



EXÉRCITO BRASILEIRO
ESCOLA DE FORMAÇÃO COMPLEMENTAR DO EXÉRCITO
Curso de Gestão e Assessoramento de Estado-Maior - CGAEM



Maj Inf Rodrigo Gouveia Martins

**O RISCO DO USO DE CONHECIMENTO EMPÍRICO POR PARTE DAS
TRIPULAÇÕES DA AVIAÇÃO DO EXÉRCITO PARA DETERMINAR O
DESEMPENHO DAS AERONAVES EMPREGADAS EM OPERAÇÕES EM ÁREAS
RESTRITAS**

**Salvador
2020**

Maj Inf Rodrigo Gouveia Martins

**O RISCO DO USO DE CONHECIMENTO EMPÍRICO POR PARTE DAS
TRIPULAÇÕES DA AVIAÇÃO DO EXÉRCITO PARA DETERMINAR O
DESEMPENHO DAS AERONAVES EMPREGADAS EM OPERAÇÕES EM ÁREAS
RESTRITAS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à
Escola de Formação Complementar do Exército /
Centro Universitário do Sul de Minas – UNIS-MG
como requisito parcial para a obtenção do Grau
Especialização de Gestão em Administração
Pública.

Orientador: Prof. Dr. Alessandro Messias Moreira

**Salvador
2020**

Maj Inf RODRIGO GOUVEIA MARTINS

**O RISCO DO USO DE CONHECIMENTO EMPÍRICO POR PARTE DAS
TRIPULAÇÕES DA AVIAÇÃO DO EXÉRCITO PARA DETERMINAR O
DESEMPENHO DAS AERONAVES EMPREGADAS EM OPERAÇÕES EM ÁREAS
RESTRITAS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à
Escola de Formação Complementar do Exército /
Centro Universitário do Sul de Minas – UNIS-MG
como requisito parcial para a obtenção do Grau
Especialização de Gestão em Administração
Pública.

Aprovado em

COMISSÃO DE AVALIAÇÃO

Prof. Dr. Guaracy Silva - Presidente
UNIS

Prof. Dr. Pedro dos Santos Portugal Júnior – Membro 1
UNIS

Prof. Me. Alan Sales da Fonseca – Membro 2
UNIS

**O RISCO DO USO DE CONHECIMENTO EMPÍRICO POR PARTE DAS
TRIPULAÇÕES DA AVIAÇÃO DO EXÉRCITO PARA DETERMINAR O
DESEMPENHO DAS AERONAVES EMPREGADAS EM OPERAÇÕES EM ÁREAS
RESTRITAS**

**THE RISK OF USE OF EMPIRICAL KNOWLEDGE BY ARMY AVIATION CREWS
TO DETERMINE THE PERFORMANCE OF AIRCRAFT IN MISSIONS IN
RESTRICTED AREAS**

Rodrigo Gouveia Martins¹
Alessandro Messias Moreira²

RESUMO

Este trabalho analisa o risco do uso de conhecimento empírico para se determinar o desempenho das aeronaves AS350 do Exército Brasileiro em operações em áreas restritas. Tal abordagem se faz necessária devido ao risco constante a que são submetidas as tripulações de helicópteros da Aviação do Exército quando operando em áreas confinadas, devido a inexistência nos manuais existentes, dos gráficos de desempenho em subida vertical. Para mitigar esse risco, foi realizada uma campanha de ensaios em voo de desempenho em subida vertical na qual foi possível levantar os gráficos em diversas condições de peso, altitude pressão e temperatura e que poderá auxiliar as tripulações nos planejamentos para este tipo de operação. Tal análise baseou-se em uma pesquisa aplicada a partir dos dados obtidos e teve a finalidade de gerar conhecimento para imediata aplicação na Aviação do Exército. A análise evidenciou a existência do risco iminente de uma ocorrência aeronáutica, pois um dos fatores contribuintes, o deficiente planejamento, esteve presente na maioria dos acidentes e incidentes graves levantados pelo Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos - CENIPA, em aeronaves do mesmo modelo analisado.

Palavras-chave: Desempenho de helicópteros. Subida Vertical. Deficiente planejamento. Área restrita.

ABSTRACT

This paper analyzes the risk of using empirical knowledge to determine the performance of Brazilian Army AS350 aircraft in restricted area operations. Such an approach is necessary due to the constant risk to Army Aviation helicopter crews when operating in confined areas due to the lack of existing manuals of vertical climb performance charts. To mitigate this risk, a vertical climb performance flight test campaign was carried out in which it was possible to draw the graphs under various weight, altitude, pressure and temperature conditions and which may assist crews in planning for this type of operation. This analysis was based on a research applied from the obtained data and had the purpose of generating knowledge for immediate application in Army Aviation. The analysis showed the imminent risk of an aeronautical occurrence, since one of the contributing

¹ Aluno do Curso de Pós-Graduação “*Latu Sensu*” Gestão da Administração Pública, UNIS. E-mail: martins.gouveia@eb.mil.br.

² Professor Titular Doutor do Centro Universitário do Sul de Minas - UNIS/MG. e-mail: alessandromoreira@unis.edu.br

factors, the poor planning, was present in most accidents and serious incidents raised by CENIPA, in aircraft of the same model analyzed.

Keywords: Performance. Vertical Climb. Poor Planing. Restrict area.

1 INTRODUÇÃO

A Aviação do Exército Brasileiro, vetor aéreo da Força Terrestre, completa no ano de 2019 34 anos de sua recriação com o cumprimento de diversas missões aeromóveis em todos os rincões do país. Nesses 34 anos, suas tripulações adquiriram um vasto conhecimento aeronáutico e técnico de suas aeronaves. Conhecimento este, adquirido por meio da formação de seus quadros nas demais Forças Armadas, principalmente no início da recriação, no qual as tripulações “aprenderam a voar” com as Forças coirmãs. Com o passar dos anos, a Aviação do Exército (AvEx) foi ficando mais madura e sentiu a necessidade de adquirir o conhecimento com outros países que já utilizavam o helicóptero em operações de combate e ao retornarem, estes tripulantes, escreveram os manuais de operação que atualmente são empregados pela AvEx.

Os manuais de manobra existentes na AvEx, descrevem como devem ser as técnicas empregadas nas diversas fases do voo e entre elas as operações em áreas restritas. Estes manuais apresentam dados para serem utilizados em voo que não constam nos manuais técnicos produzidos pelos fabricantes das aeronaves. Esse conhecimento empírico e não rastreável, como o Cheque de Potência Operacional, nunca foi validado por técnicas de ensaio em voo e por isso, podem apresentar riscos à segurança de voo durante missões em que as aeronaves estarão operando com peso elevado.

Este trabalho analisa o risco do uso de conhecimento empírico por parte das tripulações da aviação do exército para determinar o desempenho das aeronaves empregadas em operações em áreas restritas.

Tal abordagem se faz necessária devido aos riscos à segurança de voo do uso de conhecimentos que não tem embasamento técnico e não é corroborado por meio dos manuais de voo dos fabricantes de aeronaves.

É importante ressaltar também a importância do trabalho para toda a Aviação do Exército, pois este contribuirá com análises e dados sobre o emprego da aeronave HA-1 “*Fennec*” AvEx em operações que exijam uma subida vertical. É sabido que atualmente não existem informações sobre o desempenho da aeronave em voo de subida vertical nos manuais do fabricante.

O objetivo deste estudo é determinar se o cheque de potência operacional das aeronaves HA-1 em uso na Aviação do Exército é válido para as operações em área restrita, para isso, levantar o desempenho em subida vertical da aeronave “*Fennec*” AvEx e comparar com manual de manobras, apresentando os riscos para a segurança de voo.

Este intento foi conseguido por meio do levantamento de dados de ensaios em voo no pairado e em subida vertical, com sua respectiva análise e expansão. Ao final, são apresentados os gráficos de desempenho em voo Vertical, parametrizados por massa, altitude pressão e temperatura, que poderão ser inseridos nos manuais da AvEx para um melhor planejamento por parte das tripulações.

2 CONCEITUAÇÃO TEÓRICA

2.1 CHEQUE DE POTÊNCIA OPERACIONAL

O cheque de potência operacional é uma forma empírica utilizada pela Aviação do Exército para determinar se a aeronave terá potência suficiente para realizar uma decolagem e uma subida vertical em uma área restrita ou heliponto elevado. O manual de manobras da aeronave HA-1 cita que a finalidade da manobra é

Verificar os limites operacionais da aeronave para a execução das manobras de pouso em área restrita e pouso em heliponto elevado, quando a situação tática não permitir a execução do cheque de potência a 1000 pés de altura. (AVIAÇÃO DO EXÉRCITO, 2015 p. 16).

Segundo a Aviação do Exército, a execução da manobra é realizada da seguinte forma

- 1) Realizar uma passagem sobre o ponto determinado a 50 pés de altura, velocidade de 30 nós, “climb” zerado e aproado ao vento.
- 2) Na final, checar o valor da PMD.
- 3) Na vertical do ponto, realizar a leitura dos valores de NG, torque e T4.
- 4) Os valores devem estar dentro dos limites operacionais.
 - a) Valores de NG
 - (1) O pouso será possível se a NG lida na final for pelo menos 6% abaixo da PMD.
 - (2) A decolagem será possível se a NG lida na final for pelo menos 9% abaixo da PMD.
 - (3) A potência necessária para a realização do voo estacionário será de 4 a 6% de NG acima do valor lido no cheque.
 - b) Valores de torque
 - (1) O pouso será possível se o torque lido na final for < 85%.
 - (2) A decolagem será possível se o torque lido na final for pelo menos <75%.
 - (3) O torque necessário para a realização do voo estacionário será de 10 a 15% de torque a mais do valor lido no cheque e o valor necessário para a decolagem do interior de uma área restrita será de 20 a 25% de torque a mais do valor lido no cheque.
- 4) Valores de T4 < 795°C (dentro da faixa verde).
- 5) Verificar a direção do vento, sobre a área, observando a deflexão da lâ. (AVIAÇÃO DO EXÉRCITO, 2015 p. 17).

O procedimento acima descrito é realizado pelas aeronaves HA-1 “*Fennec*” da Aviação do Exército.

2.2 POLAR ROTÓRICA PRÁTICA

As aeronaves de asas rotativas possuem pás que giram em torno de um mastro e que induzem o fluxo de ar para obterem sustentação. Cada modelo de aeronave possui características próprias e que as diferenciam umas das outras. Devido a fatores de projeto tais como peso de decolagem, maneabilidade, manobrabilidade, ruído etc, as aeronaves possuem rotores diferenciados que podem ter suas características levantadas por meio de ensaios em voo. Essas características envolvem diferentes coeficientes interligados entre si, tais como velocidade de rotação do rotor, solidez, dimensões do rotor, torção das pás, etc.

A polar rotórica por definição segundo o IPEV, é a curva que representa a potência do rotor em função da potência necessária para girar o mesmo. O IPEV cita que

Esta polar pode, conforme o caso, ser teórica ou prática (oriunda dos ensaios em vôo) e pode se referir apenas ao rotor principal assim como ao helicóptero completo, incluindo o cômputo completo das demais parcelas da potência necessária (rotor de cauda, acessórios, etc). (IPEV, 2014 p. 7)

O IPEV cita ainda que a polar rotórica obtida por meio de técnicas de ensaios em voo é a que representa o helicóptero completo, pois entram parâmetros de potência fornecida pelo grupo motor. Portanto, a polar rotórica prática é a própria identidade da aeronave, pois a partir dela, pode-se definir diversos parâmetros de desempenho da aeronave.

2.3 MEDIÇÃO DE VELOCIDADE EM AERONAVES DE ASAS ROTATIVAS

As aeronaves utilizam sistemas simples de medição de parâmetros básicos de voo, tais como velocímetro, altímetro, indicador de velocidade vertical entre outros. Esses instrumentos utilizam conceitos de diferença de pressão para indicar aos pilotos quais são os parâmetros de voo. Devido à importância desses sistemas para a manutenção do voo, eles devem ser simples, confiáveis e independentes de outros sistemas.

Para medição de velocidade, as aeronaves utilizam os tubos de pitot, que são sensores bem simplificados para medição da pressão dinâmica e que mandam essa informação aos velocímetros da aeronave. O IPEV cita que

Mantendo o conceito de simplicidade, os velocímetros medem somente pressão dinâmica, ou a diferença entre a pressão estática e a pressão total, e apresentam para o piloto a velocidade verdadeira na qual ele estaria voando se estivesse naquela mesma pressão dinâmica ao nível do mar e na condição ISA (assumindo erros de pitot, de posição e de instrumentos nulos). (IPEV, 2009 p.1)

Os helicópteros utilizam esse mesmo sistema para medir velocidade, além de possuírem a particularidade de realizarem voos estacionários e em baixas velocidades. Em voos nessas condições, o ar turbilhonado do fluxo proveniente do rotor principal, dificulta a correta medição de velocidade. O que agrava essa condição, é a grande demanda de potência para induzir o fluxo de ar no disco do rotor principal, aumentando ainda mais a intensidade desse fluxo. Portanto, o velocímetro dos helicópteros não são confiáveis para medição de velocidades entre 0 e 40 kt, conforme o modelo de aeronave.

3. MÉTODO

Conforme salientou-se na introdução, pretende-se analisar o método atualmente empregado na Aviação do Exército de determinação da capacidade das aeronaves HA-1 “*Fennec*” AvEx de operar em áreas confinadas, ou seja, restritas. Tal análise baseou-se em uma pesquisa aplicada a partir de dados obtidos em ensaios em voo de desempenho em pairado e subida vertical, com a finalidade de gerar conhecimento para imediata aplicação por parte da Aviação do Exército durante seus planejamentos e execução das tarefas operacionais (AVIAÇÃO DO EXÉRCITO, 2015).

Para atingir o objetivo proposto, foram realizados ensaios em voo como pesquisa explicativa para que se pudessem levantar dados suficientes para emitir um parecer conclusivo acerca das operações em área restrita. Os ensaios foram baseados em técnicas de ensaio em voo experimentais consagradas na aviação mundial para produção de gráficos em manuais de voo de

aeronaves, portanto, o ambiente tinha suas variáveis controladas para evitar eventuais interferências e espalhamento dos dados obtidos, o que poderia inviabilizar a análise.

Inicialmente foram levantados os dados de performance em voo pairado. Com a análise destes dados e da curva do motor da aeronave, foi possível obter a potência necessária para execução do voo pairado e a potência que seja excedente, o que permitirá a subida vertical. Com as informações do voo de ensaio de pairado, foi construída a polar rotórica e realizado o voo de ensaio em subida vertical. A partir de todos os dados coletados, foi possível construir as curvas de desempenho de subida vertical.

Com os dados obtidos, analisados e transformados em gráficos para fácil leitura por parte das tripulações, foi realizada uma análise do procedimento atualmente usado pela Aviação do Exército.

3.1 MÉTODO DE ENSAIO

Para a obter os dados necessários para a confecção dos gráficos, foram realizados ensaios de voo pairado e de subida vertical.

Nos ensaios de voo pairado, a metodologia técnica utilizada foi o pairado livre com referência no solo utilizando o radar altímetro para manutenção da altura com relação ao solo. A intenção neste ensaio foi manter a altura do pairado constante com o mínimo de deslocamentos laterais e longitudinais. Sabe-se que o voo pairado, é aquele em que a aeronave se encontra com a velocidade nula em relação a massa de ar, porém o ensaio foi realizado com a aeronave estacionária em relação ao solo. Para que os dados fossem válidos, adotou-se um limite de vento para aquisição dos mesmos de até 3 kt. Conforme o IPEV esse é o limite da intensidade de vento adotado pelos fabricantes e autoridades certificadoras para validarem o desempenho de seus projetos. (IPEV, 2014)

Nos ensaios de voo em subida vertical, a metodologia técnica utilizada foi a subida vertical com referência no solo. Segundo IPEV, a técnica de ensaio em voo para obtenção dos dados em subida vertical é

A aeronave é estabilizada no pairado FES, na altura de referência, Z_{p0} , e os dados de potência necessária e condições ambientes são adquiridos. A margem de potência é então calculada (potência disponível menos a potência necessária para o pairado FES). Diversas subidas verticais são, em seguida, realizadas com diferentes valores de excesso de potência entre a necessária para o pairado e o limite máximo permitido, a partir de um pairado FES numa altitude inicial que permita ao piloto estabilizar a subida antes de cruzar o limite inferior da faixa de altitude estabelecida, Z_{p1} . (IPEV, 2014, p. 2).

Desta forma, os dados são coletados em torno da altitude de referência Z_{p0} . A Z_{p0} adotada no ensaio foi de 2.500 ft e a variação em torno desta altitude foi de ± 100 ft para subidas com baixa potência aplicada e de ± 200 ft para subidas com potências próximas a máxima de decolagem. Os valores adotados estão entre aqueles referenciados pelo IPEV. Para evitar o espalhamento dos dados e uma melhor precisão durante a subida, foi colocado um observador externo com uma referência vertical, no qual este corrigia as tendências de deslocamento da aeronave em seu eixo longitudinal.

3.2 METODOLOGIA DE REDUÇÃO DE DADOS

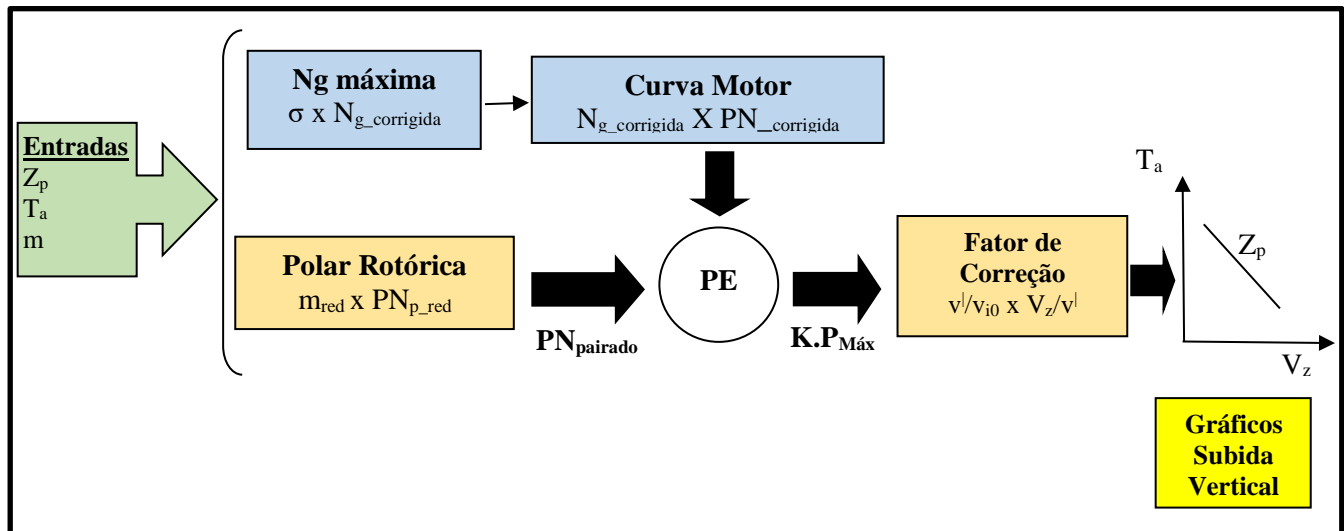
Os dados dos voo pairado e de subida vertical foram reduzidos conforme a técnicas de ensaios em voo. Para a expansão de dados foi utilizada a técnica para obtenção do valor de N_g máximo e com este valor, usando a curva do motor, foi obtida a potência máxima da aeronave em cada condição de temperatura e altitude pressão.

Para obter a curva de N_g máxima teórica corrigida x sigma foi utilizado a tabela de verificação do indicador de ΔN_g da seção 4.2 do manual de voo da aeronave.

A curva do motor de N_g corrigida x Potência corrigida é fruto de um ensaio em banco de teste, e por isto foi aplicado uma degradação 4% da potência máxima obtida para computar as perdas de instalação do motor na aeronave. Segundo a literatura um valor de referência é de 5%, conforme o manual da USNTPS.

Na figura 01 é mostrado de forma simplificada a metodologia utilizada na expansão de dados de subida vertical.

Figura 01 – Metodologia usada na expansão de dados de Subida Vertical



Fonte: o autor

A figura acima apresenta um esquema de como foram construídos os gráficos de subida vertical a partir dos dados obtidos nos ensaios. Verifica-se que a partir das variáveis de entrada de altitude pressão, temperatura ambiente e peso da aeronave e com a inserção dos dados obtidos nos ensaios em voo, produziu-se os gráficos de subida vertical em que saída dos mesmos é a própria razão de subida.

3.3 CONFIGURAÇÃO DO ENSAIO E INSTRUMENTAÇÃO UTILIZADA

A configuração da aeronave para os ensaios foi a comumente utilizada durante as operações em área restrita, ou seja, aeronave lisa com as portas deslizantes abertas. Para ter a precisão da massa da aeronave durante o ensaio, foi realizada a pesagem da equipagem de ensaio e dos lastros que seriam utilizados.

A obtenção dos dados foi realizada por meio da leitura direta dos parâmetros Z_{pi} , V_{zi} , RadAlt, N_R , T_q , T_4 , N_g , Q_{comb} , ψ e OAT, apresentados no PFD/ND do piloto da direita. Foram utilizados também, os dados gravados a partir da tela ICDS em um cartão de memória com uma taxa de amostragem de 4 Hz.

4. MATERIAL

A aeronave utilizada no ensaio foi o AS550 A2 “*Fennec*” AvEx de matrícula EB-1024. Trata-se de uma aeronave representativa de série fabricada pela empresa “*Airbus Helicopters*” e alocada ao CIAvEx. A aeronave é um helicóptero monorrotor tripá de configuração convencional, com rotor de cauda do tipo “*pusher*” bipá montado em gangorra, fuselagem semi-monocoque e trem de pouso do tipo esqui.

A mesma possui um peso máximo de decolagem de 2.250 kg. É equipada com um motor TURBOMECA ARRIEL 1D1, que possui 624 SHP de potência máxima contínua e 732 SHP de potência máxima de decolagem em condições atmosféricas padrão (ISA). Possui concepção modular composto por 5 módulos distintos, os quais podem ser substituídos individualmente para facilitar a manutenção do motor. Os módulos do motor são: Módulo do compressor axial, módulo da geradora de gases, módulo da turbina livre, módulo de redutor de velocidade e módulo da árvore de saída. O motor é instalado na parte superior da estrutura, em um compartimento à prova de fogo, atrás da CTP, à qual está acoplado por meio de um eixo com flectores (HELIBRAS, 2014).

A transmissão principal (CTP) da aeronave recebe a potência de eixo advindo do motor e faz as reduções necessárias para transmitir a potência ao rotor principal e ao rotor de cauda. A CTP é fixada na aeronave por meio de quatro barras fixas de suspensão que transmitem à estrutura a sustentação do rotor (durante o voo) e o peso do rotor e da CTP quando em solo. Possui ainda em sua base coxins cilíndricos laminados que se localizam entre o fundo da CTP e a estrutura e que transmite a mesma, o torque proveniente do rotor principal e as cargas longitudinais e laterais, tendo ainda como função o amortecimento de vibrações advindas do conjunto rotativo do rotor principal (HELIBRAS, 2014).

O rotor principal da aeronave é composto pelo mastro do rotor, a cabeça do rotor e três pás, com diâmetro de 10,69 m e a rotação nominal de 394 rpm no sentido horário. A cabeça do rotor é do tipo STARFLEX e provê as três funções básicas de “*pitch*”, “*flapping*” e “*drag*”. Os componentes que permitem esses três graus de liberdade são os mancais esféricos laminados e o braço da estrela. A cabeça do rotor ainda possui um sistema antivibratório passivo com funcionamento por meio de um sistema de massa-mola (HELIBRAS, 2014).

A aeronave possui comandos de voo convencionais de comando duplo com coletivo para controle da sustentação, cíclico para controle longitudinal e lateral e pedais para controle direcional. Os controles de voo são ligados a unidade misturadora para unir os comandos coletivo e cíclico longitudinal e lateral. O comando direcional segue para o rotor de cauda. Existe acoplamento mecânico entre o comando coletivo e o pedal, para diminuir a necessidade de compensação de comando direcional por parte do piloto ao atuar no coletivo para mudança de torque (HELIBRAS, 2014).

A aeronave possui piloto automático de 2 eixos AP85 fornecido pela empresa “*Sagem Avionics*” e que proporciona um aumento de estabilidade para os eixos de arfagem e rolamento, possuindo ainda modos verticais e laterais que permitem estabilização em altitude ou velocidade e captura de direção para os “*waypoints*” do GPS ou uma proa selecionada.

A cabine de pilotagem utiliza o conceito de “*Glass Cockpit*” e possui três MFD “*Multi Function Display*” ICDS-8, produzidos pela “*Sagem Avionics*” que apresentam as informações de navegação, motores, transmissão, combustível e piloto automático.

Uma unidade de aquisição de dados (ADU) realiza a aquisição de sinais de célula e motor, faz o processamento destas informações e os envia aos MFD para a apresentação aos pilotos. Os parâmetros de motor e transmissão são exibidos pelo EMS “*Engine Monitoring System*”.

Uma descrição mais detalhada da aeronave pode ser encontrada no Manual de Voo AS 550 A2 AvEx.

5 ENSAIOS REALIZADOS - RESULTADOS

5.1 ENSAIO EM VOO PAIRADO

O ensaio de voo pairado para levantamento da polar rotórica prática ocorreu no pátio sul do aeródromo da Base Aérea de Taubaté no dia 6 de abril de 2018 na aeronave EB-1024 consumindo 1,3 HDV. Durante todo o ensaio havia um membro da equipe na sala AIS para a verificação em tempo real das condições de vento. Próximo do ponto no qual a aeronave realizava o pairado havia uma equipe de solo para auxiliar o embarque e desembarque de lastros.

Foram realizados 14 pontos de ensaio conforme apresentado no Quadro 01.

Quadro 01 – Pontos de Ensaio do Voo Pairado

Ponto	Vento (kt / °)	T _a (°C)	Lastro (kg)	Tripulação (kg)	QComb (%)	Z _{pi} (ft)	T _q (%)	N _R (rpm)	N _g (%)	T ₄ (°C)	Validade
1	1,36/358	20,0	138,79	521,6	36	1890	87	387	97,7	732	Inválido
2	1,94/358	20,0	138,79	521,6	36	1890	86	387	97,7	732	Válido
3	0,39/355	19,9	199,05	439,6	33	1890	85	389	97,6	726	Válido
4	0,39/171	19,9	138,79	439,6	31	1890	83	389	96,9	706	Válido
5	0,3/169	19,9	79,64	439,6	29	1880	80	389	96,3	707	Válido
6	2,53/167	19,9	79,64	370,6	28	1890	78	388	95,2	697	Válido
7	2,92/166	19,9	79,64	275,6	27	1890	72	389	94,8	688	Válido
8	1,36/132	19,9	20,11	275,6	25	1890	70	388	94,2	672	Válido
9	0,97/40	20,2	0	275,6	19	1880	69	388	94,1	669	Válido
10	1,94/194	20,3	59,53	275,6	17	1890	71	388	94,1	672	Válido
11	2,72/171	20,3	0	202,6	16	1880	66	388	93,5	667	Válido
12	2,92/174	20,2	20,11	202,6	14	1890	67	387	93,1	666	Válido
13	3,11/157	20,3	0	102,6	13	1890	61	388	92,8	660	Inválido
14	2,33/167	20,3	0	102,6	10	1890	61	387	92,8	659	Válido

Fonte: o autor.

Observa-se no Quadro 01 a relação direta entre o peso da aeronave, representada pela quantidade de combustível, peso da tripulação e dos lastros, e o valor de torque obtido. Verifica-se que quanto mais leve esteja a aeronave, menor a necessidade de geração de torque por parte do conjunto propulsor. Considerando-se uma condição específica de altitude pressão e temperatura, a potência máxima desenvolvida pelo motor será constante, significando que, para pesos menores da aeronave, maior será a potência excedente e que caso utilizada, representará maiores valores de velocidade vertical da aeronave.

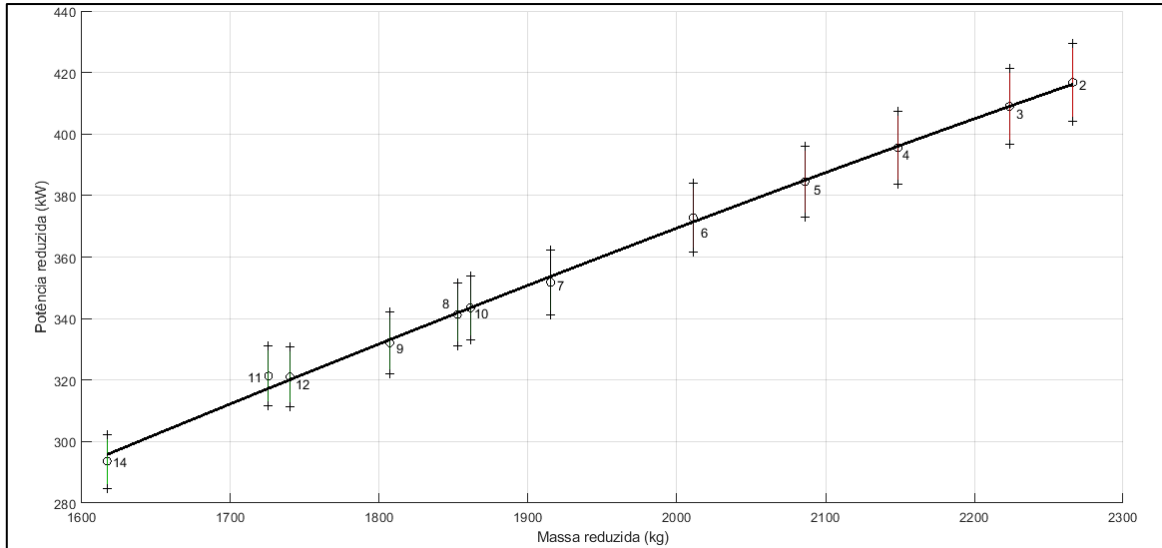
5.1.1 Resultados

No ensaio de levantamento da polar rotórica prática a temperatura média foi de 20oC e na Z_{pi} de 1.890 ft (Z_σ = 2.750 ft), com vento médio inferior a 3 kt. Conforme apresentado no Quadro

01, o ponto 1 foi invalidado devido a variações da velocidade da rotação do rotor fora da faixa de medida e o ponto 13 foi invalidado devido a intensidade do vento ser superior a 3 kt.

A partir dos dados obtidos foi confeccionada a polar rotórica prática representada pela Figura 02.

Figura 02 – Polar Rotórica Prática da aeronave HA-1 “Fennec” AvEx



Fonte: o autor.

Percebe-se que existe um aumento do consumo de potência em consonância com o aumento da massa do helicóptero e que este ocorre de forma praticamente linear. Esse é o comportamento esperado, pois em voos pairados a maior parcela de consumo de potência é realizada pela potência induzida, que é referente a necessidade de indução do fluxo de ar pelo disco do rotor para que se possa obter sustentação. Portanto quanto maior o peso da aeronave, maior será a potência necessária para se opor a essa força e manter o equilíbrio das forças em uma aeronave em voo pairado.

5.2 ENSAIO EM SUBIDA VERTICAL

O ensaio de voo em subida vertical para levantamento da curva de correção da razão de subida ocorreu no dia 10 de abril de 2018 na aeronave EB-1024 e consumiu 1 HDV. Neste ensaio havia um observador na torre do aeródromo da Base de Aviação de Taubaté para corrigir pequenos deslocamentos com relação ao eixo vertical, de forma que a subida fosse a mais vertical possível. Havia ainda um membro da equipe na sala AIS para a verificação em tempo real das condições de vento do aeródromo.

No pátio do setor sul do aeródromo, havia uma equipe de solo para auxiliar o embarque e desembarque de lastros. Foi realizado inicialmente, um pairado na Z_p de referência de 2.500 ft (Z_{p0}) para determinar o torque no pairado, conforme apresentado no Quadro 02, e com isto, o excedente de potência até 98% de torque.

Quadro 02 – Pontos de Ensaio do Pairado na Z_{p0}

Ponto	Vento (kt/°)	T _a (°C)	Lastros (kg)	Tripulação (kg)	QComb (%)	Z _{pi} (ft)	T _q (%)	Ψ (°)	T ₄ (°C)	N _g (%)	N _R (rpm)	Validade
A	2/250	23	0	202,6	34	2500	66	80	664	93,7	388	Válido
B	2/250	24	0	202,6	34	2500	68	02	666	93,4	389	Válido
C	0/250	24	0	202,6	34	2510	66	263	666	92,3	388	Válido
D	0/250	25	0	202,6	33	2530	67	175	654	92,8	388	Válido

Fonte: o autor.

Observa-se no quadro 02 que, na altitude pressão de referência, o vento não influenciou nos dados que foram obtidos, estando com variação de 0 a 2 kt, podendo ser considerado nulo. Essa tese é reforçada pela pequena variação do valor de torque obtido.

Em seguida foram realizados 7 pontos de subida vertical a partir de um pairado FES na vertical do través da “taxiway” Sul da pista de asfalto do aeródromo de Taubaté, conforme apresentado no Quadro 03.

Quadro 03 – Pontos de Ensaio em Voo de Subida Vertical

Ponto	T _a (°C)	Lastro (kg)	Tripulação (kg)	QComb (%)	Z _{pi} inicial (ft)	Z _{pi} final (ft)	Δt ₁ (s)	Δt ₂ (s)	T _q (%)	Ψ (°)	V _{zi} (ft/min)	N _R (rpm)	Validade
1	18,4	0	202,6	31	2300	2700	17	15	75	77	800	388	Inválido
2	18,4	0	202,6	31	2300	2700	11,5	11	79	77	1000	388	Válido
3	18,7	0	202,6	29	2350	2750	8	10	85	80	1300	388	Inválido
4	18,4	0	202,6	27	2300	2700	5,9	6,4	92	81	1800	388	Válido
5	18,4	30	202,6	24	2300	2700	5,5	5,5	98	80	2000	388	Válido
6	18,5	30	202,6	23	2400	2600	11	11	71	84	400	388	Válido
7	18,5	30	202,6	21	2300	2700	6,5	6,8	90	79	1700	388	Válido

Fonte: o autor.

Observa-se que dentre os sete pontos executados, dois tiveram seus dados invalidados, pois ocorreu uma grande variação entre os trechos de tomada de tempo, não caracterizando uma subida vertical estabilizada. Estes pontos não foram computados durante a redução dos dados, sob o risco de serem construídas curvas de subida vertical com valores não fidedignos, contrariando a rigidez científica do trabalho.

5.2.1 Resultados

No ensaio para levantamento da curva de correção da razão de subida, foi utilizada a altitude de referência de 2.500 ft e a temperatura média era de 18,5°C, peso médio de 1.750 kg e o vento médio inferior a 3 kt.

Na Z_{p0} de 2.500 ft foi realizado pairado FES nas quatro proas para determinar o torque necessário para o voo pairado, conforme apresentado na Quadro 02.

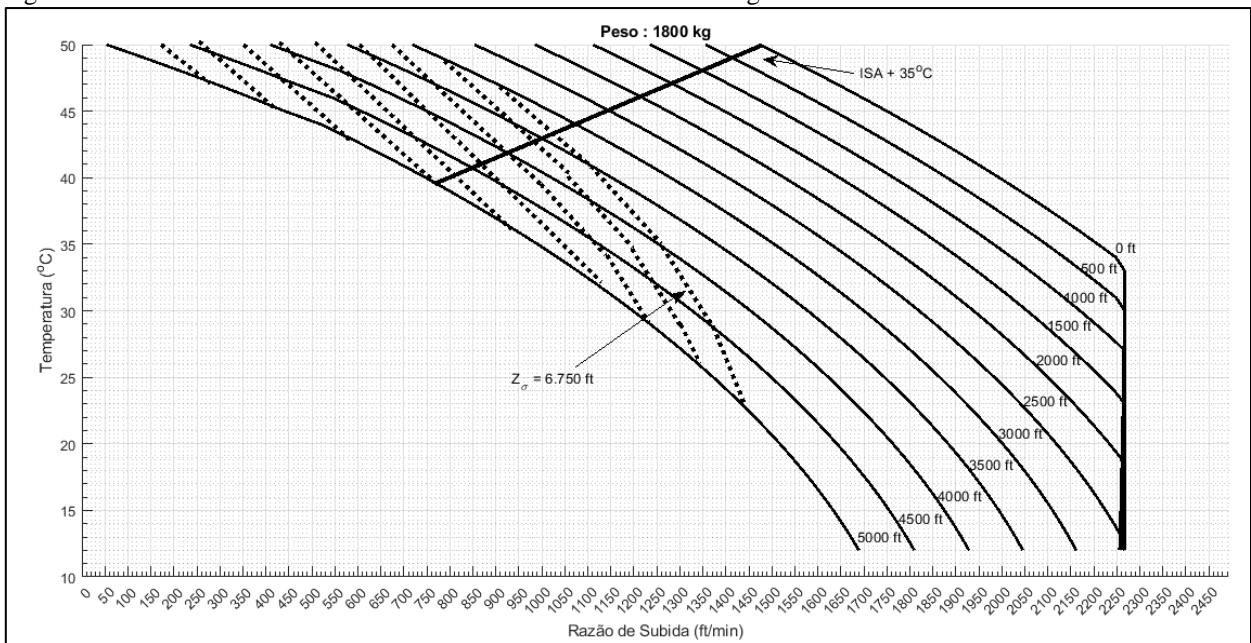
Após isto, foi determinado o excesso de potência até 98% e no Quadro 03 foram apresentadas as subidas verticais realizadas. A variação da massa foi mantida dentro do limite de 2%.

As figuras 03, 04, 05, 06, 07 e 08 apresentam os gráficos calculados de subida vertical. Os dados contidos nessas figuras são válidos para as aeronaves HA-1 “Fennec” AvEx na configuração

lisa, com portas abertas e utilizando a potência máxima de decolagem, além de se considerar o vento nulo.

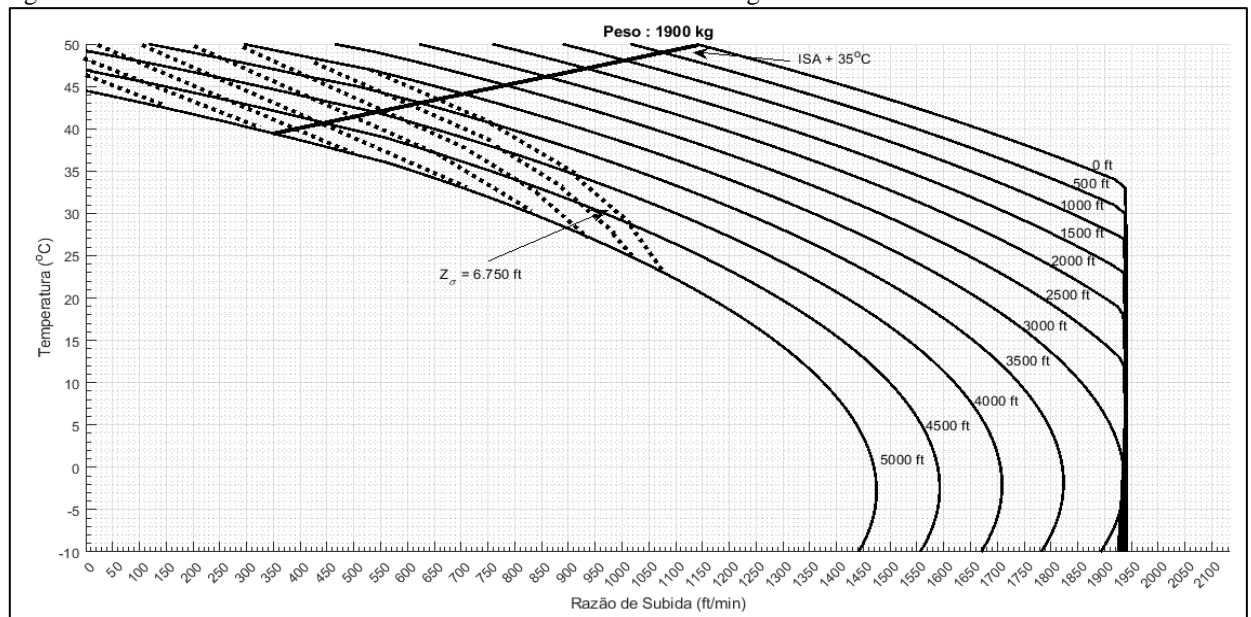
Com base na metodologia apresentada na seção 3.2, com os dados da curva do motor, a polar rotórica prática obtida e o fator de correção em subida vertical foram construídos os gráficos abaixo apresentados (figuras 03, 04, 05, 06, 07 e 08). Em virtude da limitação de expansão de dados do ensaio de voo pairado, conforme IPEV (2014), os dados foram limitados a $Z_{\sigma} \leq 6.000$ ft.

Figura 03 – Subida vertical aeronave HA-1 “Fennec” AvEx – 1800 kg



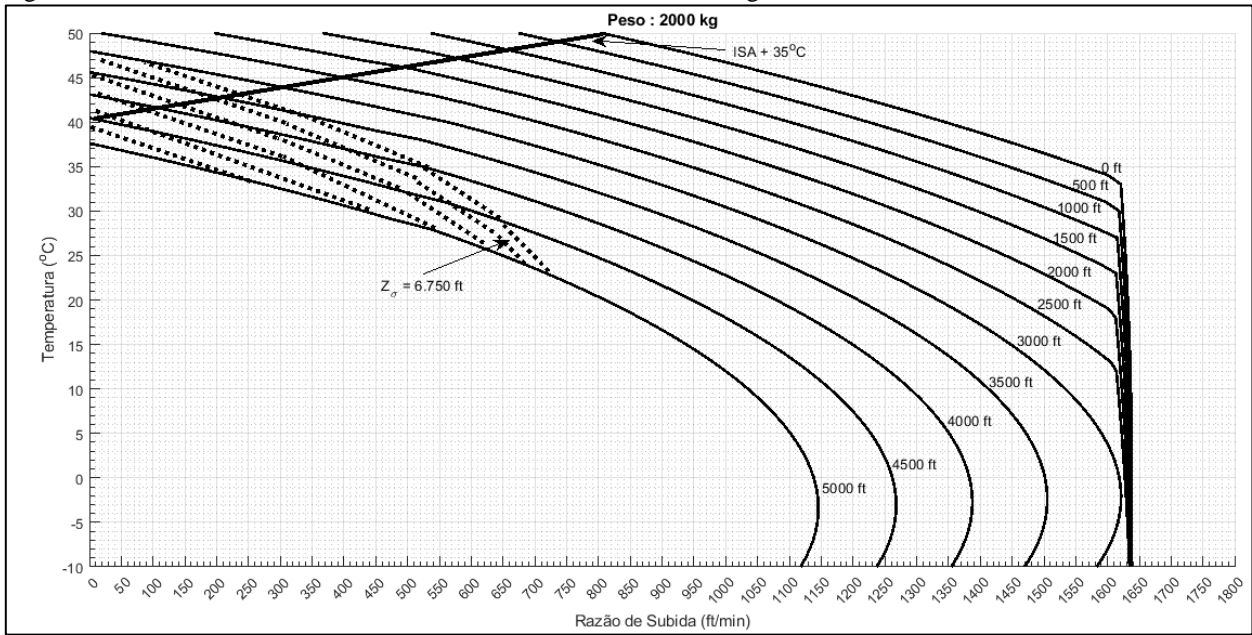
Fonte: o autor.

Figura 04 – Subida vertical aeronave HA-1 “Fennec” AvEx – 1900 kg



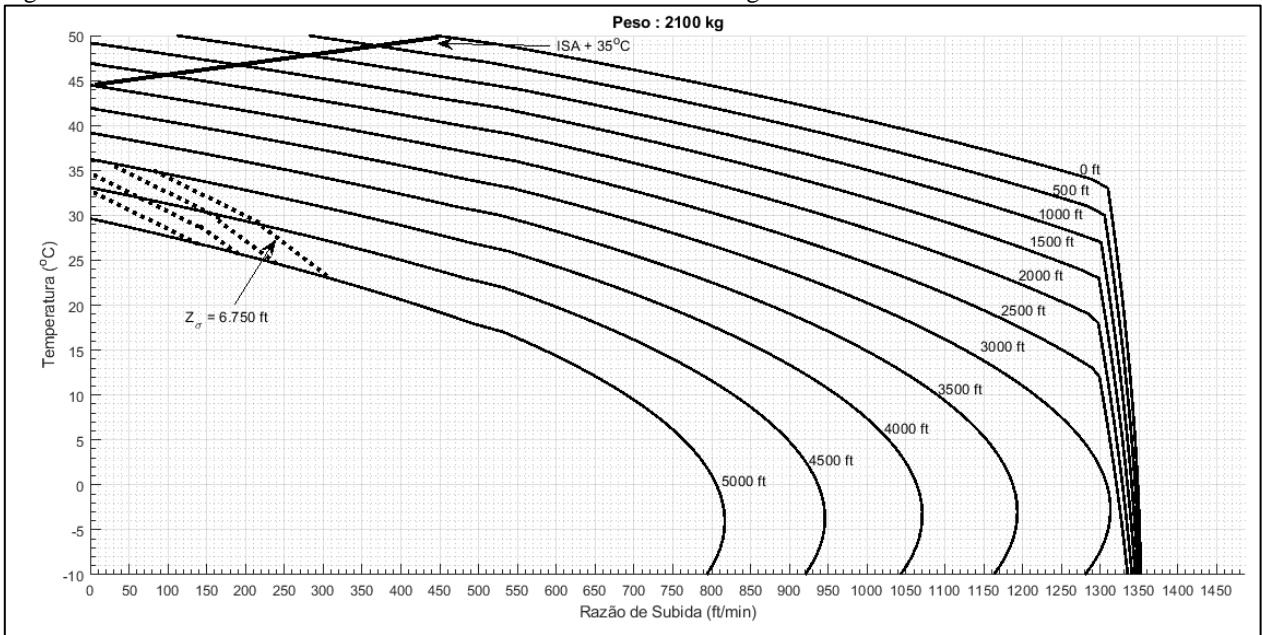
Fonte: o autor.

Figura 05 – Subida vertical aeronave HA-1 “Fennec” AvEx – 2000 kg



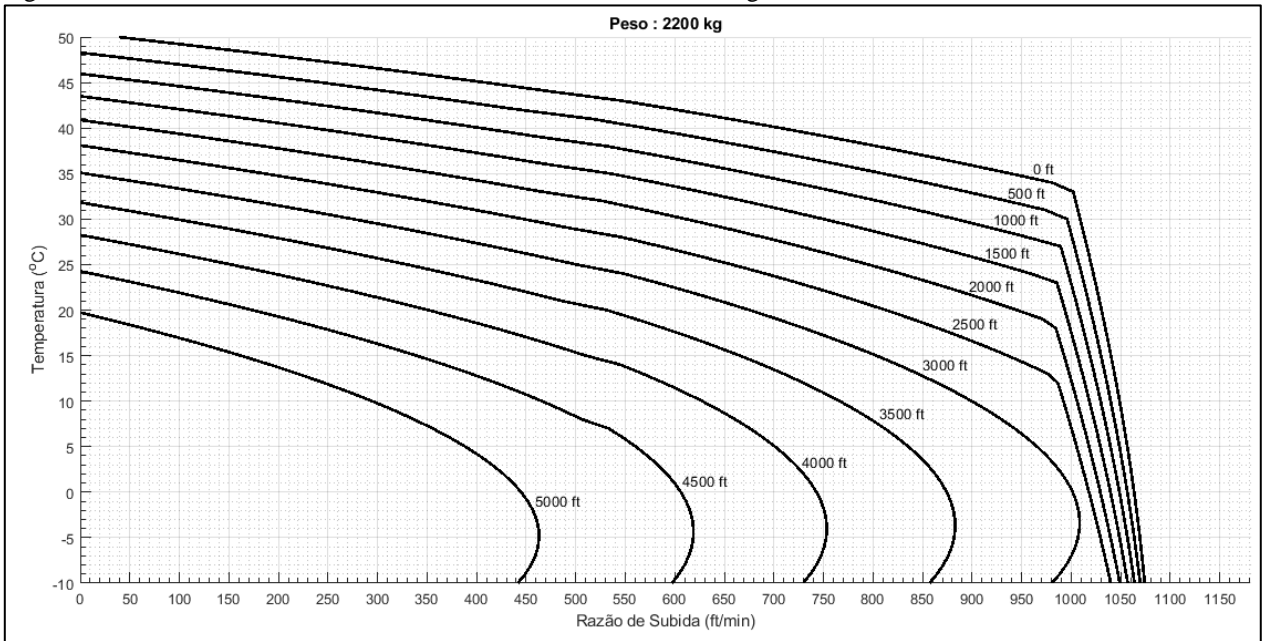
Fonte: o autor.

Figura 06 – Subida vertical aeronave HA-1 “Fennec” AvEx – 2100 kg



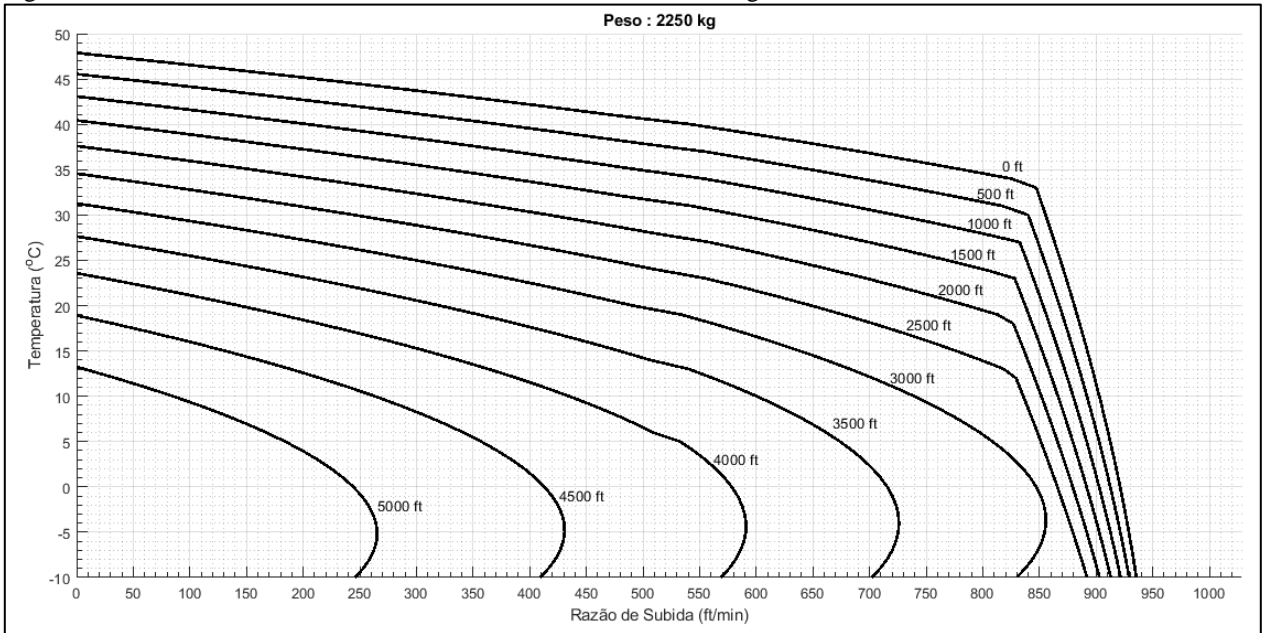
Fonte: o autor.

Figura 07 – Subida vertical aeronave HA-1 “Fennec” AvEx – 2200 kg



Fonte: o autor.

Figura 08 – Subida vertical aeronave HA-1 “Fennec” AvEx – 2250 kg



Fonte: o autor.

As figuras acima, apresentam a razão de subida máxima para uma dada condição de temperatura, altitude e peso. Essas curvas se diferenciam pelo peso (1.800 a 2.250 kg) e tem como condição associada vento nulo, $Z_{\sigma} \leq 6.000$ ft, PMD, ISA + 35°C e 50°C. Para validar as curvas dos gráficos das Figuras 03, 04, 05, 06, 07 e 08 foram usados os pontos de potência máxima do ensaio de subida vertical realizado e o ponto de potência máxima do ensaio de subida vertical do programa

SHEFE de 2012, o erro máximo dos pontos de validação nas curvas com dados expandidos foi de -60 ft/min e este resultado foi considerado satisfatório, pois obteve um “*R-square*” superior a 0,98.

6. DISCUSSÃO

As operações de helicópteros em áreas restritas envolvem um alto grau de técnica por parte das tripulações. Os riscos são grandes, principalmente quando essas áreas são em clareiras abertas em áreas de floresta. O Manual de manobras da aeronave HA-1 descreve a manobra, além de apresentar uma forma empírica de se verificar se a aeronave irá ter o desempenho suficiente para descer com segurança e para realizar a subida vertical. Mas existe um ponto na qual o Manual é falho, essas operações em áreas confinadas não são por si só o objetivo da manobra, ela existe para realizar o cumprimento de determinada missão, ou seja, para realizar um resgate de pessoas, para fazer uma extração de material em um local onde não é possível fazê-lo por meio terrestre, etc.

A estimativa de potência informada no manual de manobras não permite à tripulação calcular se será possível embarcar mais um passageiro, pois o valor informado é para o peso que a aeronave está carregando no momento do cheque, conforme descrito abaixo

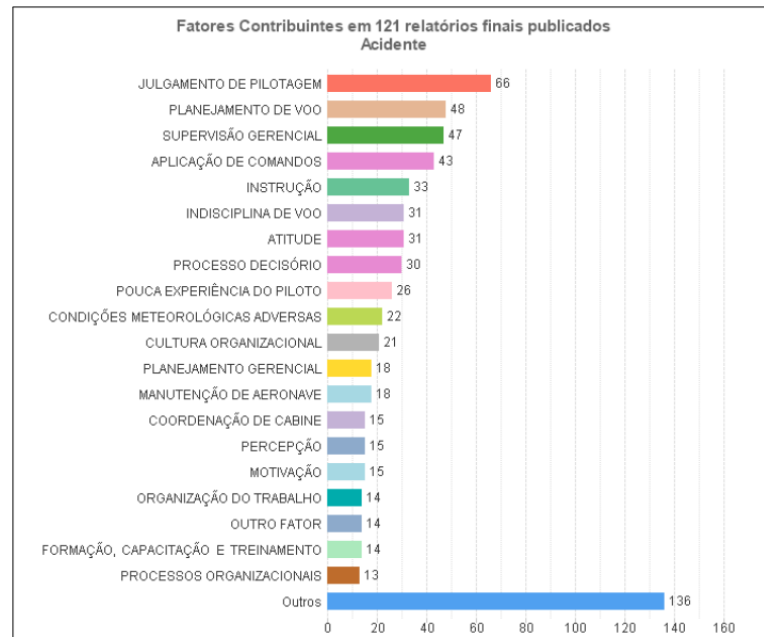
- 4) Os valores devem estar dentro dos limites operacionais.
 - a) Valores de NG
 - (1) O pouso será possível se a NG lida na final for pelo menos 6% abaixo da PMD.
 - (2) A decolagem será possível se a NG lida na final for pelo menos 9% abaixo da PMD.
 - (3) A potência necessária para a realização do voo estacionário será de 4 a 6% de NG acima do valor lido no cheque.
 - b) Valores de torque
 - (1) O pouso será possível se o torque lido na final for < 85%.
 - (2) A decolagem será possível se o torque lido na final for pelo menos <75%.
 - (3) O torque necessário para a realização do voo estacionário será de 10 a 15% de torque a mais do valor lido no cheque e o valor necessário para a decolagem do interior de uma área restrita será de 20 a 25% de torque a mais do valor lido no cheque (AVIAÇÃO DO EXÉRCITO, 2015 p. 17).

Esse procedimento foi adotado pela Aviação do Exército devido à ausência de informações e gráficos de desempenho em subida vertical no manual de voo da aeronave. Portanto, a Aviação do Exército desenvolveu o cheque de potência operacional para mitigar a ausência destes gráficos no Manual de voo. Mas há de se notar que, caso a tripulação necessite realizar o planejamento para verificar a viabilidade de uma missão, com as ferramentas existentes atualmente, é impossível fazê-lo com segurança.

Outro fator que irá prejudicar a avaliação das condições previstas no cheque de potência operacional é a ineficiência do sistema barométrico das aeronaves de asas rotativas em informar corretamente a Vi em baixas velocidades, dificultando a correta execução da manobra.

O deficiente planejamento é um dos fatores que mais contribuem para ocorrência de acidentes e incidentes graves com helicópteros. Segundo CENIPA, o deficiente planejamento é o segundo fator, nos últimos dez anos, que mais contribuiu para as ocorrências, conforme pode ser visualizado na Figura 09.

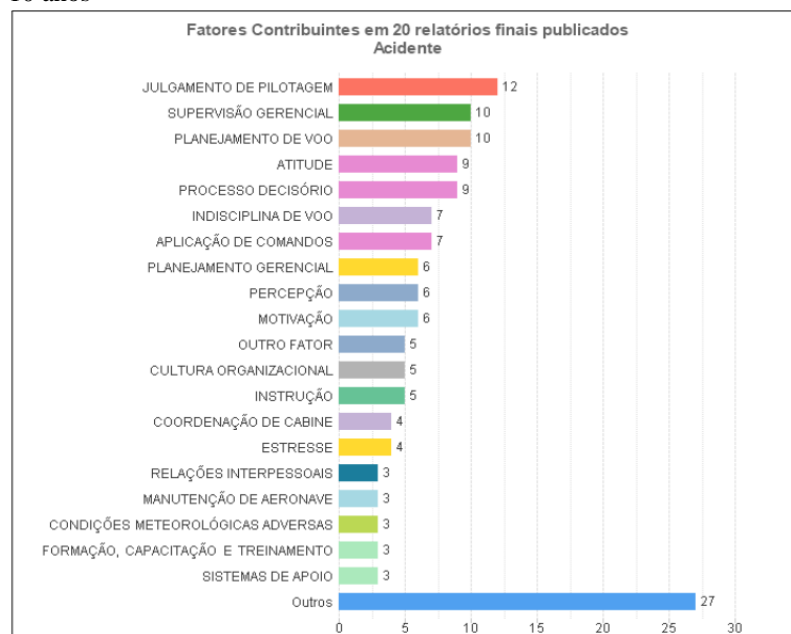
Figura 09 – Fatores contribuintes em acidentes com helicópteros nos últimos 10 anos



Fonte: (CENIPA, 2018, p. 28)

Nota-se que, a Figura 09, representa os fatores contribuintes que foram verificados nas investigações realizadas nos últimos 121 acidentes ocorridos com aeronaves de asas rotativas e que o planejamento deficiente esteve presente em 40% deles. Esse índice leva em consideração, todos os modelos de helicópteros que se acidentaram no Brasil nos últimos dez anos. O gráfico abaixo, apresenta os fatores contribuintes em acidentes com aeronaves do modelo AS350.

Figura 10 – Fatores contribuintes em acidentes com AS350 nos últimos 10 anos



Fonte: (CENIPA, 2018, p. 42)

A Figura 10 representa somente os fatores contribuintes de acidentes em aeronaves do mesmo modelo utilizado pela Aviação do Exército, a aeronave AS350. Verifica-se que nos últimos dez anos, houveram 20 acidentes que foram investigados pelo CENIPA e o deficiente planejamento esteve presente em 50% deles, índice maior do apresentado para todos os modelos de helicóptero.

Com base nos dados do Sumário Estatístico do CENIPA, fica evidente que uma forma de mitigar os riscos das operações é realizar um planejamento eficiente.

7. CONSIDERAÇÕES FINAIS

É oportuno salientar que as operações com helicópteros em áreas restritas têm o seu risco, porém o mesmo pode ser mitigado. Um planejamento eficiente ajuda a reduzir a carga de trabalho das tripulações no momento da execução da missão. Sabe-se que os militares possuem enraizado sentimento de cumprimento de missão e que pode ser um risco quando realizam operações sem o devido planejamento.

O referido trabalho mostrou o risco do uso do conhecimento empírico para operações em áreas restritas, calcado nos acidentes ocorridos com helicópteros nos últimos dez anos e apresentou uma solução para a Aviação do Exército operar em ambientes restritos com segurança.

Os gráficos construídos a partir de dados obtidos em ensaios em voo e apresentados nas Figuras 03, 04, 05, 06, 07 e 08 podem ser utilizados pelas tripulações da AvEx em seus planejamentos e execuções das missões a ela destinadas, completando uma lacuna antes inexistente nos manuais de voo e de manobras das aeronaves HA-1 “*Fennec*” AvEx.

Este artigo requer um maior aprofundamento das manobras que são executadas pela Aviação do Exército, pois com o presente estudo, não foi possível validar ou invalidar a forma atualmente adotada pela Aviação para determinar a potência necessária em operações em área restrita. Embora o fator planejamento seja um importante pilar para operações aéreas seguras, um ensaio de desempenho em baixas velocidades poderia dar subsídios técnicos importantes sobre o conhecimento empírico utilizado.

Este trabalho focou somente em um dos 5 modelos de aeronaves existentes no Exército Brasileiro, porém, este mesmo tipo de determinação de curvas de desempenho em subida vertical, pode ser aplicado nos demais modelos como forma de incrementar a segurança de voo nas operações para toda a frota da Aviação do Exército.

REFERÊNCIAS

AVIACÃO DO EXÉRCITO. **Manual de Manobras Aeronave HA-1**. Taubaté: AvEx, 2015.

AVIACÃO DO EXÉRCITO. **Relatório de Ensaios em Voo de Desempenho em Subida Vertical para o SHEFE**. Taubaté: AvEx, 2012.

ELI, James M. **Reverse Engineering Helicopter Performance Using the Rotorcraft Flight Manual**. Birch Bay, WA, 2008.

HELIBRAS. **Manual de Voo AS550 A2 AVEX**. Itajubá: Helicópteros do Brasil (HELIBRAS), 2014.

INSTITUTO DE PESQUISAS E ENSAIOS EM VOO. **Introdução à Aerodinâmica - Técnica de Ensaio em Voo Calibrações.** São José dos Campos: Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo (IPEV), 2009.

INSTITUTO DE PESQUISAS E ENSAIOS EM VOO. **Técnica de Ensaio em Voo de Desempenho em Subida Vertical.** São José dos Campos: Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo (IPEV), 2014.

INSTITUTO DE PESQUISAS E ENSAIOS EM VOO. **Técnica de Ensaio em Voo de Desempenho em Voo Pairado.** São José dos Campos: Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo (IPEV), 2014.

SANTOS, L. C. B.; ALMEIDA, C. A.; FARIAS, J. L.; *et al.* **Helicópteros - Sumário Estatístico 2008-2017.** Brasília: Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA). 2018.

TURBOMECA DO BRASIL. **Performance Check Repaired Arriel 1D1 Engine - Number 9019.** Duque de Caxias: TURBOMECA DO BRASIL, 2007.

U.S. NAVAL TEST PILOT SCHOOL. **Flight Test Manual Rotary Wing Performance.** Patuxent River, MD: USNTPS-FTM-No. 106, 1996.

GLOSSÁRIO

TERMO	DEFINIÇÃO	UNIDADE
ADU	“ <i>Acquisition Data Unit</i> ”	-
Av Ex	Aviação do Exército	-
CAvEx	Comando de Aviação do Exército	-
CTP	Caixa de Transmissão Principal	-
EMS	“ <i>Engine Monitoring System</i> ”	-
FES	Fora do Efeito Solo	-
GEA	Grupo de Ensaios e Avaliações	-
GPS	“ <i>Global Positioning System</i> ”	-
h	altura do solo	m
HDV	Hora de Voo	h
ICDS	“ <i>Integrated Cockpit Display System</i> ”	-
IPEV	Instituto de Pesquisa e Ensaios em Voo	-
ISA	“ <i>International Standard Atmosphere</i> ”	-
K	Correção potência por perdas de instalação	-
m	massa	kg
min	minutos	-
MFD	“ <i>Multi Function Display</i> ”	-
m _{red}	massa reduzida	kg
N _g	Rotação da Turbina Geradora de Gases	%
N _R	Rotação do Rotor Principal	RPM
OAT	Temperatura externa	°C
p _a	Pressão atmosférica	mb
PE	Potência Excedente	kW
PFD	“ <i>Primary Flight Display</i> ”	-
P _{máx}	Potência Máxima	kW
PMD	Potência Máxima de decolagem	kW
PN	Potência Necessária	kW
PN _{red}	Potência Necessária Reduzida	kW
QComb	Quantidade de Combustível	%
QNH	Altitude pressão ajustada para nível do mar médio	mb
RadAlt	Radar Altímetro	ft
R-square	Quadrado da correlação entre o valor previsto e o estimado	-
SBTA	Aeroporto de Taubaté, SP	-
SHEFE	Simulador de Helicóptero Esquilo e “ <i>Fennec</i> ”	-
SHP	“ <i>Shaft Horse Power</i> ” (Potência no eixo)	=
T ₄	Temperatura de referência dos motores	°C
TEV	Técnica de Ensaios em Voo	-
T _q	Torque de referência dos motores	%
USNTPS	“ <i>U.S. Naval Test Pilot School</i> ”	-
v’	Razão de subida estimada pelo excedente de potência	ft/min
V _{io}	Velocidade induzido no pairado	ft/min
V _Z	Velocidade Vertical	ft/min
V _{Zi}	Velocidade Vertical Indicada	ft/min
Z _p	Altitude pressão	ft

Z_{p0}	Altitude pressão de referência	ft
Z_{pi}	Altitude pressão indicada	ft
Z_{σ}	Altitude densidade	ft
Δt	Varição de tempo	s
Ψ	Indicação de ângulo em relação ao eixo longitudinal	°
P	Densidade	kg/m ³
σ	razão da densidade local com a densidade a nível do mar	-