

ESTIMATIVA DE PESO DE DECOLAGEM PARA VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS

Eduardo Bento Guerra, eduardo@guerra.eng.br¹

¹Instituto de Aeronáutica e Espaço, Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias, São José dos Campos, SP, Brasil

Resumo. *O objetivo deste artigo é apresentar métodos para o cálculo da estimativa de peso de decolagem de veículos aéreos não tripulados (VANTs) de reconhecimento tático. A estimativa do peso de decolagem é uma importante etapa dentro do projeto de uma nova aeronave e será utilizada em várias outras fases de seu desenvolvimento, tendo grande influência na qualidade final do projeto. Dois métodos clássicos empregados no projeto de aeronaves tripuladas foram aplicados, constatando-se a necessidade da realização de ajustes nas equações, tendo como base dados técnicos de aeronaves não tripuladas em operação no cenário militar atual. Um terceiro método, formulado para uso específico de veículos aéreos não tripulados, também é apresentado. Os resultados indicam que os métodos clássicos não são totalmente adequados para VANTs, sendo necessário formular correções específicas para veículos aéreos não tripulados ou trabalhar com metodologias que tratem especificamente deste tipo de aeronave.*

Palavras-chave: VANT, veículo aéreo não tripulado, peso de decolagem, UAV

1. INTRODUÇÃO

Uma vez definidos os requisitos técnicos e operacionais para uma nova aeronave, o primeiro passo a ser tomado pelos projetistas é estabelecer uma estimativa preliminar do peso de decolagem. Essa informação, crucial nos projetos aeronáuticos, será empregada em várias outras etapas do desenvolvimento da aeronave e terá grande influência na qualidade final do projeto.

Aparentemente de difícil obtenção, esta estimativa pode estar baseada em dados técnicos de aviões já projetados e em metodologias que permitem cálculos rápidos e simplificados de peso, utilizando parâmetros obtidos a partir de tendências históricas observadas para várias categorias de aeronave, tais como jatos executivos, treinadores, experimentais *homebuilts*, etc (Raymer (1999) e Roskam (1985)). Para empregar corretamente esses métodos deve-se lançar mão dos requisitos do projeto, já que eles definem o perfil de missão a ser desempenhado, autonomia de vôo, alcance, teto de serviço, velocidades durante as fases de vôo e capacidade de transporte de carga, informações importantes para a obtenção de uma estimativa de peso mais precisa.

A finalidade deste capítulo é estabelecer a primeira estimativa do peso de decolagem da aeronave, empregando duas metodologias: a primeira baseada nos métodos propostos por Roskam e Raymer, e a segunda utilizando apenas dados técnicos de aeronaves não tripuladas em operação no cenário militar atual. Desta forma, pode-se obter uma comparação entre os resultados obtidos através de procedimentos consagrados para aeronaves tripuladas e os encontrados partindo apenas de dados de ficha técnica de veículos aéreos não tripulados.

O resultado final representa a conclusão dos trabalhos de delineamento inicial do peso previsto para a estrutura, para a quantidade de combustível a ser transportada e do peso final de decolagem de um VANT com carga útil prevista de 70 kg, denominado, a partir deste ponto, VANT RT.

2. CONSIDERAÇÕES ADOTADAS

Pode-se dividir o peso de uma aeronave em uma série de parcelas que representam um determinado componente. Em linhas gerais tem-se o peso da tripulação, o peso do combustível, o peso da carga útil e o peso vazio, que somados resultam no peso total.

Para fins de projeto, é interessante estimar o peso de decolagem, que é definido como o peso total da aeronave no início da missão para qual foi projetada (missão primária).

Como se trata de uma aeronave não tripulada, o peso devido à tripulação é nulo, sendo a equação 1 adequada para a representação das parcelas de pesos existentes em um VANT, num instante imediatamente anterior a sua decolagem.

$$W_{TO} = W_E + W_F + W_{PL} \quad (1)$$

Onde, W_F representa o peso de combustível necessário para a conclusão da missão, W_{PL} o peso da carga útil e W_E o peso vazio, que engloba todos os componentes necessários para a operação da aeronave (estrutura, instrumentos, trem de pouso, fluídos hidráulicos, etc).

Para a determinação de uma estimativa preliminar de W_{TO} , pode-se reescrever a equação 1 da seguinte forma.

$$W_{TO} = \frac{W_{PL}}{1 - \left(\frac{W_F}{W_{TO}}\right) - \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right)} \quad (2)$$

Os termos entre parênteses podem ser estimados seja através de metodologias próprias ou por meio de análises dos dados de VANTs em operação.

3. ESTIMATIVA DO PESO DE DECOLAGEM SEGUNDO RAYMER

O método proposto por Raymer (Raymer (1999)) se baseia na equação 2, estabelecendo procedimentos para cálculo da razão peso vazio por peso de decolagem (fração de peso vazio) e da razão peso de combustível por peso de decolagem (fração de combustível). Os resultados obtidos encontram-se descritos abaixo.

3.1 Estimativa da Fração de Peso Vazio

A fração de peso vazio pode ser estimada estatisticamente, a partir de linhas de tendência observadas para os diversos tipos de aeronaves.

Pode-se obter uma estimativa para a fração de peso vazio através da equação 3.

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = A.W_{TO}^C.K_{VS} \quad (3)$$

Valores para as constantes apresentadas na equação 3 podem ser visualizados na tabela 1, para a categoria experimental com estrutura de material composto (*homebuilt - composite*).

Tabela 1. Valores das constantes A, C e K_{VS} (sistema métrico), categoria experimental com estrutura de material composto (*homebuilt-composite*) (Raymer (1999)).

Experimental - Composto		
A	C	K_{VS}
1,07	-0,09	1

O resultado obtido, a partir da equação 3 e da tabela 1, é ilustrado na figura 1.

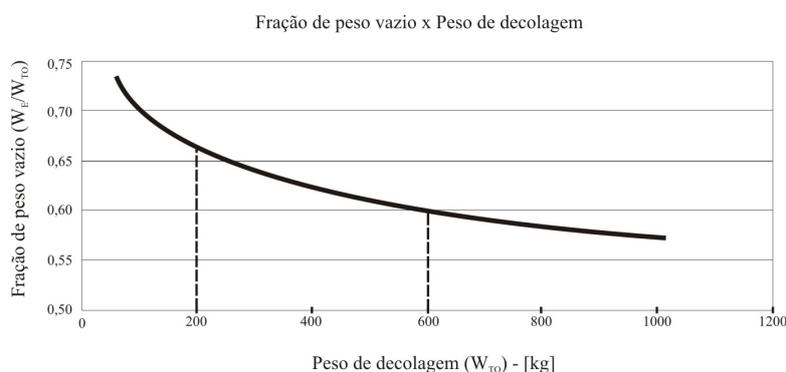


Figura 1. Fração de peso vazio para categoria experimental com estrutura de material composto (*homebuilt-composite*).

A figura 1 destaca a faixa de valores esperada para o peso de decolagem de uma aeronave não tripulada de reconhecimento tático com capacidade de carga útil de 70 kg. Sendo assim, os valores de fração de peso vazio estão variando entre 0,60 e 0,66 para pesos de decolagem superiores a 200 e inferiores a 600 kg.

Comparando o resultado acima com os dados colhidos de fichas técnica de VANTs em operação (figura 2), nota-se uma boa aderência em relação a aeronaves com peso de decolagem entre 200 e 600 kg, exceção apenas para os VANTs Mirach 26 e Hermes 450.

Além disso, a linha de tendência para todas as aeronaves consideradas prevê valores entre 0,60 e 0,64, para pesos de decolagem entre 200 e 600 kg respectivamente.

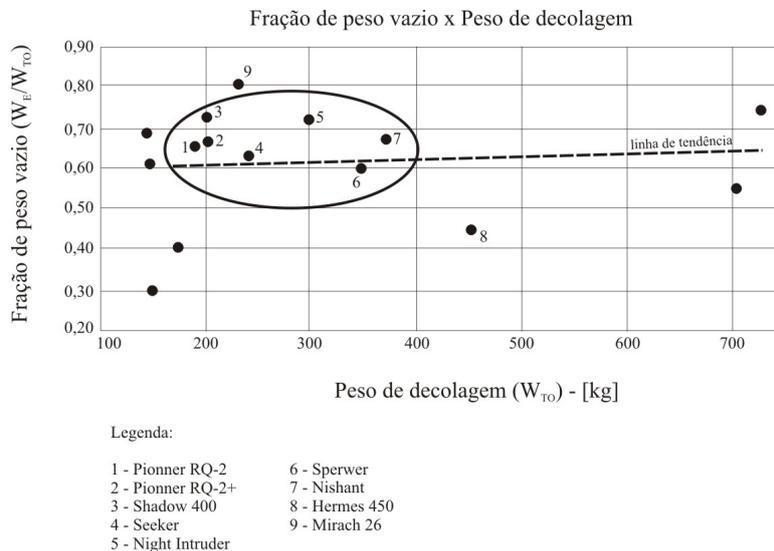


Figura 2. Fração de peso vazio para VANTs em operação. Identificados os VANTs com peso máximo de decolagem entre 200 e 600kg.

3.2 Estimativa da Fração de Combustível

O peso total de combustível é resultado da soma do peso de combustível previsto para a execução da missão mais o combustível a ser inserido como reserva. Esta reserva pode ser definida através das especificações da missão ou de normas reguladoras (FAR, por exemplo), sendo geralmente calculada tomando como base uma fração do peso de combustível a ser usado, uma determinada distância a ser cumprida ou um período de tempo de permanência em voo. Neste trabalho, optou-se por não considerá-la no dimensionamento inicial do peso de decolagem.

Para o cálculo da estimativa de peso de combustível a ser embarcado na aeronave, emprega-se o método das frações de combustível, segundo o qual a missão é fragmentada em uma série de fases, tendo cada uma delas dados suficientes (colhidos de aeronaves já projetadas) para permitir uma estimativa.

Para o VANT RT foi considerada uma autonomia de voo de quinze horas, considerando o seguinte perfil de missão:

- Fase 1: Lançamento (decolagem por pista, catapulta ou booster) e aceleração ao nível do mar até a velocidade de melhor razão de subida.
- Fase 2: Subida até o nível ótimo de cruzeiro, na velocidade de melhor razão de subida.
- Fase 3: Cruzeiro na velocidade e altitude de longo alcance, até a área alvo distante a 150 km da área de lançamento.
- Fase 4: Observação sobre a área alvo, em regime de máxima autonomia.
- Fase 5: Cruzeiro na velocidade e altitude de longo alcance até o ponto de recuperação.
- Fase 6: Descida para o nível do mar e recuperação (pouso em pista ou recuperação por pára-quedas).

Foi considerado também que o valor mínimo requerido para velocidade máxima horizontal, na configuração A (reconhecimento com sensor EO/IR/LD), condição ISA+20°C, 100% de umidade relativa do ar, a 15000 ft (4572 m) é de 108 KTAS (200 Km/h).

Sendo assim a fase 1 tem a fração definida por W_1/W_{TO} ; a fase 2 a fração W_2/W_1 , e assim sucessivamente. Para as fases 1 (decolagem), 2 (subida para determinada altitude) e 6 (descida e recuperação) considerou-se valores de fração de combustível obtidos de dados estatísticos de aeronaves já construídas.

Tabela 2. Valores de fração de combustível para fases 1, 2 e 6 (Raymer (1999)).

Fase	1	2	6
Fração de Combustível (Homebuilt)	0,970	0,985	0,995

As fases 3 e 5 exigem o emprego da equação de distância de Breguet (equação 4).

$$\frac{W_3}{W_2} = \frac{W_5}{W_4} = e^{\frac{-R \cdot c_P}{V \cdot (L/D)}} \quad (4)$$

Já para a fase 4, utiliza-se a equação 5.

$$\frac{W_4}{W_3} = e^{\frac{-E \cdot c_P}{L/D}} \quad (5)$$

Onde R significa a distância percorrida, c_P o consumo específico de combustível, V a velocidade durante a fase da missão, E tempo de espera ou observação e L/D a razão sustentação por arrasto.

É sugerido (Raymer (1999)) para aeronaves com motores a pistão e com hélice de passo fixo um consumo específico de combustível de 0,4 lb/hp/h (0,24 kg/kW/h), tanto em fases de cruzeiro como em fases de observação. Para a estimativa da razão L/D deve-se usar como referência as figuras 3 e 4.

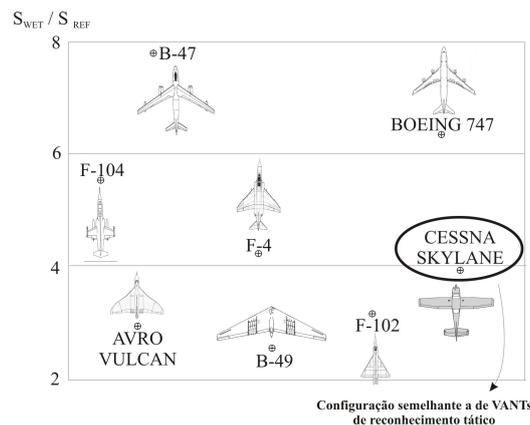


Figura 3. Razão de área molhada (Raymer (1999)).

Da figura 3 obtém-se uma estimativa para a razão de área molhada para um veículo não tripulado de reconhecimento tático, considerando que sua configuração está próxima a de um Cessna Skylane, o que resulta em uma razão de área molhada de aproximadamente 4.

Para obter informações do gráfico da figura 4 é necessário conhecer a razão de aspecto molhada, que neste estágio do desenvolvimento do projeto pode ser apenas estimada. Considerando que a razão de aspecto para aeronaves não tripuladas de reconhecimento tático varia tipicamente de 7 a 12 (valores observados nos principais VANTs em operação), tem-se que a razão sustentação arrasto máxima oscila entre 12 e 14 (figura 4).

Para aviões a hélice sugere-se (Raymer (1999)) que a razão sustentação por arrasto para a fase de observação seja igual a 0,866 vezes a razão sustentação arrasto máxima, $(L/D)_{MAX}$, e para a fase de cruzeiro seja o próprio valor de $(L/D)_{MAX}$.

De acordo com o perfil de missão definido pelos requisitos de projeto, as fases 3 e 5 (cruzeiro) prevêem que uma distância de 150 km seja percorrida. Considerando que a aeronave cumpra essas fases em uma hora, tem-se treze horas restantes de autonomia para o cumprimento da fase 4 (observação). Ressalta-se que a velocidade de cruzeiro não é um parâmetro definido em requisito, e este trabalho adotou o correspondente a 20% da velocidade máxima horizontal, de 200 km/h.

Os valores atribuídos para as variáveis presentes tanto na equação 4 como na equação 5 estão resumidos na tabela 3.

Do exposto até este ponto, pode-se calcular as frações de combustível das fases 3, 4 e 5, chegando-se aos seguintes resultados:

$$\begin{cases} \frac{W_3}{W_2} = \frac{W_5}{W_4} = 0,9692 & \text{para } L/D = 12 \\ \frac{W_3}{W_2} = \frac{W_5}{W_4} = 0,9736 & \text{para } L/D = 14 \end{cases} \quad (6)$$

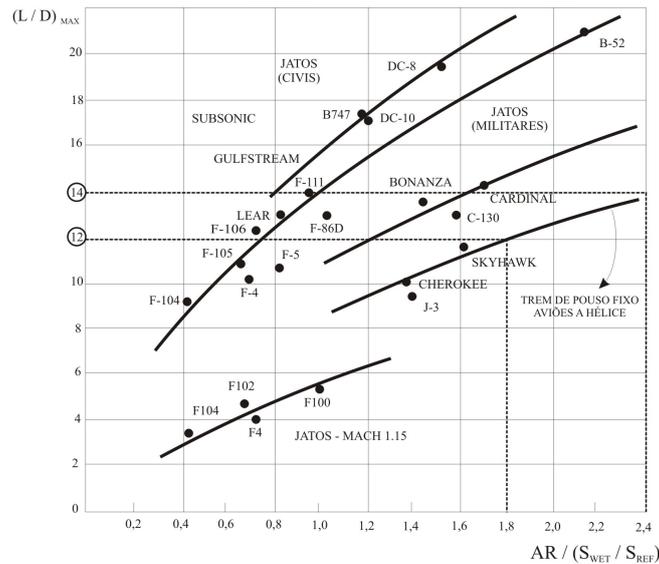


Figura 4. Linhas de tendência para a razão sustentação arrasto (Raymer (1999)).

Tabela 3. Valores empregados para L/D, C, R, V, E.

Fases 3 e 5: Cruzeiro				Fase 4: Observação		
L/D	c_P [kg/kW/h]	R [km]	V [km/h]	L/D	c_P [kg/kW/h]	E [h]
12 e 14	0,24	150	160	10.4 e 12.1	0,24	13

$$\begin{cases} \frac{W_4}{W_3} = 0,6065 & \text{para } L/D = 10.4 \\ \frac{W_4}{W_3} = 0,6507 & \text{para } L/D = 12.1 \end{cases} \quad (7)$$

Para fins de estimativa inicial da fração de combustível adotou-se a média dos valores encontrados nas equações 6 e 7.

$$\begin{cases} \frac{W_3}{W_2} = 0,9714 \\ \frac{W_5}{W_2} = 0,9714 \\ \frac{W_4}{W_3} = 0,6286 \end{cases} \quad (8)$$

O cálculo da fração de combustível estimada é realizado pela equação 9.

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = \left(1 - \frac{W_1}{W_{TO}} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \right) = 0,4361 \quad (9)$$

3.3 Cálculo do Peso de Decolagem

De posse dos valores da fração de combustível, W_{PL} , A , c_P e K_{VS} , e de um valor estimado inicial para o peso de decolagem, deve-se empregar a equação 10, que resolvida através de iterações com os valores de W_{TO} , fornecerá o peso estimado de decolagem.

$$W_{TO} = \frac{W_{PL}}{\left(1 - \left(\frac{W_F}{W_{TO}} \right) - A \cdot W_{TO}^C \cdot K_{VS} \right)} \quad (10)$$

Entretanto, a fração de combustível obtida (equação 9) inviabiliza a solução da equação 10, mostrando-se inadequada para cálculos de estimativa de peso de veículos aéreos não tripulados. Sugere-se, portanto, que a metodologia para previsão de frações de combustível proposta por Raymer seja substituída pelo emprego de valores de W_F/W_{TO} observados em VANTs de reconhecimento tático em operação no cenário militar.

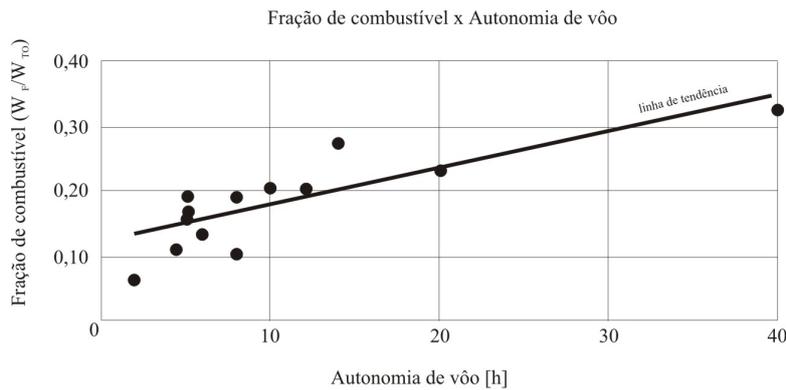


Figura 5. Relação entre fração de combustível e autonomia máxima de voo.

A figura 5 ilustra um gráfico que relaciona a fração de combustível com a autonomia máxima de voo de aeronaves não tripuladas de reconhecimento tático. A partir da linha de tendência, pode-se estimar que para uma aeronave com autonomia definida em quinze horas a fração de combustível esperada é de 0,2062.

Recalculando a equação 10, alterando a fração de combustível para 0,2062, obtém-se como peso estimado de decolagem 410 kg. Destaca-se que este valor resulta em uma fração de peso vazio de 0,62, sendo um dos valores previstos pela análise realizada na seção 3.1

3.4 Resultados Obtidos

Ao final desta seção foram estimados os pesos da aeronave. Peso vazio, peso de combustível e peso de decolagem foram calculados a partir da metodologia proposta por Raymer, exceção apenas quanto a fração de combustível, obtida a partir de dados de ficha técnica de VANTs em operação.

A tabela 4 resume todas as estimativas de peso calculadas.

Tabela 4. Valores estimados de W_E , W_F e W_{TO} - Método Raymer modificado.

W_{PL} [kg]	W_F [kg]	W_E [kg]	W_{TO} [kg]
70	85	255	410

4. ESTIMATIVA DO PESO DE DECOLAGEM SEGUNDO ROSKAM

O método proposto por Roskam (Roskam (1985)) tem como base uma relação entre $\log W_{TO}$ e $\log W_E$ e o cálculo da fração de combustível a partir de dados estatísticos de tipos de aeronaves já construídos. Os resultados obtidos encontram-se descritos abaixo.

4.1 Relação entre o Peso Vazio e o Peso de Decolagem

Para a estimativa do peso de decolagem, Roskam sugere o uso da equação abaixo.

$$\log W_{TO} = A + B \cdot \log W_E \quad (11)$$

Os valores para as constantes A e B são determinados para cada tipo de aeronave, baseados em dados estatísticos de projetos já executados. Para veículos aéreos não tripulados, Roskam recomenda o uso de $A = -0,2209$ e $B = 0,8905$.

4.2 Estimativa da Fração de Combustível

Para o cálculo da estimativa de peso de combustível a ser embarcado na aeronave, emprega-se o método das frações de combustível, segundo o qual a missão é fragmentada em uma série de fases, tendo cada uma delas dados suficientes para permitir uma estimativa.

Sendo assim a fase 1 (vide seção 3.2) tem a fração definida por W_1/W_{TO} ; a fase 2 a fração W_2/W_1 , e assim sucessivamente.

Para as fases 1 (decolagem), 2 (subida até o nível ótimo de cruzeiro) e 6 (descida e recuperação) considerou-se valores de fração de combustível obtidos de dados estatísticos de aeronaves classificadas como *homebuilt*, a mais próxima de veículos não tripulados encontrada (Roskam (1985)).

Tabela 5. Valores de fração de combustível na categoria *homebuilt* Roskam (1985).

Fase	1	2	6
Fração de Combustível (Homebuilt)	0,998	0,998	0,995

As fases 3 e 5 exigem o emprego da equação 12.

$$R_{CR} = 375 \cdot \left(\frac{\eta_P}{C_P} \right)_{CR} \cdot \left(\frac{L}{D} \right)_{CR} \cdot \ln \left(\frac{W_2 \text{ ou } 4}{W_3 \text{ ou } 5} \right) \quad (12)$$

E a fase 4 necessita da equação 13

$$E_{LTR} = 375 \cdot \left(\frac{1}{V_{LTR}} \right) \cdot \left(\frac{\eta_P}{C_P} \right)_{LTR} \cdot \left(\frac{L}{D} \right)_{LTR} \cdot \ln \left(\frac{W_3}{W_4} \right) \quad (13)$$

Em ambos os casos, para uso em aviões a hélice, sendo R_{CR} expresso em [milhas], e V_{LTR} expresso em [mph]. Os valores atribuídos para as variáveis presentes tanto na equação 12 como na equação 13 estão discriminados na tabela 6 (categoria *homebuilt*), sendo η_P , o rendimento de hélice.

Tabela 6. Valores sugeridos para L/D , c_P , e η_P , categoria *homebuilt*. [3]

Fases 3 e 5: Cruzeiro			Fase 4: Observação		
L/D	c_P [kg/kW/h]	η_P	L/D	c_P [kg/kW/h]	η_P
8 a 10	0,36 a 0,49	0,7	10 a 12	0,30 a 0,43	0,6

Foram escolhidos os dados mais próximos dos encontrados na tabela 3. Sendo assim, tem-se:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{L}{D}(CR) = 10 \\ c_P(CR) = 0,6 \\ \frac{L}{D}(LTR) = 10 \text{ e } 12 \\ c_P(LTR) = 0,5 \end{array} \right. \quad (14)$$

A velocidade de observação (V_{LTR}) foi adotada como 60% da velocidade horizontal máxima (200 km/h), baseando-se em dados de ficha técnica de aeronaves não tripuladas de reconhecimento tático.

De posse dos valores acima, pode-se calcular as frações de combustível das fases 3, 4 e 5, chegando-se aos seguintes resultados (W_4/W_3 representa a média dos resultados obtidos com $L/D = 10$ e $L/D = 12$).

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{W_3}{W_2} = 0,9789 \\ \frac{W_2}{W_5} = 0,9789 \\ \frac{W_4}{W_3} = 0,8163 \end{array} \right. \quad (15)$$

A fração de combustível é calculada através da equação 16.

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = \left(1 - \frac{W_1}{W_{TO}} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \right) = 0,2248 \quad (16)$$

4.3 Cálculo do Peso de Decolagem

Para o cálculo do peso de decolagem emprega-se as equações 1 e 11, que combinadas resultam em:

$$\log W_{TO} = A + B \cdot \log \left(\left(1 - \frac{W_F}{W_{TO}} \right) \cdot W_{TO} - W_{PL} \right) \quad (17)$$

No entanto, não há convergência considerando os requisitos técnicos do VANT RT e as constantes A e B indicadas por Roskam para o caso de veículos aéreos não tripulados. Utilizando coeficientes de regressão recomendados para aeronaves de material composto destinadas ao transporte/lazer de uma única pessoa ($A = 0,3411$ e $B = 0,9519$) (Roskam (1985)), encontra-se um peso de decolagem igual a 453 kg.

4.4 Resultados Obtidos

A estimativa do peso de decolagem proposta por Roskam e apresentada pela tabela 7, foi obtida a partir de coeficientes de regressão diferentes daqueles propostos para VANTs (vide seção 4.3).

Tabela 7. Valores estimados de W_E , W_F e W_{TO} - Método Roskam.

W_{PL} [kg]	W_F [kg]	W_E [kg]	W_{TO} [kg]
70	102	281	453

Uma vez que não foi possível obter resposta pela metodologia proposta por Roskam para veículos aéreos não tripulados, sugere-se, na seção seguinte, um método para cálculo estimado do peso de decolagem, utilizando apenas linhas de tendência observadas para VANTs de reconhecimento em operação.

5. ESTIMATIVA DO PESO DE DECOLAGEM - METODOLOGIA PRÓPRIA

Não sendo possível estabelecer uma estimativa adequada para o peso de decolagem de VANTs pela metodologia proposta por Roskam, e com resultado da fração de combustível (obtido pelo método proposto por Raymer) distante dos valores observados em aeronaves não tripuladas em operação, será apresentada nesta seção procedimento próprio para o cálculo do peso de decolagem.

Sugere-se o uso de uma relação linear entre o peso de decolagem e o peso vazio, conforme ilustra a equação 18.

$$W_E = A^* + B^* \cdot W_{TO} \quad (18)$$

Dos dados colhidos de aeronaves não tripuladas de reconhecimento tático, pode-se gerar o gráfico apresentado pela figura 6.

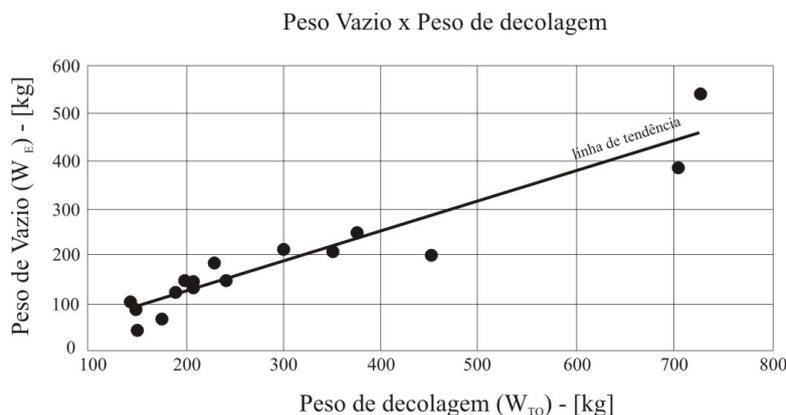


Figura 6. Relação entre peso vazio e peso de decolagem.

Portanto, tem-se que $A^* = -5,5931$ e $B^* = 0,641$. Reescrevendo a equação 18, a partir da equação 1, é obtida a formulação que permite o cálculo estimado do peso de decolagem.

$$W_{TO} = \frac{\left(W_{TO} \left(1 - \frac{W_F}{W_{TO}} \right) - W_{PL} - A^* \right)}{B^*} \quad (19)$$

Para o cálculo de W_F/W_{TO} recomenda-se o uso da figura 5, que para o caso de VANTs com autonomia máxima de quinze horas indica uma fração de combustível de 0,2062. Para os dados apresentados neste trabalho, a solução da equação 19 prevê um peso estimado de decolagem de 420 kg.

5.1 Resultados Obtidos

Empregando a metodologia proposta acima, foram encontrados os resultados presentes na tabela 8.

Tabela 8. Valores estimados de W_E , W_F e W_{TO} - Metodologia Própria.

W_{PL} [kg]	W_F [kg]	W_E [kg]	W_{TO} [kg]
70	87	263	420

6. ANÁLISE DOS RESULTADOS

O emprego de metodologias clássicas para obtenção de estimativas do peso de decolagem se mostrou inadequado para aeronaves não tripuladas de reconhecimento tático. O método proposto por Roskam não foi capaz de apresentar um resultado a partir das características impostas pelos requisitos técnicos, já o procedimento de Raymer estimou a fração de combustível fora dos valores observados em projetos de VANTs já executados.

A solução encontrada foi calcar as estimativas de peso nos dados de ficha técnica de VANTs em operação, obtendo métodos para estimar fração de combustível (figura 5) e peso de decolagem (5) mais realistas.

Tabela 9. Estimativa Preliminar de Pesos para o VANT RT.

W_{PL} [kg]	W_F [kg]	W_E [kg]	W_{TO} [kg]
70	87	263	420

Os valores de pesos estimados iniciais da nova aeronave foram plotados juntos com os demais pesos correspondentes a aeronaves tripuladas já projetadas e em operação. Os resultados podem ser visualizados nas figuras a seguir.

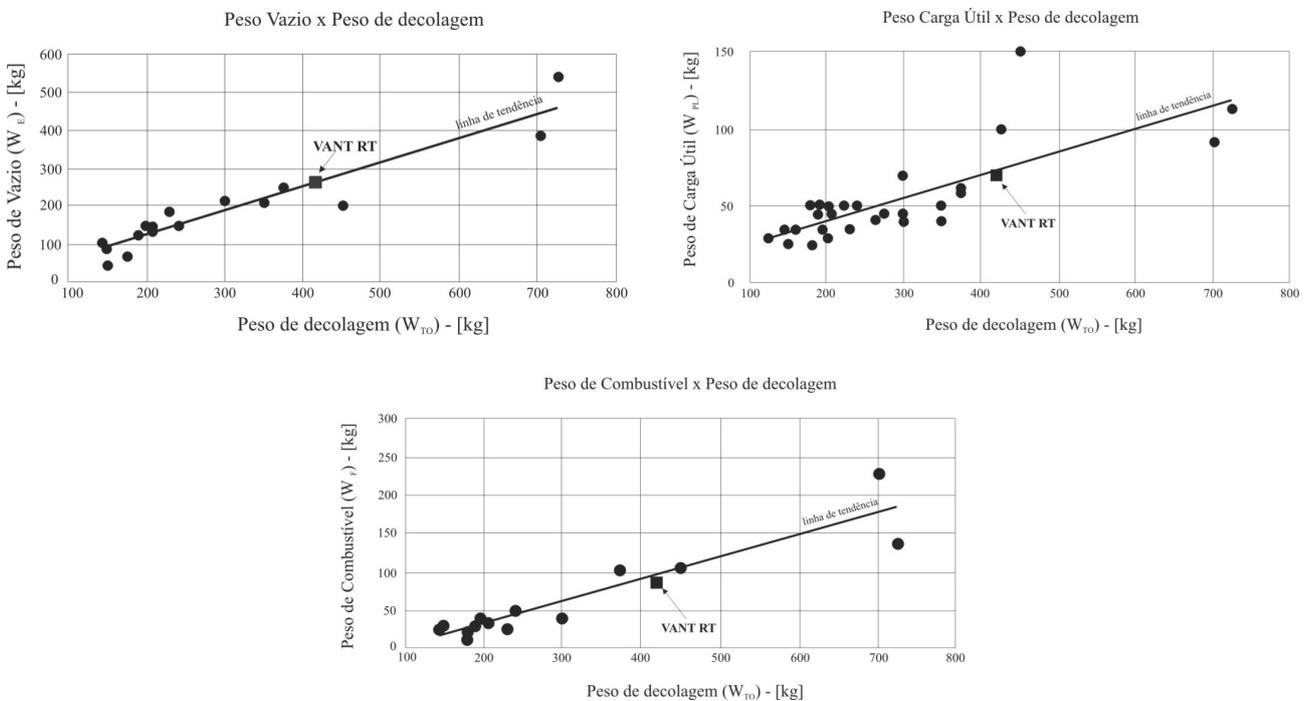


Figura 7. Relação entre peso vazio, peso de combustível, peso da carga útil e peso de decolagem.

7. REFERÊNCIAS

- Raymer, D., 1999. Aircraft Design: A Conceptual Approach. AIAA, Reston, USA, 923 p.
Roskam, J., 1985. Airplane Design - Part I - Preliminary Sizing of Airplanes. Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, USA, 202 p.

8. DIREITOS AUTORAIS

O autor é o único responsável pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

ESTIMATING UNMANNED AIR VEHICLE TAKE-OFF WEIGHT

Eduardo Bento Guerra, eduardo@guerra.eng.br¹

¹ Institute of Aeronautics and Space, Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias, São José dos Campos, SP, Brazil

Abstract. *The work focuses on methods to estimate the tactical unmanned air vehicle take-off weight. This estimation is a important phase of a new aeronautical project and will be used several times in others moments of the project. Two manned aviation traditional methods were employed, but the results reveals that the equations need adjusts to calculate UAV take-off weight. An other specific UAV weight method is presented. The comparison between classical methods and operational UAV data shows that unmanned air vehicle take-off weight must be calculated from modified classical equation considering UAV data or using a specific UAV methodology.*

Keywords: *unmanned air vehicle, take-off weight, UAV*