

Determinação do Desempenho em Voo Nivelado Utilizando Passo Coletivo

Alex Duarte Gomes

alexduarte@gmail.com

Aluno do Programa de Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica – EAM-A

Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA)

12.228-900 São José dos Campos, SP, Brasil

RESUMO

A utilização de parâmetros “Não-Dimensionais” para medir e apresentar o Desempenho em Voo Nivelado de Helicópteros movidos a Turbinas a Gás constitui uma ferramenta bastante eficiente quando se conduz um Programa de Testes em Ensaios em Voo de Desempenho. Neste estudo, o Desempenho em Voo Nivelado de um Helicóptero-exemplo (AS 550 Fenec) é determinado utilizando como Parâmetro Principal o Passo Coletivo e a metodologia descrita pela Engineering Sciences Data Unit ESDU nº 74042. Os objetivos deste estudo são três. O primeiro é apresentar gráficos de Desempenho em Voo Nivelado para uma Aeronave-exemplo (AS 550 Fenec) utilizando o Passo Coletivo. O segundo é apresentar a relação entre a Curva de Torque e o Passo Coletivo. O último é exemplificar casos onde este método poderia ser utilizado a fim de produzir gráficos de Desempenho em Voo Nivelado para um Manual de Operação de um Helicóptero.

ABSTRACT

Using "Non-Dimensional" parameters for measuring and presenting the Level-flight performance of Turbine-Engined Helicopters are very efficient when conducting a Flight Test Performance Program. In this study, the Level-Flight Performance of an Helicopter-example (AS 550 Fenec) is determined using the Collective Pitch position as main parameter and the methodology described by the Engineering Sciences Data Unit ESDU No. 74042 . The purpose of this study is threefold. The first is to present graphics of Level-Flight Performance for an helicopter-example (AS 550 Fenec) using Collective Pitch position. The second is to present the relationship between the Torque Curve and Collective Pitch. The last is to exemplify some cases where this methodology could be applied to produce Level Flight Performance graphics for Operating Data Manual of a Helicopter.

INTRODUÇÃO

No planejamento de uma missão, os gráficos de Desempenho em Voo Nivelado de uma aeronave possibilitam a previsão das informações de alcance, consumo, velocidade máxima de voo nas diversas combinações de Altitude-Pressão e Temperatura no qual um helicóptero foi projetado para voar. Com base nos instrumentos presentes na cabine de pilotagem o piloto pode fixar alguns parâmetros e realizar um voo nivelado, por exemplo, numa condição de potência que lhe permita uma velocidade de voo à frente desejada.

A teoria do Desempenho em Voo Nivelado para um Helicóptero já é bem conhecida e pode-se encontrar uma discussão teórica completa nas referências utilizadas neste artigo.

São objetivos deste artigo:

- Geral: prover um entendimento de problemas práticos que podem surgir quando se conduz Ensaios em Voo de Desempenho em Voo Nivelado em diversos tipos de Helicópteros movidos a Turbina a Gás.

- Específicos:

(1) Obter curvas de voo nivelado com base no Passo Coletivo utilizando como exemplo o AS 550 Fenec, helicóptero leve monomotor convencional (01 Rotor Principal e 01 Rotor de Cauda); (2) Obter as relações entre Passo Coletivo e Potência, utilizando o mesmo helicóptero-exemplo mencionado acima; e (3) Exemplificar casos onde este método poderia ser utilizado.

Algumas considerações serão dadas com relação às técnicas de ensaios, instrumentação e redução de dados quando se utiliza o Passo Coletivo como parâmetro primário para se determinar o desempenho em voo nivelado de uma aeronave.

SIMBOLOGIA

$D\delta_c, Ddc$	Posição de Coletivo
g	Gravidade
H_p	Altitude-pressão
m	Massa da aeronave
P	Potência de eixo de saída do motor
P'	Potência reduzida $P / [(\rho / \rho_0)(\Omega / \Omega_n)^3]$

T_a	Temperatura do ar externo
T_q	Torque
V	Velocidade de Voo à frente
V'	Velocidade Reduzida $V / [(\Omega / \Omega_n)]$
W	Peso do helicóptero, mg
W'	Peso Reduzido $W / [(\rho / \rho_0)(\Omega / \Omega_n)^2]$ ou $(mg) / [(\rho / \rho_0)(\Omega / \Omega_n)^2]$
ΔV_i	Erro do instrumento
ΔV_p	Erro de posição
θ	Ângulo de Passo Coletivo
ρ	Densidade do ar
Ω	Rotação do rotor principal
Ω_n	Rotação nominal do rotor principal

Subscritos

o	Condição Padrão (ISA) a nível do mar
c	Condição Calibrada

TEORIA E MÉTODOS

O Desempenho do Helicóptero no voo a frente é medido em termos de Potência requerida (ou em alguns casos em termos do ângulo de Passo Coletivo) para manter o voo estável para várias condições atmosféricas, peso e configurações externas.

No caso do voo nivelado, os fatores que afetam o desempenho consistem da potência do motor, peso (ou massa), raio do rotor, velocidade à frente, rotação do rotor e condições ambientes. Fazendo uso de análise dimensional, pode-se mostrar como estes parâmetros se relacionam. Considerando a metodologia apresentada em ESDU 73026 (1973), as relações “não-dimensionais” práticas, baseadas somente na densidade atmosférica para descrever a condição ambiente de voo, ficam descritas como abaixo.

Em termos de potência, pode-se obter o parâmetro chamado de “Potência Reduzida” da

seguinte forma:

$$P' = \frac{P}{(\rho/\rho_0)(\Omega/\Omega_n)^3} = f\left[\left(\frac{W}{(\rho/\rho_0)(\Omega/\Omega_n)^2}\right), \left(\frac{V}{(\Omega/\Omega_n)}\right)\right] = f(W', V') \quad (1)$$

A mesma relação descrita em função do ângulo de passo coletivo fica:

$$\Theta = h\left[\left(\frac{W}{(\rho/\rho_0)(\Omega/\Omega_n)^2}\right), \left(\frac{V}{(\Omega/\Omega_n)}\right)\right] = h(W', V') \quad (2)$$

Nota-se que o parâmetro ângulo de passo coletivo medido na cabeça do rotor não precisa ser corrigido por relações de densidade ou pela razão de rotação do rotor principal, sendo portanto, um parâmetro de leitura direta.

Uma vez definido o parâmetro de densidade como medida das condições atmosféricas, pode-se então variar altitude, velocidade de voo à frente para valores suficientes de peso para cobrir a gama de “Potência Reduzida” desejada. Os parâmetros do lado direito das equações 1 e 2 devem ser mantidos constantes durante os pontos de ensaio de voo nivelado para que as relações sejam obtidas de maneira satisfatória. Ou seja, quando se investiga a dependência da potência necessária (P) em função da velocidade de voo à frente (V), conforme varia o peso da aeronave (W), deve-se mudar a altitude de voo para que a relação $W/[(\rho/\rho_0)(\Omega/\Omega_n)^2]$ continue constante. Deve-se lembrar que o método aqui mencionado, que utiliza somente a densidade como medida das condições atmosféricas, não contabiliza os efeitos de compressibilidade de forma sistemática e portanto, estes efeitos não serão discutidos neste artigo.

INSTRUMENTAÇÃO

A relevância de alguns principais parâmetros medidos quando se pretende obter dados para cálculo de Ensaio de Desempenho em Voo Nivelado é apresentada a seguir:

- Temperatura do Ar Externo (T_a): parâmetro relevante para o cálculo da densidade (ρ) no nível de voo estudado. Erros no sensor de temperatura podem influenciar os resultados e necessária calibração deste instrumento deve ser realizada antes dos ensaios de voo de desempenho;

- Velocidade (V): as informações de voo nivelado são geralmente apresentadas utilizando uma velocidade corrigida. A velocidade observada, ou indicada, contém erros de instrumentos (ΔVi) e posição (ΔVp), o qual devem ser previamente encontrados, nos ensaios de calibração, para se chegar até a velocidade calibrada (Vc), o qual é utilizada neste artigo para apresentação

dos resultados.

- Altitude-pressão (H_p): assim como a temperatura do ar externo, a informação de altitude permite o cômputo da densidade no nível de voo estudado. Necessária calibração deste instrumento deve ser realizada antes dos ensaios de voo nivelado;

- Torque (Tq): aqui reside um dos principais ponto de discussão deste artigo. Na maioria das vezes, devido aos inúmeros projetos existentes, este parâmetro é tomado como essencial para a determinação do desempenho da aeronave. Conforme ESDU (1973), o valor de torque, quando combinado com a medida de rotação apropriada, provê a mais simples fonte de medida de potência. Deve-se lembrar que, em alguns casos os sensores de Torque fazem parte do motor e sua calibração deve ser realizada durante a calibração do motor (ROOTS, 2001), e em outros casos o sensor de Torque é parte integrante do Sistema de Transmissão Principal. No voo nivelado, este parâmetro é um “espelho” da potência requerida pelo Helicóptero completo e sua variação com a velocidade de voo a frente é um indicativo da variação da própria potência necessária pela aeronave.

- Ângulo de passo coletivo (θ): quando a leitura deste parâmetro está disponível em um instrumento na cabine de pilotagem, a medida geralmente obtida consiste de valores "acima do passo coletivo mínimo" e esta informação é bastante relevante para alguns tipos de helicópteros. O ponto de referência é particular em cada projeto de helicóptero pois, em geral, está relacionado com o ângulo de inclinação das pás, necessárias para uma autorrotação completa – Passo mínimo do rotor. A medição pode ser feita registrando-se a posição linear do “*washplate*” na cabeça do rotor (platô coletivo). Medidas de passo coletivo são particularmente úteis nos casos em que torquímetros, ou outros meios de medir a potência do motor não estão disponíveis (ESDU, 1973), ou ainda quando o helicóptero representativo de série contém medidor de passo coletivo e medidores de torque estão disponíveis apenas no helicóptero protótipo usado durante a fase de testes. Importante ressaltar que os dados representativos de passo coletivo obtidos nos ensaios em voo e utilizados para elaboração deste artigo levam em consideração estes detalhes e todos os voos foram realizados com o mesmo ajuste de passo mínimo.

- Rotação do Rotor Principal (Ω): conforme vimos, este parâmetro está presente nas equações deste artigo tanto elevado ao quadrado quanto ao cubo, o que significa que mesmo pequenas variações podem ter efeito significativo. Daí a necessidade de se obter precisamente este parâmetro. Além disso, as informações dos indicadores de torque e rotação do rotor apresentados na cabine de pilotagem, muitas vezes correspondem a sistemas distintos no helicóptero (motor/rotor), sendo necessário um fator de equivalência para relacionar a Rotação do Rotor Principal com a rotação no ponto de medida do Torque do eixo do motor, por exemplo.

A metodologia discutida neste artigo foi aplicada para obter dados de ensaio em voo nivelado na aeronave AS 550 Fennec Matrícula EB 1023 (Figura 1) - aeronave representativa de série, exceto pelo sistema automático de aquisição de dados instalado. Os dados foram obtidos durante a execução do Programa de Ensaio para Levantamentos de Dados de Voo para Simulador de Helicópteros Esquilo e Fennec e a seção responsável pela execução da campanha de ensaios foi o Grupo de Ensaio e Avaliações do Comando de Aviação do Exército (Taubaté, SP) em parceria com o Instituto de Pesquisas e Ensaio em Voo (São José dos Campos, SP).



Figura 1 – Modelo AS 550 – EB 1023 com instrumentação de ensaio.

O Esquema do Sistema de Aquisição de Dados utilizado na aeronave é apresentado na Figura 2. Este sistema é composto por transdutores de pressão, transdutores anemométricos, boom anemométrico, central inercial, laptop, tela piloto e central de aquisição.

Dentre os diversos parâmetros registrados pelo SAD, as fontes de dados relevantes para este estudo são:

- pelos instrumentos da aeronave: os dados anemométricos obtidos por meio de derivação, utilizando mangueiras, das pressões estática e dinâmica do painel esquerdo (2P). Estas mangueiras são conectadas aos transdutores de pressão instalados no console de instrumentação, fornecendo dados suficientes para o cálculo da altitude e velocidade da aeronave. Além disso, também por derivação dos instrumentos da aeronave eram obtidas as informações de limites do motor (temperatura, rotação da Geradora de Gases), Torque (Tq), rotação do rotor principal (Ω) e quantidade de combustível;

- do Boom Anemométrico: a temperatura do ar externo;

- dos Transdutores Potenciométricos instalados nos comando de voo: a informação de Posição de Coletivo (D δ c).

A frequência de aquisição dos dados é de 100 Hz para todos os parâmetros.

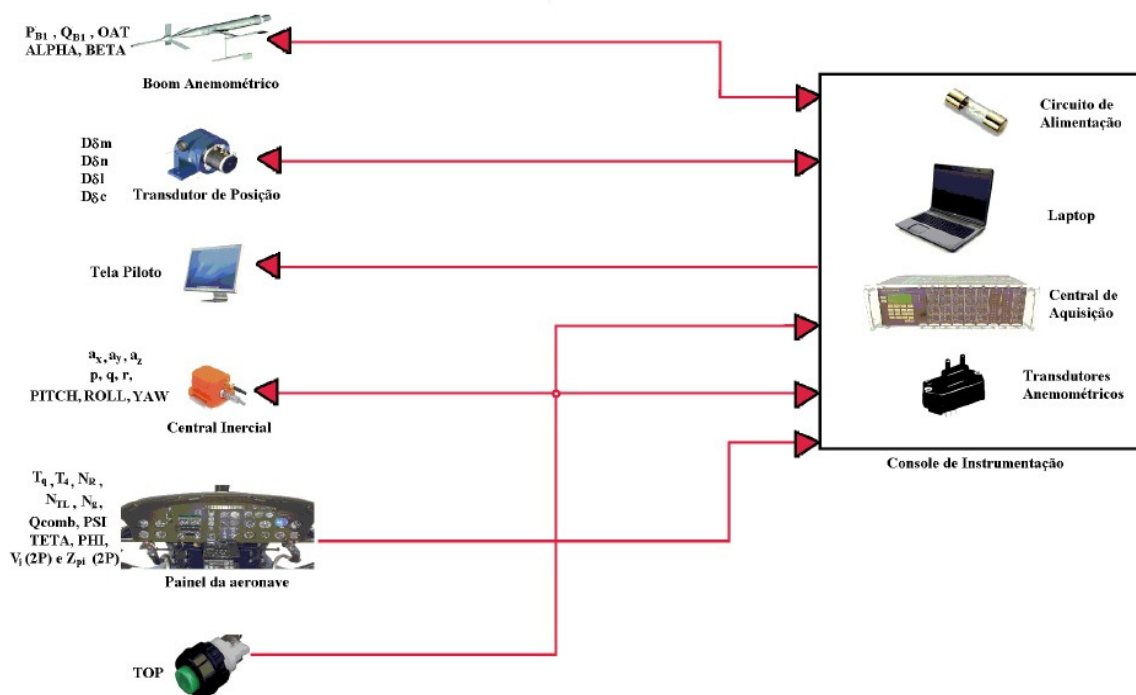


Figura 2 – Esquema do SAD montado no AS 550 – EB 1023.

O rotor principal não possui instrumentação dedicada, sendo assim, neste estudo, no lugar do Ângulo de Passo Coletivo foi utilizado a posição do coletivo (D δ c) expressa em % e graduada acima do passo coletivo mínimo até o batente. Conforme havia sido dito anteriormente, todos os voos foram realizados com o mesmo ajuste de passo mínimo, e dessa forma, para fins deste estudo, o parâmetro D δ c expresso em % foi considerado representativo do Passo Coletivo no rotor.

DADOS OBTIDOS E REDUÇÃO DE DADOS

Os dados obtidos no ensaio de voo nivelado na aeronave AS 550 Fennec Matrícula EB 1023 são apresentados na seção Tabelas. A redução de dados foi realizada utilizando-se as equações 1 e 2 apresentadas neste artigo.

RESULTADOS E DISCUSSÕES

a. Curva de Posição de Coletivo vs Velocidade Calibrada

O resultado apresentado na Figura 3 apresenta uma curva que relaciona Passo Coletivo

como parâmetro de desempenho no voo à frente. As curvas foram obtidas para velocidades acima de 40 KCAS e a última posição de coletivo em cada curva indica que algum parâmetro-limite de potência máxima contínua do motor foi atingido.

A informação principal que o piloto pode obter neste tipo de gráfico é a posição de coletivo necessária para se obter a velocidade máxima em voo nivelado, dada uma condição de altitude-densidade (altitude-pressão e temperatura) e peso da aeronave.

Pode-se ainda relacionar a posição de coletivo com as informações de consumo-horário e consumo-distância apresentando-os juntamente com este gráfico, possibilitando cálculos de alcance e autonomia nas diversas condições de altitude-pressão e temperatura.

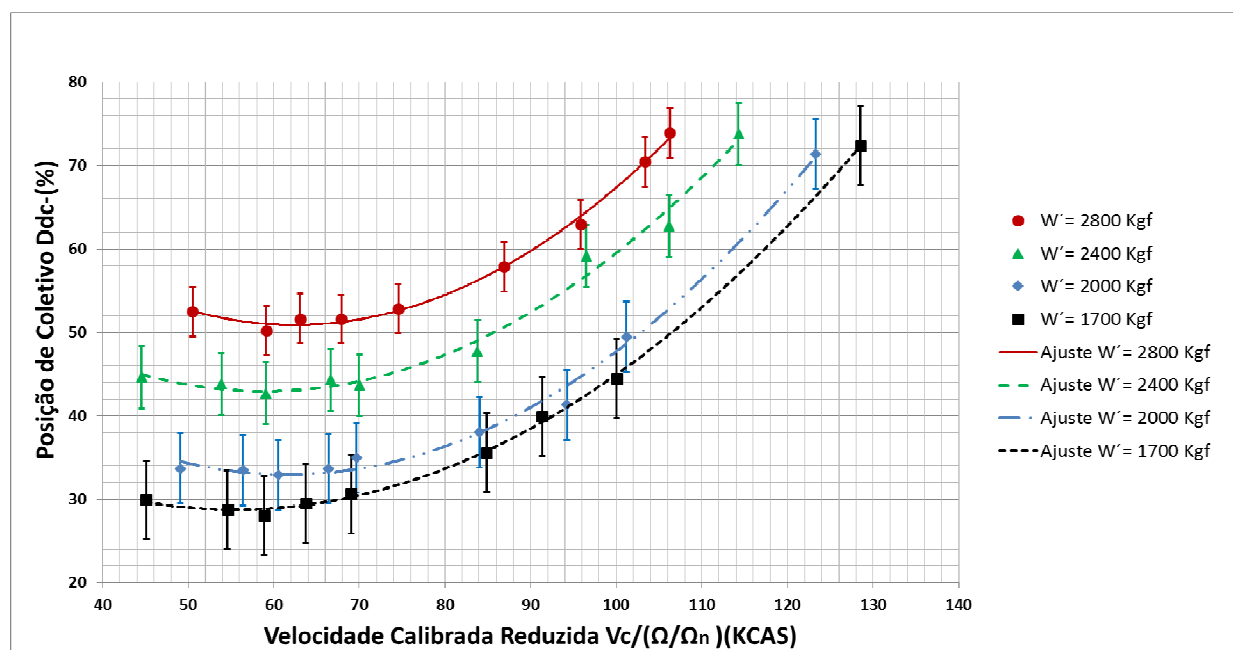


Figura 3 – Desempenho em Voo Nivelado utilizando o Passo Coletivo.

b. Curva de Torque reduzido vs Posição de Coletivo

Na Figura 4 pode-se verificar a relação existente entre o passo coletivo e a medida de Torque corrigido pelas condições ambientes e rotação do rotor principal. Nas condições ensaiadas, um aumento percentual do coletivo indica um aumento do torque fornecido e consequentemente, um aumento na potência necessária. Na prática, o gráfico mostra que o valor de posição de coletivo (ou ângulo de passo coletivo) pode ser utilizado de maneira direta, sem normalizá-lo pelas razões de densidade e rotação do rotor.

A utilidade deste gráfico reside na possibilidade de relacionar a informação de posição de coletivo (ou ângulo de passo coletivo) com as características de consumo de combustível do motor e limites de torque. Pode-se achar que, em todo caso, existe a necessidade de obter o parâmetro torque para a construção desta curva, o que não é inteiramente verdade, pois em

alguns projetos a limitação principal é a rotação da geradora de gases do motor ou o fluxo de combustível, e este poderia ser relacionado com o passo coletivo como na Figura 4, sendo a medida de Torque no eixo do motor ou da transmissão não essencial.

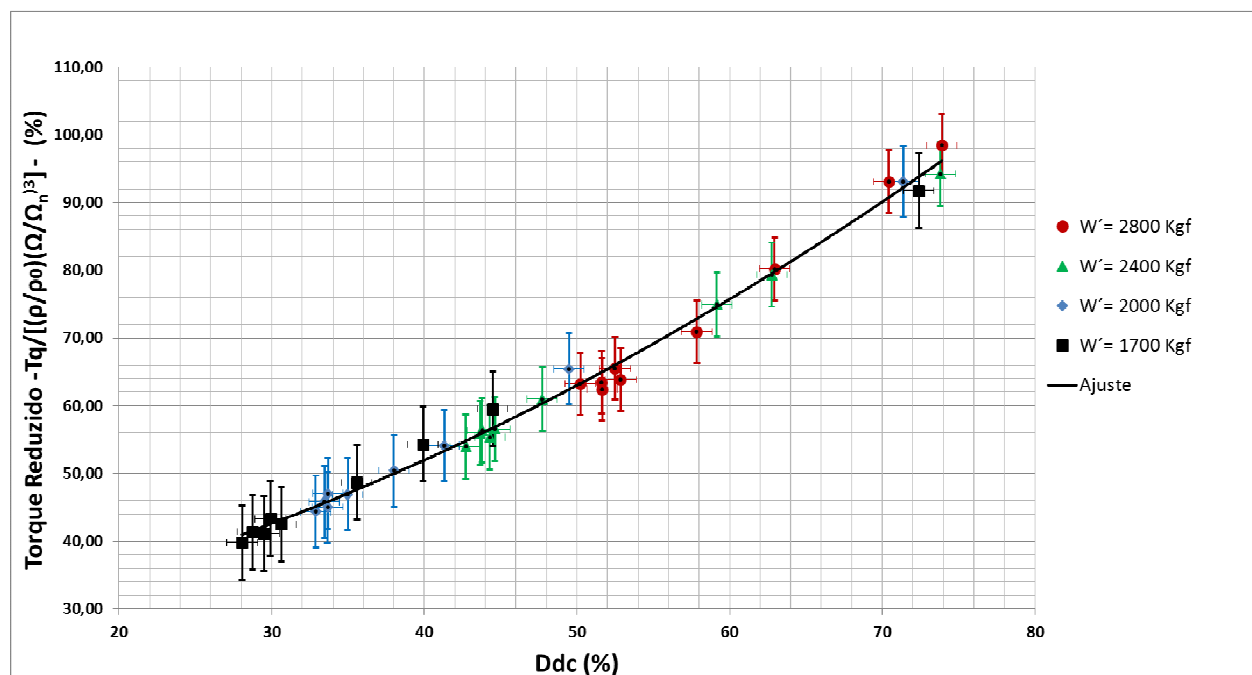


Figura 4 – Relação entre Torque Reduzido e Passo Coletivo.

APLICABILIDADE DO MÉTODO

Nesta seção, são discutidos alguns projetos onde as técnicas apresentadas neste estudo podem ser aplicadas:

Na cabine de pilotagem dos helicópteros de fabricação russa do tipo Mi-24 (Mi-35) e Mi-17 não é apresentada a informação de torque no eixo do motor ou rotor, isso porque, conforme COOKE (2002), enquanto no Ocidente é política geral fornecer a mínima potência de transmissão para se executar a tarefa com margens aceitáveis, economizando peso e custo, e deixar o piloto fazer a limitação de potência, os Russos tipicamente superdimensionam a transmissão tal que ela possa lidar com a potência máxima disponível do motor, e assim o limitador de potência fica sendo o batente superior do coletivo. Em outras palavras, em qualquer condição ambiente do envelope da aeronave o Torque na transmissão não é parâmetro limite, daí a ausência deste indicador neste tipo de aeronave.

Dos tipos citados anteriormente, voando no Brasil temos o Mi-35 (Figura 5), um helicóptero de ataque que vem sendo utilizado pela Força Aérea Brasileira desde 2009, principalmente na Região Amazônica no combate ao narcotráfico e vigilância de fronteiras. Esses helicópteros

possuem o sensor/indicador de Ângulo de Passo Coletivo, porém não possuem informações de desempenho no Manual de Operação da Aeronave que relacionem este indicador com a velocidade de voo à frente. Esta lacuna de informações é facilmente preenchida aplicando as técnicas apresentadas neste artigo.



Figura 5 – Aeronave Mi-35M utilizada pela Força Aérea Brasileira

CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

O artigo destacou as limitações do método de obtenção de dados de voo nivelado que utiliza parâmetros indicadores de potência necessária como o Passo Coletivo e o Torque. Destas limitações foram comentados sobre a relevância da calibração dos sensores da instrumentação da aeronave nos resultados, a importância do ajuste no ponto de referência do passo mínimo quando utilizando medidas de Passo Coletivo, e a equivalência entre a rotação do Rotor Principal com a rotação no ponto de medida do Torque indicado pelo instrumento da aeronave.

Aplicou-se a metodologia que utiliza como parâmetro primário de Potência o Passo Coletivo, obtendo-se curvas cuja informação principal para o piloto consiste do Passo Coletivo a ser aplicado a fim de se obter uma velocidade desejada, como por exemplo, a máxima velocidade em voo nivelado.

Outra curva obtida deste método é a relação Passo Coletivo vs Potência ou Passo Coletivo vs Consumo, que fornece ao piloto previsões de consumo, autonomia e alcance, por exemplo.

O método visto neste artigo é de grande importância para obtenção de curvas de voo nivelado para helicópteros que não dispõe de Torquímetro, como é o caso dos helicópteros de fabricação russa da família Mi-24 (Mi-35) e Mi-17.

O artigo, portanto, tem sua contribuição na área de ensaios em voo ao deixar informações práticas úteis para aqueles que trabalham na determinação do Desempenho em Voo Nivelado em diferentes projetos de helicópteros movidos a Turbinas a Gás existentes na atualidade.

Outros trabalhos futuros podem considerar os efeitos de compressibilidade no método apresentado ou ainda tratar da obtenção das curvas de desempenho utilizando o Passo Coletivo no voo em baixas velocidades (<40 KCAS), pairado, subidas e descidas.

REFERÊNCIAS

ESDU (Engineering Sciences and Data Unit). *Non-dimensional methods for the measurement of level flight performance of turbine engined helicopters*, ESDU 74042, 1974. 20 p.

KNOWLES, P. A. *The application of Non-dimensional Methods to the Planning of Helicopter Performance Flight Trials and the Analysis of Results*. England: Her Majesty's Stationery Office, 1966. 59 p.

ESDU (Engineering Sciences and Data Unit). *Introduction to non-dimensional methods for the measurement of performance of turbin- engined helicopters*, ESDU 73026, 1973. 14 p.

ROOTS, Mark; Blake, Richard. *Level flight performance: an engineer's guide*, SFTE 32nd Annual International Symposium, 10-14 September 2001. Seattle, WA. 16 p.

COOKE, Alastair K.; FITZPATRICK, Eric W. H. *Helicopter Test and Evaluation*. AIAA Education Series, 2002. 370 p.

TABELAS

Os dados obtidos no ensaio de voo nivelado são apresentados abaixo:

Tabela 1 – Dados obtidos nos voos de Ensaio.

Tq (%)	Hp (ft)	Vc (KCAS)	W (Kgf)	Ta (°C)	ρ/ρ_0	Ω/Ω_n	D δ c (%)
Peso Reduzido (W') \approx 2.000 Kgf							
41,79	2.245,96	48,43	1.809,72	14,36	0,924	0,987	33,69
40,83	2.252,87	55,75	1.812,80	14,62	0,922	0,988	33,46
39,88	2.073,04	59,86	1.823,09	14,53	0,929	0,989	32,88
40,47	2.111,49	65,72	1.828,00	14,79	0,927	0,990	33,66
42,25	2.074,72	68,95	1.829,15	14,66	0,928	0,990	34,97

Tabela 1 (continuação) – Dados obtidos nos voos de Ensaio.

Tq (%)	Hp (ft)	Vc (KCAS)	W (Kgf)	Ta (°C)	ρ/ρ_0	Ω/Ω_n	D δ c (%)
Peso Reduzido (W') \approx 2.000 Kgf							
46,36	1.468,53	83,27	1.856,69	16,22	0,944	0,991	38,01
49,78	1.436,37	93,41	1.854,99	16,49	0,944	0,991	41,31
60,48	1.423,70	100,45	1.849,95	16,65	0,944	0,993	49,48
89,45	1.355,41	124	1.833,12	17,27	0,945	1,006	71,38
Peso Reduzido (W') \approx 2.800 Kgf							
49,50	5.816,94	49,71	2.185,22	19,96	0,793	0,984	52,49
48,50	5.442,97	58,21	2.190,52	20,59	0,803	0,985	50,21
48,00	5.437,08	62,16	2.195,86	20,72	0,803	0,986	51,64
49,00	5.431,45	66,97	2.201,45	20,66	0,803	0,987	51,61
49,50	5.377,03	73,64	2.204,48	20,96	0,804	0,988	52,86
56,00	4.833,16	85,93	2.212,98	22,26	0,817	0,989	57,85
62,00	5.746,78	94,91	2.181,08	19,85	0,796	0,990	62,94
72,00	5.767,73	102,44	2.172,84	20,05	0,794	0,991	70,43
76,00	5.758,03	105,25	2.168,87	20,19	0,794	0,990	73,9
Peso Reduzido (W') \approx 1.700 Kgf							
39,97	1.080,32	44,53	1.622,12	16,39	0,957	0,988	29,92
38,33	1.046,93	53,97	1.626,13	16,56	0,958	0,989	28,74
37,06	996,74	58,28	1.627,28	16,63	0,959	0,990	28,06
38,62	703,16	63,09	1.631,91	17,35	0,967	0,990	29,49
39,98	628,14	68,34	1.633,59	17,48	0,969	0,990	30,64
45,81	581,62	84,02	1.660,39	17,98	0,969	0,990	35,58
51,03	640,82	90,44	1.654,65	17,76	0,968	0,990	39,92
56,11	624,61	99,20	1.649,52	18,01	0,968	0,991	44,49
90,66	626,51	129,41	1.640,13	18,76	0,965	1,007	72,39
Peso Reduzido (W') \approx 2.400 Kgf							
44,39	5.068,75	43,81	1.953,86	16,85	0,825	0,984	44,63
44,34	5.031,54	52,99	1.973,19	16,50	0,827	0,983	43,79
43,07	4.608,86	58,12	1.986,01	17,35	0,837	0,984	42,71
44,37	4.620,58	65,67	1.994,95	17,43	0,837	0,986	44,30
45,67	4.103,90	69,02	2.003,88	18,13	0,851	0,986	43,66
50,01	4.059,79	82,69	2.007,42	18,04	0,853	0,987	47,73
59,86	5.262,53	95,72	1.942,46	16,93	0,818	0,992	59,16
63,49	5.188,18	105,30	1.934,21	17,15	0,820	0,992	62,76
74,30	5.524,63	113,31	1.919,30	17,29	0,809	0,991	73,80