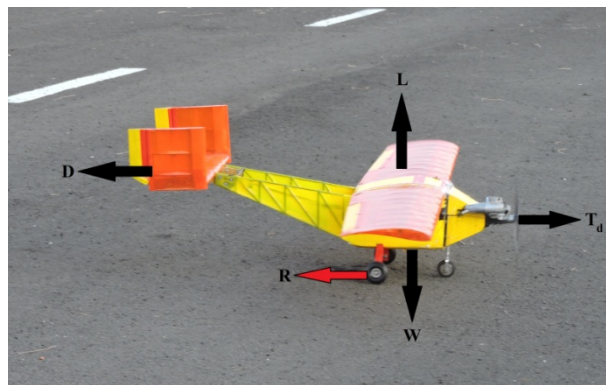


Figura 1. Forças atuantes na aeronave durante o processo de decolagem.

Portanto, adotando-se a Segunda Lei de Newton para as forças atuantes na horizontal verifica-se, que

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - R \quad (2)$$

Substituindo a Eq. (1) na Eq. (2), como se segue:

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - \mu(W - L) \quad (3)$$

Sabe-se que todas as essas forças variam com a velocidade, menos a força peso que, praticamente, permanece a mesma, apenas tem-se uma perda insignificante do peso do combustível, que não afeta a magnitude da força peso. Então, este modelo caracteriza-se por ser mais complexo devido a essas variações que as forças sofrem durante a corrida da decolagem. Para fins metodológicos, inicia-se o estudo através das análises das forças do segundo membro da Eq. (3).

A força de tração é determinada através dos estudos feito com o grupo motor-propulsor, dotado de um motor O.S MAX 55AX e várias hélices, com diâmetro e passo diferentes. Verificou-se que a hélice, que obteve melhor rendimento e maior tração disponível, foi a Kseries Master 4 - 13x8 (Fig. 2). Analisando-se a Fig. 2, pode-se determinar qual a tração equivalente para uma determinada velocidade.

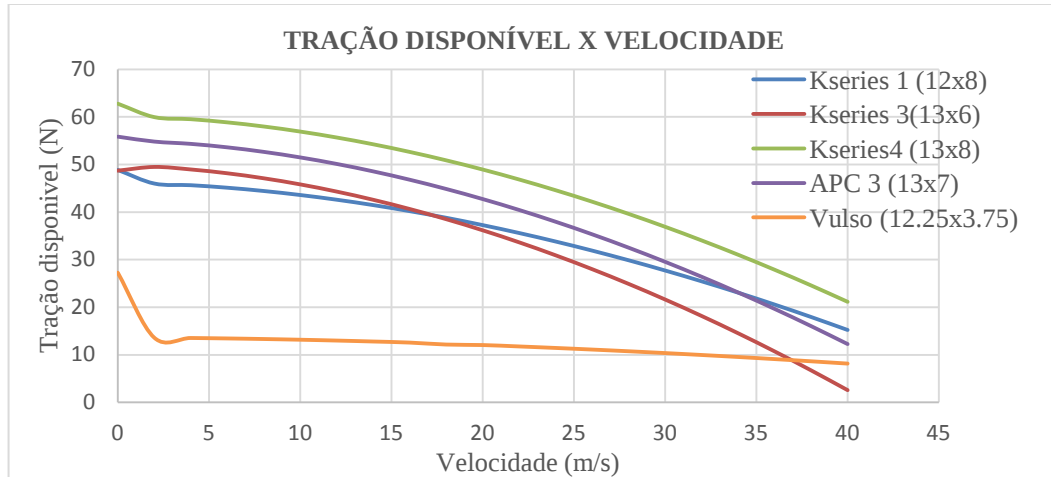


Figura 2. Tração disponível versus velocidade para diferentes hélices.

Através da Eq. (4) pode-se calcular a força de arrasto, que varia com a velocidade durante a rolagem da aeronave. O grande desafio das equipes de Aerodesign é descobrir caminhos para diminuir a sua influência e, consequente, possibilitar que o avião decole com maior carga paga.

$$D = \frac{1}{2} \rho * V^2 * S * C_D \quad (4)$$

O coeficiente de arrasto C_D é composto pelo arrasto parasita, arrasto de onda e arrasto induzido (Eq. (5)), onde cada um destes arrastos são influenciados por uma parte estrutural do avião. Primeiramente, o arrasto parasita é determinado pela área molhada da asa, ou seja, toda superfície que está em contato com o escoamento, em relação a C_F . Segundo Rodrigues (2014), o valor de C_F está diretamente relacionado ao número de Reynolds e a corda média aerodinâmica da asa. Como C_F varia com o número de Reynolds, este pode ser classificado como escoamento laminar ou turbulento. Mas, para fins da competição SAE BRASIL Aerodesign, apenas valores obtidos dentro do escoamento laminar são os mais adequados. Então, o coeficiente C_F , para regime laminar, pode ser determinado pela Eq. (6).

$$C_D = C_{DO} + C_{DW} + C_{DI} \quad (5)$$

$$C_{DO} = \frac{S_{wet}}{S} * C_F + K_1 C_L^2 \quad (6)$$

O arrasto de onda está, diretamente, relacionado com a diferença de pressão e velocidade na superfície da asa. Este efeito é bastante perceptível quando a velocidade é muito elevada. Ocasionalmente causa um desbalanceamento de pressão, causada pela diferença ou separação de escoamento. A Equação (7) faz referência a este tipo de arrasto.

$$C_{DW} = \frac{C_L^2 \sqrt{M^2 - 1}}{4} + k_2 C_L^2 \quad (7)$$

Já o arrasto induzido é ocasionado pela geração de vórtices na ponta da asa devido a um elevado ângulo de ataque da asa. Isto ocorre de forma mais grave durante a decolagem, quando a velocidade não é muito elevada. Os vórtices geram um campo perturbador sobre a asa, que influencia na distribuição de pressão. Logo, o coeficiente de arrasto induzido é definido pela Eq.(8).

$$C_{DI} = \frac{C_L^2}{\pi * e * AR} = k_3 C_L^2 \quad (8)$$

Substituindo as Eq. (6), (7) e (8) na Eq. (5) e assumindo algumas simplificações matemáticas (Eq. (9)), o coeficiente de arrasto C_D é determinado pela Eq. (10),

$$C_D = \frac{S_{wet}}{S} * C_F + K_1 C_L^2 + \frac{C_L^2 \sqrt{M^2 - 1}}{4} + k_2 C_L^2 + k_3 C_L^2 \quad (9)$$

$$C_D = C_{DO} + K C_L^2 \quad (10)$$

Onde, $K = K_1 + K_2 + K_3$ e C_{DO} é aproximadamente igual C_D . Uma vez que o arrasto de onda é praticamente zero para baixas velocidades.

Durante a corrida de decolagem, é importante notar a existência de dois novos parâmetros que têm uma grande influência na determinação do coeficiente de arrasto C_D . O primeiro está relacionado ao efeito causado pelo trem de pouso da aeronave, ou seja, o arrasto C_{DO} é maior quando o trem de pouso está totalmente estendido. Tal parâmetro pode ser determinado pela Eq. (11),

$$\Delta C_{DO} = \frac{W}{S} K_{uc} m^{-0,215} \quad (11)$$

Onde W/S é a razão de asa ou carga da asa, m é a massa total da aeronave (peso vazio + carga) e o K_{uc} é um fator que depende da deflexão dos flaps na asa. Este fator pode variar de $K_{uc} = 5,81e-5$ para zero deflexão, $K = 4,5e-5$ para deflexão moderada e $K = 3,16e-5$ para deflexão máxima.

O segundo parâmetro é o efeito solo (G) que ajuda a minimizar o arrasto induzido, provocado pelo escoamento na ponta da asa e isso se dá devido à proximidade da asa com o solo. Então, é importante determinar o seu posicionamento na fuselagem, sendo possível quantificar o quanto este efeito vai influenciar na decolagem. O efeito solo é indicado pela Eq. (12),

$$G = \frac{(16h/b)^2}{1 + (16h/b)^2} \quad (12)$$

Onde h é altura vertical da asa até o solo e b é a soma das envergaduras das asas.

Portanto, assumindo todas as considerações, o coeficiente de arrasto é determinado pela Eq. (13).

$$C_D = C_{DO} + \Delta C_{DO} + G k_3 C_L^2 \quad (13)$$

Retomando a análise das forças, através da Segunda Lei de Newton, a força de sustentação sofre variação com a velocidade durante a decolagem. Esta força é a principal responsável pela realização da decolagem da aeronave. Sendo determinada através da Eq. (14).

$$L = \frac{1}{2} \rho * V^2 * S * C_L \quad (14)$$

O coeficiente de sustentação é um fator de grande importância em relação à quantidade de carga paga e ao comprimento de pista. Durante a corrida da aeronave, o valor de C_L é constante. Portanto, faz-se necessário determinar o valor de C_L máximo através da Eq. (15), que dependendo da configuração da aeronave, ela poderá alçar voo em um menor comprimento de pista e com mais carga útil.

$$C_{LMAX} = \frac{\pi e_o AR \mu}{2G} \quad (15)$$

Com todas as forças identificadas, agora é possível desenvolver-se a Eq. (3), através de algumas relações entre a velocidade e o tempo, obtidas analisando-se o percurso da decolagem. Com isso, no momento inicial da decolagem, $t = 0 \rightarrow V = 0$ e no momento final $V_{\text{final}} = V_{LO} \rightarrow t_{LO}$, ou seja, o t_{LO} indica o tempo decorrido para que a aeronave possa alcançar a velocidade V_{LO} . Para um resultado mais preciso e tendo as relações de T versus V basta resolver as Eq. (16), (17) e (18).

$$ds = \frac{ds}{dt} dt = V dt \quad (16)$$

$$\int_0^{S_g} ds = \int_0^{t_{LO}} V dt \quad (17)$$

$$S_g = \int_0^{t_{LO}} V dt \quad (18)$$

O problema desta solução numérica é que ela não utiliza, prontamente, os parâmetros e as variáveis anteriormente descritos. Fazendo-se necessárias algumas adaptações na equação para englobar todas as forças envolvidas. Assumindo estas considerações na Eq. (3), tem-se:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{1}{m} [T - D - \mu(W - L)] \quad (19)$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g}{W} \left[T - \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D - \mu \left(W - \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \right) \right] \quad (20)$$

$$\frac{dV}{dt} = g \left[\frac{T}{W} - \mu - \frac{\rho}{2(W/S)} (C_D - \mu C_L) V^2 \right] \quad (21)$$

Substituindo os coeficientes de arrasto da Eq.(13) na Eq. (21),

$$\frac{dV}{dt} = g \left[\frac{T}{W} - \mu - \frac{\rho}{2(W/S)} (C_{DO} + \Delta C_{DO} + G k_3 C_L^2 - \mu C_L) V^2 \right] \quad (22)$$

Fazendo-se algumas adaptações matemática na Eq. (15), o comprimento de pista torna-se dependente da relação dV/dt , como mostrado na Eq. (24).

$$ds = \frac{ds}{dt} dt = V dt = V \frac{dt}{dV} dV \quad (23)$$

$$ds = \frac{V dV}{dV/dt} = \frac{dV^2}{2(dV/dt)} \quad (24)$$

Então, substituindo a Eq. (22) na Eq. (24) e depois integrando $S = 0$ para $V = 0$ e admitindo $S_{\text{final}} = S_g$, nesse instante a velocidade de decolagem é $V = V_{\text{estol}}$. Resultando na Eq. (27), o qual se refere à distância percorrida pelo avião – S_g ,

$$ds = \frac{dV^2}{2g \left[\frac{T}{W} - \mu - \frac{\rho}{2(W/S)} (C_{DO} + \Delta C_{DO} + G k_3 C_L^2 - \mu C_L) V^2 \right]} \quad (25)$$

$$\int_0^{S_g} ds = \int_0^{V_{estol}} \frac{dV^2}{2g \left[\frac{T}{W} - \mu - \frac{\rho}{2(W/S)} (C_{DO} + \Delta C_{DO} + Gk_3 C_L^2 - \mu C_L) V^2 \right]} \quad (26)$$

$$S_g = \frac{1}{2gK_A} \ln \left(1 + \frac{K_A}{K_T} V_{estol}^2 \right) + NV_{estol} \quad (27)$$

Onde,

$$K_A = \left[-\frac{\rho}{2(W/S)} (C_{DO} + \Delta C_{DO} + Gk_3 C_L^2 - \mu C_L) V^2 \right] \quad (28)$$

$$K_T = \frac{T}{W} - \mu \quad (29)$$

N é uma constante que indica o tempo estimado que uma aeronave gasta pra completar o processo de decolagem, desde a arrancada até o momento que alça voo. Segundo Anderson (1999), o valor de N pode ser de 3s para aeronaves de grande porte e 1s para aeronaves de pequeno porte.

2.2. Modelo Analítico

O modelo analítico visa obter resultados através de uma análise mais simplificada que o modelo numérico. De acordo com a norma FAR - Part 23 (Federation Aviation Regulation), para que o processo de decolagem e pouso seja considerado seguro e confiável, a velocidade adquirida pela aeronave durante a corrida deve ser maior ou igual a 20% da velocidade de estol.

Outro ponto importante assumido para esta solução, de modo a deixar mais simples a resolução, é que as forças atuantes na aeronave, na decolagem, devem assumir velocidade igual a 70% da velocidade de estol.

Para fins de competição SAE BRASIL Aerodesign, as características adotadas pelo fator N encontrado na Eq. (27) não condizem com as configurações das aeronaves utilizadas durante a competição. Então, esta constante N pode ser desconsiderada.

Assumindo todas as condições relatadas, pode-se simplificar a Eq. (27) para,

$$S_g = \frac{1,44W^2}{g\rho SC_{LMAX} \{T - [D + \mu(W - L)]\}_{0,7V_{estol}}} \quad (30)$$

3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Tomando-se como referências os dados de configuração do protótipo de aeronave Smaug, projetado e construído pela Equipe Sol do Equador, vinculada ao Projeto Aerodesign do Campus Teresina Central/Instituto Federal do Piauí, que competiu na SAE BRASIL Aerodesign, em São José dos Campos (SP), em 2015, elaborou-se a Tab. 1. Tais configurações foram obtidas levando-se em consideração as condições de voo na cidade de São José dos Campos (Tab. 2).

Tabela 1. Configurações gerais do protótipo de aeronave Smaug.

CONFIGURAÇÕES	VALOR
Geometria da Asa	Mista
Perfil da Asa	Naca 0015
Envergadura da Asa - b (m)	1,94
Corda da Raiz - Cr (m)	0,3
Corda da Ponta - cp (m)	0,26
Área da Asa - S (m ²)	0,54
Área Molhada - S _{wet} (m ²)	1,134856

Alongamento da Asa - AR	6,97
Fator de Arrasto Induzido - δ	0,076
Fator de Eficiência de Envergadura - e	0,9294
Massa da Aeronave (kg)	2,3487
Massa da Carga Paga (kg)	9,0
Altura da Asa em Relação ao Solo - h (m)	0,285

Tabela 2. Condições de voo em São José dos Campos (SP).

CONDIÇÕES	VALOR
Densidade do Ar - ρ (kg/m ³)	1,156
Coeficiente de Atrito - μ - concreto seco	0,04
Altitude (m)	600

O regulamento da competição SAE BRASIL Aerodesign, em 2015, determinava que o comprimento de pista máximo para completar o processo de decolagem era de 65 m, ou seja, caso a aeronave não conseguisse alçar voo dentro dessa distância, o voo era considerado inválido. Portanto, para evitar percalço durante o evento, foi fundamental fazer a análise do procedimento de pouso, ou seja, verificar se é possível decolar com a carga paga prevista no relatório. E, para isso foi estimado o comprimento de pista (Sg), determinado através dos modelos numérico e analítico.

Com base nos modelos numérico e analítico pode-se verificar os resultados indicados nas Tab. 3 e Tab. 4.

Tabela 3. Comprimento de pista determinado pelo modelo numérico.

VARIÁVEIS	VALOR
V_{estol} (m/s)	15,3281561
V_{LLO} (m/s)	18,3937873
T (N)	50
Kt	0,41454545
ΔC_{do}	0,00543756
Cd	0,01155
C_{LLO}	0,480689
Ka	-2,092E-05
Sg (m)	33,3443642

Tabela 4. Comprimento de pista determinado pelo modelo analítico.

VARIÁVEIS	VALOR
C_{LLO}	0,48068932
Cd	0,02116379
V_{estol} (m/s)	15,3281561
V_{LLO} (m/s)	18,39378729
L (N)	24,8727884
D (N)	1,09509897
T (N)	50
Sg (m)	36,26196791

4. CONSIDERAÇÕES FINAIS

Pelos resultados dos comprimentos de pista encontrados nas duas soluções, pode-se inferir um ganho considerável de distância com as soluções analítica e numérica, ante ao limite de decolagem de 65 m. Este fator é de grande relevância, principalmente, para aeronaves Aerodesign. Quando há uma maior preocupação de validar um voo. Por outro lado, isto mostra que o protótipo de aeronave Smaug teria capacidade de alçar voo com uma carga paga mais pesada.

Diante desses resultados, ressalta-se que durante os estudos realizados para se chegar a equação final de Sg, através dos modelos numérico e analítico, deparou-se com alguns problemas, principalmente, o estudo dos coeficientes de arrasto, que dependem do número de Reynolds. Visto que foi utilizada uma equação de placa plana para determinar o

Re, sendo que a asa do protótipo Smaug tem uma geometria mista. Então, pode-se verificar que existe um pequeno desvio na determinação do comprimento de pista.

Os resultados obtidos (Tab. 3 e Tab. 4) mostram informações de uma análise comparativa entre as soluções numérica e analítica, sendo perceptível uma pequena diferença de comprimento de pista, ou seja, apresenta um erro de 8,04% entre as duas soluções. Geralmente, a análise numérica dispõe de uma boa aproximação quando relacionada à análise analítica e, principalmente, com os resultados obtidos durante os testes de voo, devido ao maior detalhamento do comportamento das forças atuantes na decolagem de uma aeronave.

5. AGRADECIMENTOS

Ao Instituto Federal do Piauí/Campus Teresina Central pelo apoio na realização desse estudo.

6. REFERÊNCIAS

- Anderson, J. D., 1999, "Aircraft Performance and Design", Ed. McGraw-Hill, Inc. New York, United States.
- Federal Aviation Regulations, "Part 23 Airworthiness standards: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes", USA.
- Rodrigues, L. E. M., 2014, "Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE AeroDesign", IFSP, São Paulo, Brasil.
- Rosa, E., 2006, "Introdução ao Projeto Aeronáutico – Uma Contribuição à Competição SAE Aerodesign", Ed. Tribo da Ilha, Florianópolis, Brasil.

7. RESPONSABILIDADE AUTURAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

ANALYSIS AND COMPARISON OF ANALYTICAL MODELS AND NUMERICAL IN DETERMINING THE TRACK LENGTH FOR AN AIRCRAFT COMPETITION SAE BRAZIL AERODESIGN

Alexsione Costa Sousa, alex.sione@hotmail.com¹
Pedro Lopes dos Reis Junior, preis90@gmail.com¹
Antônio Ítalo Rodrigues Pedrosa, italopedrosa@ifpi.edu.br¹
Ana Claudia Galvão Xavier, anaclaudia@ifpi.edu.br¹

¹Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí - IFPI, Praça da Liberdade, 1597, Centro, Teresina, PI, 64.000-040

Abstract. *The length of the track is one of the main parameters that limits the takeoff distance in AeroDesign competition, sponsored by the Society of Automotive Engineers (SAE BRAZIL). The takeoff is the route on which the aircraft has gained sufficient speed to obtain effective support to achieve the flight. It is important to a detailed examination of the aircraft takeoff, as the results obtained during the analysis significantly interfere in the conceptual design of the same, emphasizing the study of aerodynamics, stability, control and structural aspects, such as the geometric configuration and the materials to be used in the construction of aircraft. Among some solutions that measure the length of runway for takeoff, required by the competition, it highlights two methods: analytical and numerical solution. Such methods enable a search for increased accuracy and reliability of the obtained results with an analytical solution, always more viable and better than the numerical solution. The problem is that this case is being used, a simplified analytical solution of the forces acting on the aircraft. The analytical solution is based on Newton's Second Law, which are adopted constant forces on the aircraft, resulting in a simplified analysis. In the numerical solution has been the use of instant forces in their magnitudes and directions suffer variations, according to the increase of gained speed during takeoff, which will involve obtaining a more reliable result. With all this, it is clear concern for parts of AeroDesign teams, because the pre-established rules by competition SAE BRAZIL AeroDesign, because there is a limitation of runway length for takeoff and landing. So, it is noticeable that many factors influence the take-off process of an aircraft, including the lift coefficient, induced drag, altitude and empty weight. Therefore, the result of this work aims to improve takeoff performance, and as a criterion the use of shorter track, managing to take off with the maximum payload capacity provided without compromising the rate of climb of the aircraft. Thus, calculations sustained in simplifications and restrictions of these solutions and comparing their values will be carried out in order to determine which method best approximates the results obtained in flight tests.*

Keywords: *runway length, analytical solution, numerical solution*