



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR

- Faculdade de Engenharia -

Departamento de Ciências Aeroespaciais

Dissertação de Mestrado em Engenharia Aeronáutica

**“Optimização da posição do centro de gravidade de um
avião comercial para minimização do consumo de
combustível”**

Tiago Miguel Lopes Gabriel

M2159

Covilhã

Setembro de 2009

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao meu Orientador de dissertação de Mestrado, Professor Doutor José Miguel Silva, toda a orientação prestada, que desde o primeiro tempo, mostrou interesse e dedicação para com o trabalho proposto.

Agradeço os Engenheiros José Viegas e Nuno Leal, do Departamento de Gestão de Frota da TAP Portugal, todo o empenho, dedicação, paciência, interesse e vontade de ajudar. Sem dúvida que não é todos os dias que se encontra alguém com vontade de ajudar, principalmente no que respeita ao envolvimento entre o lado académico e o lado da indústria

Ao Departamento de Load Master da GroundForce, pelos esclarecimentos acerca do funcionamento actual do programa de carregamento dos aviões da TAP Portugal.

Agradeço ao Professor Doutor Kouamana Bousson, do Departamento de Ciências Aeroespaciais da U.B.I., pela ajuda prestada para com o processo de optimização numérico-computacional. Agradeço de igual forma, aos meus Co-Orientadores, Professor Doutor Pedro Gamboa e Professor Doutor Jorge Reis Silva, por todos os esclarecimentos, ajudas e opiniões prestados.

Agradeço em especial, ao Engenheiro Rogério Zacarias, que facultou a ligação entre a Universidade e a TAP Portugal.

A estes, e a todos que de alguma forma, contribuíram para a realização deste trabalho, o meu BEM HAJA.

O autor

*À minha Mãe, Irmã,
Avós Maternos,
Tia Aurora...
e “Jamaica”*

ÍNDICE

ABSTRACT	5
RESUMO	6
INTRODUÇÃO	
2.1. Contextualização	6
2.2. Estrutura da Tese	7
CAPÍTULO I	
3. Revisão Bibliográfica	
3.1. Controlo e Estabilidade	9
3.2. Conceitos Sobre Momento e Centragem	10
3.3. Explorando o Modelo de Avião	15
3.3.1. Sistemas de Combustível	15
3.3.2. Tanques e Capacidades do A330	17
3.3.3. Vector Abastecimento	18
3.3.4. Sistema de Controlo do C.G.	19
3.3.5. Envelope de Voo	21
3.3.5.1. Limitações na Fase de Descolagem	22
CAPÍTULO II	
2.1. Métodos de Optimização da Posição do C.G.	
2.1.1. Ideal-Trim-Line	27
2.1.2. Método Computacional	28
2.1.3. Metodologia do Trabalho	30
CAPÍTULO III	
3.1. Resultados Obtidos	
3.1.1. Método Ideal-Trim-Line	32
3.1.2. Método Computacional – Método de Hardy	35
CAPÍTULO V	
Conclusões	40
BIBLIOGRAFIA	41
ANEXOS	42

ABSTRACT

Recent environmental and economical constraints have been forcing the airlines to take important measures in their operational procedures in order to reduce fuel costs. In this paper a study of the centre of gravity (CG) position effect on the total fuel consumption was carried out with an airline. The loading procedure is a critical operational issue since it has a direct influence on the weight and balance of the aircraft with a strong impact on its performance.

The correct selection of the CG position within the operational limits of the aircraft leads to an important aerodynamic drag reduction and hence a significant reduction in the fuel burnt. The results from this study were based on a statistical analysis of both load sheets and flight plans aiming at finding a relationship between the CG position and the trip fuel consumption resulting from the current loading practice of the airline which follows the procedures suggested by the aircraft manufacturer. The information gathered from these data enabled the formulation of an optimization problem that was designed towards finding the best ideal trim line for improved performance which, in turn, was validated with simulation results obtained by using a computer program provided by the aircraft manufacturer.

1. RESUMO

Recentes preocupações económicas e ambientais relacionadas com o uso de combustível levaram as companhias aéreas a tomar importantes medidas no que respeita a políticas de redução dos custos. Com o presente trabalho, pretende-se estudar a influência da posição do centro de gravidade de um avião comercial (C.G.) no consumo de combustível. O carregamento de um avião, i.e., carga, passageiros e combustível, tem especial interesse para o impacto da performance do posicionamento do CG. O correcto posicionamento do C.G. no envelope de voo do avião resulta numa considerável redução do arrasto aerodinâmico (Drag), e por conseguinte, um menor consumo de combustível e de emissões de gases poluentes para a atmosfera.

Os resultados deste estudo baseiam-se em análises a informações provenientes de folhas de carga (Load Sheets) e de planos de voo (Flight Plans), que permitiram encontrar as relações existentes entre a posição do C.G. e o consumo de combustível.

Das informações recolhidas, quer da companhia aérea, quer do fabricante do avião em causa, foi possível realizar dois processos de optimização da localização do C.G. – um estudo numérico-computacional, e outro com base em análise estatística. Os resultados provenientes destas diferentes abordagens foram, então, comparados com outros obtidos por um software de desempenho fornecido pelo fabricante da aeronave, tendo evidenciado uma excelente concordância que permite comprovar a validade da metodologia de optimização proposta neste trabalho.

2. INTRODUÇÃO

2.1. CONTEXTUALIZAÇÃO

Com a escalada do preço do combustível na década de 70, as construtoras aeronáuticas, bem como as companhias aéreas, começaram a desenvolver métodos para reduzir o consumo de combustível. Em algumas companhias aéreas, os gastos com combustível, representam cerca de 45% dos seus custos operacionais (*cash operating costs*). Da parte das companhias aéreas, diversos procedimentos operacionais foram entretanto adoptados para superar este problema, como por exemplo, a redução do uso de *flaps* em elevado grau de deflexão, quer na aterragem quer na descolagem, uso de apenas um motor nos procedimentos de táxi, dispensa de utilização dos reversores de fluxo de escoamento dos motores na aterragem, uso reduzido do APU e utilização de um software de optimização do plano de voo. Na última década, o preço por tonelada de Jet Fuel teve um forte crescimento, sendo que, em 1999, o preço médio para 1 tonelada situava-se nos 110 USD, enquanto que, nos finais de 2008, a mesma tonelada de combustível passou a custar mais de 1300 USD, conforme se pode observar no gráfico 1 [1,4].

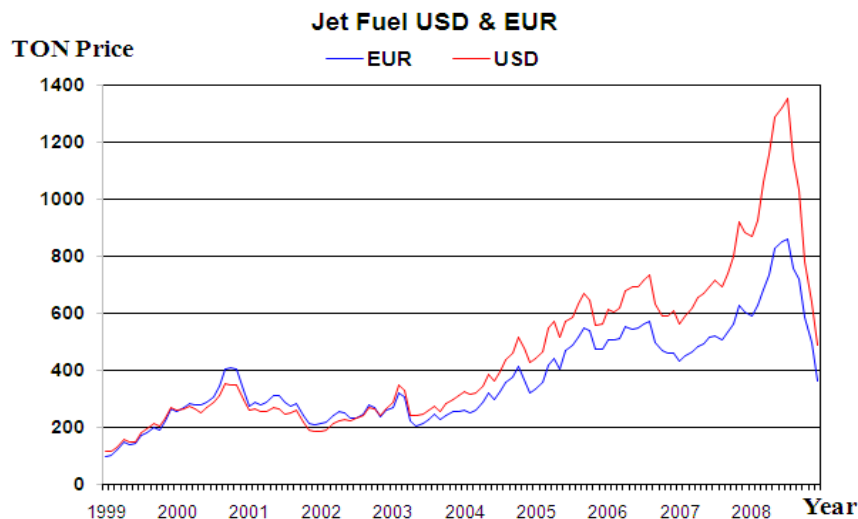


Gráfico 1 – Evolução do preço da tonelada de combustível [1,4]

Além dos procedimentos operacionais, também os procedimentos de manutenção, como programas da redução de arrasto (*drag*) e a lavagem dos motores, foram postos em funcionamento. Já nas operações de terra, foram implementadas regras de conservação de combustível, através de, por exemplo, a redução de água potável nos tanques tendo em vista a minimização do peso à descolagem da aeronave, redução do nível de humidade nos aviões e carregamento do avião de modo a obter um centro de gravidade numa posição ideal de modo a otimizar a eficiência de desempenho da aeronave.

Neste sentido, com o presente trabalho pretendeu-se avaliar qual o impacto da localização da posição do centro de gravidade do avião (CG) no consumo de combustível em todas as fases de voo.

A correcta localização do CG, além de garantir um voo em segurança, constitui uma das técnicas mais viáveis e eficazes para reduzir o consumo de combustível, já que este parâmetro tem uma repercussão evidente na performance aerodinâmica do avião, conforme se demonstrará com este trabalho [3,4].

2.2. ESTRUTURA DA TESE

A tese encontra-se estruturada em cinco capítulos. No capítulo I, será feita uma abordagem aos actuais mecanismos de consumo de combustível por controlo da posição do CG do avião. No Capítulo II, encontram-se enunciados os métodos aplicados para a optimização do CG do avião. No capítulo III, está descrita a metodologia de trabalho empregue para a concretização deste trabalho. No capítulo IV, apresentam-se os resultados obtidos e faz-se uma discussão dos mesmos à luz daquilo que foi referido na pesquisa bibliográfica efectuada sobre este assunto. Por fim, no Capítulo V são evidenciadas as conclusões que se retiram deste trabalho, e propõe-se possíveis linhas evolutivas para investigações futuras.

CAPÍTULO I

3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

3.1. CONTROLO E ESTABILIDADE

Tecnicamente, o centro de gravidade (CG) é um ponto teórico onde o peso total do avião é suposto estar concentrado. No projecto de um avião, são definidos limites estruturais e operacionais para assegurar uma operação segura do avião. O balanceamento e controlo do avião é importante, quer a nível lateral e longitudinal. No entanto, o principal interesse, é o balanceamento do avião ao longo do seu eixo longitudinal [2].

Um avião é projectado para ter estabilidade que permita que seja compensado (*trimmable*) de modo a manter um voo em linha recta e nivelado com as mãos fora do manche do avião. Na maior parte dos casos, a estabilidade longitudinal é mantida assegurando-se que o CG está localizado ligeiramente antes do ponto onde actua a força de sustentação. Isto produz um momento de picada (*nose-down*), independentemente da velocidade do avião. Este fenómeno é compensado por outro momento de *nose-up* que é produzido pelo tipo de escoamento presente na empenagem horizontal, sendo que a intensidade da força aerodinâmica resultante varia directamente com a velocidade do avião. A Figura 1 ilustra este balanceamento de forças aerodinâmicas necessárias para a estabilidade longitudinal de um avião.

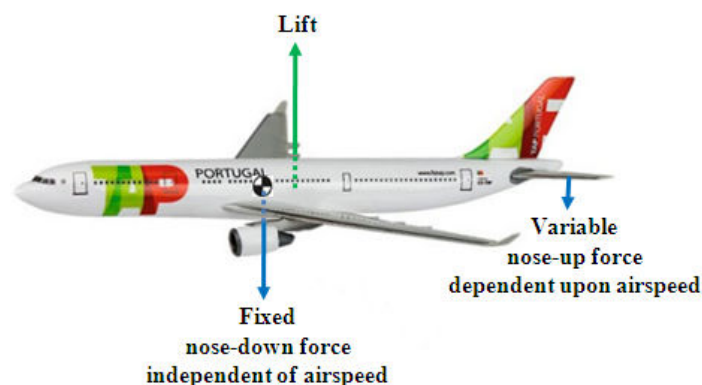


Figura 1 – Representação da estabilidade longitudinal de um avião.

Se o escoamento de ar ascendente fizer com que o nariz do avião realize um momento de *nose-up*, o avião, por conseguinte, irá diminuir a sua velocidade, e a força descendente que actua na empenagem horizontal diminuirá de igual modo [2]. O peso concentrado no CG tenderá a colocar o nariz do avião de novo para baixo. Se o nariz baixar em voo, a velocidade aerodinâmica aumentará, e o escoamento de ar descendente sentido na empenagem horizontal do avião aumenta como consequência deste efeito, fazendo subir o nariz do avião de modo a nivelar o voo. Desde que o CG esteja dentro dos limites permissíveis para um dado peso, o avião terá a estabilidade e controlo longitudinais adequados. Todavia, se o CG estiver localizado numa posição demasiadamente recuada (*aft*), (Figura 2), poder-se-á ter uma condição de voo onde o peso da aeronave actuará muito próximo do ponto onde actua o vector sustentação. Esta situação corresponderá a uma falta de autoridade da força gerada pela empenagem horizontal e o avião ficará instável e difícil de recuperar de uma condição de perda aerodinâmica (*stall*) [2].



Figura 2 – Ilustração da influência de uma posição demasiadamente recuada (*aft*) do CG.

Por outro lado, se o CG estiver localizado numa posição demasiadamente avançada (*forward*), as superfícies de controlo da empenagem horizontal terão de actuar permanentemente de modo a compensar a tendência de *nose-down* resultante dos momentos associados ao peso da aeronave e, deste modo, garantir o seu correcto nivelamento (*trim*). A actuação de qualquer superfície de controlo vai implicar um efeito idêntico ao de transportar um peso adicional, sendo necessário que o avião voe com um ângulo de ataque mais elevado. Por conseguinte, o arrasto aumentará, resultando numa degradação da performance aerodinâmica e aumento do consumo de combustível. Acresce, ainda, um problema mais sério causado pela localização do CG numa posição mais avançada, o qual consiste na falta da autoridade de actuação das superfícies de controlo da empenagem horizontal, *i.e.*, do estabilizador, leme de profundidade e compensador. Em velocidades mais lentas de decolagem (*take-off*), o

leme de profundidade e/ou estabilizador pode não conseguir produzir a força de nose-up suficiente para fazer descolar o avião [2].

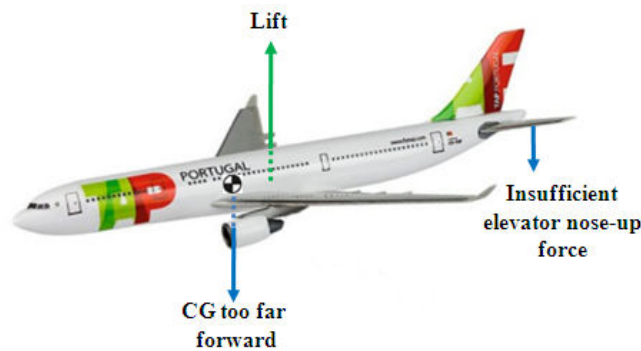


Figura 3 – Ilustração da influência de uma posição demasiadamente avançada (forward) do CG.

Um projecto básico de um avião pressupõe que existe simetria lateral. Para cada item de peso adicionado à esquerda da linha central do avião (*centerline*), está geralmente associado um peso idêntico na posição correspondente na direita. A posição lateral do CG não é normalmente determinada no âmbito dos procedimentos operacionais dos aviões comerciais. Contudo, o piloto deve estar ciente dos efeitos adversos que resultarão de uma condição lateralmente desequilibrada (Figura 4). Este fenómeno pode ser facilmente corrigido usando os *aileron*s como superfície compensadora (*aileron trim tab*), até que a transferência de combustível entre os tanques termine, de modo a equilibrar lateralmente o avião [2,3]

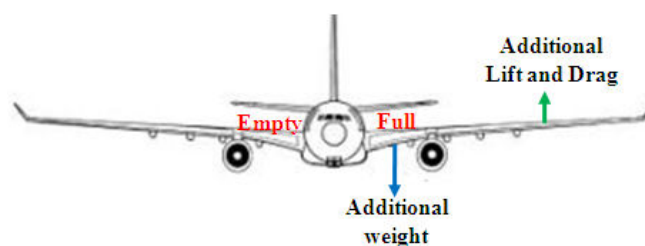


Figura 4 – Estabilidade lateral relativamente ao C.G. do avião.

3.2. CONCEITOS SOBRE MOMENTO E CENTRAGEM

O termo “braço”, geralmente medido em metros (podendo também usar-se polegadas), refere-se à distância entre o centro de gravidade de um item e uma linha de referência (*datum*). Os braços adjacentes ou à esquerda do *datum* são considerados negativos (-), e

os braços atrás ou à direita do *datum* são considerados positivos (+). Quando a linha de referência, *i.e.*, o *datum*, está localizada antes do avião (por exemplo, no nariz), todos os braços são positivos e os erros computacionais minimizados. O peso é medido normalmente em Kg ou libras [2,3].

Quando um dado item é removido de um avião, o seu peso é considerado negativo (-); quando adicionado, é positivo (+). A referência *datum* pode ser considerada em qualquer posição longitudinal da aeronave, embora seja sugerida pelo fabricante. Normalmente o bordo de ataque da asa é usado como *datum*. No entanto, outra posição habitual para o *datum* é uma distância especificada em frente do avião a partir do nariz do avião [2].

Um momento é provocado por uma força que tende a causar um movimento de rotação, equivalendo ao produto entre o módulo dessa força e um braço. Os momentos são expressos geralmente em N.m, podendo ser positivos ou negativos. A Tabela 1 mostra a influência de um momento no que respeita à “rotação” do sentido do nariz do avião. Por observação desta tabela, verifica-se que momentos positivos, causam uma tendência *nose-up* no avião, enquanto que momentos negativos causam uma tendência *nose-down*.

Tabela 1 – Influência do momento no sentido da rotação do nariz da aeronave.

Peso	Braço	Momento	Rotação
+	+	+	Nose-up
+	-	-	Nose-down
-	+	-	Nose-down
-	-	+	Nose-up

O CG pode, então, ser obtido dividindo o momento total pelo peso total:

$$CG = \frac{\text{Momento Total}}{\text{Peso Total}} \quad (\text{eq.1})$$

Um dos problemas relacionados com a posição do CG quando se carrega um avião consiste em mover passageiros de um assento para o outro ou deslocar a bagagem ou carga de um compartimento para outro, de modo a obter uma posição desejada para o

CG [2]. A teoria de massa centragem, define uma equação elementar para a resolução desta problemática:

$$\frac{\text{Peso a ser movido}}{\text{Peso Total}} = \frac{\Delta\text{CG}}{\text{Distância do peso que foi movido}} \quad (\text{eq.2})$$

Na maior parte das situações, a asa dos aviões tem um formato complexo que pode dificultar a determinação do CG em relação a alguma posição de referência aí localizada. Desta forma, é usual recorrer-se a uma “*posição com respeito à corda aerodinâmica média*” (MAC) [2,3] para se determinar a posição do valor do CG do avião. Neste caso, a escala usada é expressa em percentagem de MAC (%MAC). Como se pode ver na Figura 5, a MAC é a corda de uma superfície de sustentação imaginária que tenha todas as características aerodinâmicas da superfície de sustentação real. Podemos definir, por conseguinte, um bordo de ataque e um bordo de fuga (LEMAC e TEMAC, respectivamente) respeitantes à MAC.

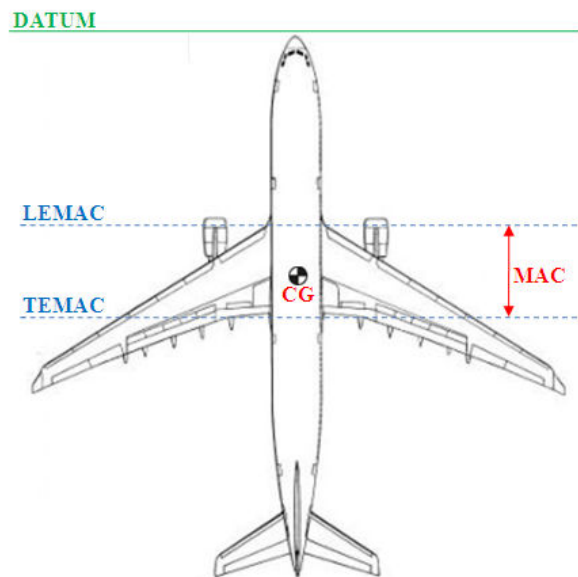


Figura 5 – Esquema ilustrativo do posicionamento do *Datum* e da MAC.

Podemos escrever a %MAC sabendo os braços (H-arm) das forças que lhes são inerentes, onde $H\text{-arm}_{\text{CG}}$ é o braço que resulta da posição do CG, e $H\text{-arm}_{\text{Leading Edge of MAC}}$ a distância entre o *datum* e a linha LEMAC [3].

$$\%MAC = \left(\frac{H-arm_{CG} - H-arm_{Leading\ Edge\ of\ MAC}}{Length\ of\ MAC} \right) \times 100 \quad (eq.3)$$

As posições relativas do CG e do centro aerodinâmico da asa têm efeitos críticos nas características do voo do avião. Consequentemente, relacionar a posição do CG à corda da asa é conveniente do ponto de vista de projecto e das operações. Normalmente, um avião terá características aceitáveis de voo se o CG estiver situado numa posição em torno de 25%MAC. Isto significa que o CG se encontra a um quarto da parte traseira total da distância do bordo de ataque da secção da asa. Tal posição colocará o CG para a frente do centro aerodinâmico para a maioria de superfícies de sustentação.

Ao determinar os momentos, deparamo-nos muitas vezes com valores muito elevados, e por consequência, durante o seu uso, podemos facilmente cometer erros matemáticos. Para evitar o uso desses valores elevados, são usados índices (*index*), os quais correspondem numericamente ao peso e localização de um dado item [3].

Desta forma, o momento é usualmente dividido por 100 ou 1000, de modo a obter então, valores de *index*. Como se verá adiante, no envelope de voo, é usado *index* como referência, para efeitos de carga, passageiros, fuel, catering entre outros.

A construtora do modelo de avião em estudo, define o *index* associado a cada item como:

$$Index_{item} = I_{item} = \frac{Moment_{item}}{C} + K \quad (eq.4)$$

Onde C e K são duas constantes que dependem do tipo de avião [3].

A posição do CG do avião durante o voo tem um forte impacto no consumo de combustível. Como vimos, uma posição traseira (aft) do CG reduz o arrasto e, por conseguinte, induz uma redução do consumo de combustível. Este facto levou a que a construtora do Airbus A330 implementasse um sistema de controlo da posição do CG. Entretanto, há alguns limites que devem ser respeitados ao projectar um envelope de voo. De facto, a posição do CG tem que permanecer dentro de determinados limites certificados.

A maioria de aviões comerciais tem um estabilizador horizontal com compensador que permite o nivelamento do avião em voo (*Trimmable Horizontal Stabilizer* – THS) [3]. O THS cria uma força descendente, que por sua vez, vai fazer com que um momento de *pitch-up* levante o nariz do avião. No entanto, a actuação do THS implica um aumento do arrasto, cujo valor depende da posição do CG do avião. Vejamos, através dos esquemas da Fig.6, qual a influência de um CG numa posição mais traseira (*aft*) e numa posição mais dianteira (*forward*) [3]:

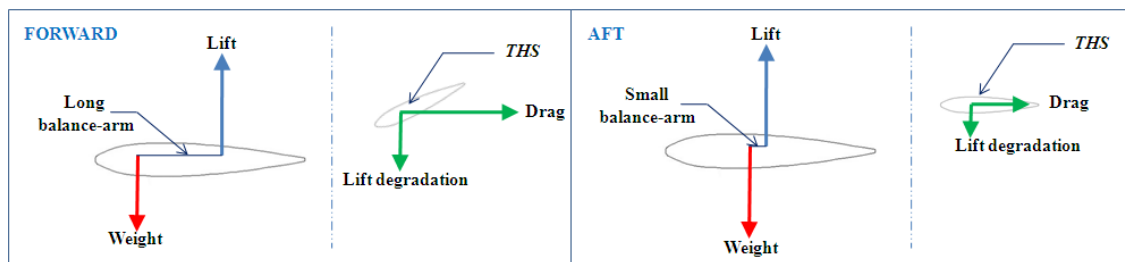


Figura 6 – Influência da posição do CG na actuação do THS

Conforme podemos observar, uma posição mais traseira do CG, requer menos intervenção do THS para efeitos de compensação, o que se traduz numa melhor eficiência aerodinâmica por diminuição do ângulo de deflexão do THS, i.e., menos arrasto. Já para uma posição mais dianteira do CG, o THS vai necessitar de actuar com maior ângulo de deflexão, originando uma maior interferência no escoamento e levando a um aumento do arrasto. O braço da força entre o CG numa posição mais traseira do avião e a força actuante no THS é menor relativamente a uma posição mais dianteira do CG, o que se traduz num momento menor, e por consequência, a intervenção do piloto para fazer actuar o THS, é mais precisa, requerendo pequenos ajustes no *trim* ou manche do avião. De referir, que uma posição do CG demasiadamente dianteira pode levar a que a actuação do THS por intervenção do piloto não seja possível devido à perda de autoridade nos mecanismos de actuação do THS [3].

3.3. EXPLORANDO O MODELO DE AVIÃO

3.3.1. SISTEMAS DE COMBUSTÍVEL

A maior parte do peso do avião, e particularmente o *payload*, encontra-se localizado na fuselagem. Em voo, este peso é balanceado pela sustentação (*lift*), criada maioritariamente pelas asas do avião. Esta distribuição de sustentação vai criar um momento flector (*bending moment*) nas asas – Figura 7. Este momento, tem um impacto

muito forte na estrutura do avião, principalmente na raiz das asas, sendo que se torna necessário definir o *Maximum Zero Fuel Weight* (MZFW), afim de limitar os esforços causados pelos momentos flectores nas zonas que unem as asas à fuselagem do avião [3].

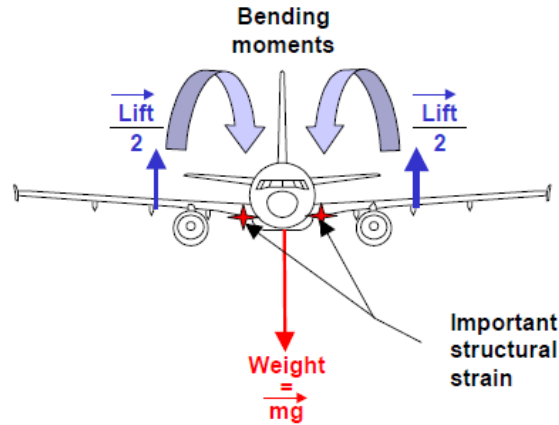


Figura 7 – Influência dos momentos flectores na condição de ZFW

Por outro lado, o peso de combustível que se encontra depositado nos tanques das asas do avião vai contrabalançar a força de sustentação (*lift*), e por consequência, reduzir os momentos flectores. Também de referir que o combustível que se encontra nos tanques da fuselagem vai fazer com que as asas do avião necessitem de produzir mais sustentação (*lift*) Portanto, o combustível que se encontra nas asas do avião deverá ser o último a ser consumido, pois se este fosse consumido em primeiro lugar, as asas do ficariam expostas a grandes esforços de flexão, que em caso extremo, poderiam comprometer a integridade do avião [3].

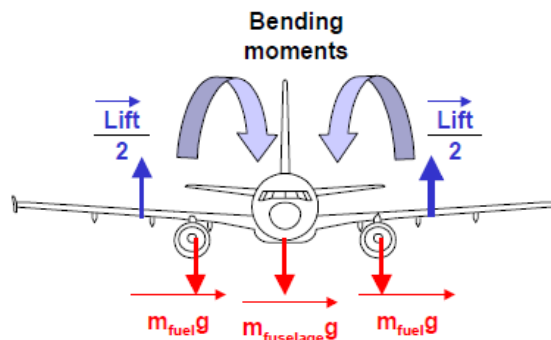


Figura 8 – Influência dos momentos flectores na condição de TOW

3.3.2. TANQUES E CAPACIDADES DO A330

O avião Airbus A330 é composto por vários tanques de combustível distribuídos estrategicamente pela aeronave, como se vê na Fig. 9 [???]. Cada asa dispõe de dois tanques, o *outer tank* e o *inner tank*. No estabilizador horizontal, encontra-se um *trim tank*. A versão 200 deste tipo de avião apresenta, ainda, um tanque central, o *center tank*, localizado no caixão do avião.

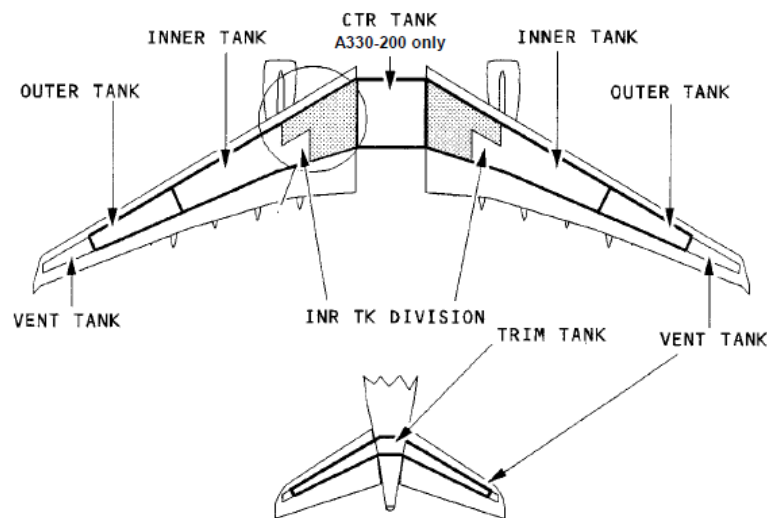


Figura 9 – Esquema elucidativo da distribuição dos tanques de combustível na aeronave A330 [???]

Todos os aviões de longo alcance (*long-range*) seguem a mesma filosofia em termos de sistema de combustível. A principal diferença entre os diferentes modelos é o número de motores e tanques de combustível em cada avião [3].

Sendo o A330 um avião de longo alcance, este exige o transporte de uma grande quantidade de combustível em cada voo que executa. Dado que o combustível representa uma grande parte do peso total do avião, a *AIRBUS* equipou esta aeronave com um sistema de monitorização e controlo da posição do CG, usando para este efeito, um *trim tank*, que vai fazer com que em voo de cruzeiro, permita manter o CG do avião o mais atrás (*aft*) possível, em ordem a otimizar o consumo de combustível [3].

Os motores do A330 são alimentados exclusivamente pelos *inner tanks*, e por isso, todo o combustível dos outros tanques, tem de ser transferido para os *inner tanks* de modo a ser consumido pelos mesmos.

3.3.3. VECTOR ABASTECIMENTO

O A330 detém um sistema de distribuição automática de combustível que actua durante a fase de abastecimento através do FCMS (*Fuel Control and Monitoring System*). Este sistema é ainda controlado por dois computadores instalados no avião, os FCMCs (*Fuel Control and Monitoring Computers*). As principais funções destes computadores são as seguintes [4]:

1. Controlo da transferência de combustível para o avião;
2. Cálculo do peso do avião e da posição do CG do avião (durante o voo);
3. Controlo do CG;
4. Controlo do abastecimento;
5. Medição da quantidade transferido para o avião e a respectiva indicação desta nos painéis informativos a bordo do cockpit do avião.

No gráfico da Figura 10 encontra-se esquematizada a sequência de abastecimento de combustível para esta aeronave.

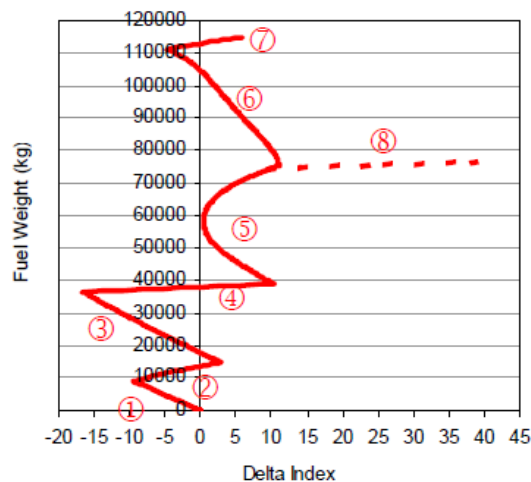


Figura 10- Sequencia de abastecimento de combustível. Segmento 1, inner tanks até 4500kg por cada, segmento 2, outer tanks abastecidos totalmente, segmento 3, inner tanks abastecidos até à totalidade, segmento 4, trim tank abastecido até 2400kg, segmento 5, inner tank abastecido até à totalidade, segmento 6, abastecimento em simultâneo do trim tank e do center tank até à totalidade. Os segmentos 7 e 8 não se aplicam à versão em estudo, i.e., versão A330-200.

O parâmetro *delta index*, correspondente à linha das abcissas, indica a influência que o carregamento de combustível terá na posição final do CG do avião [2,4].

3.3.4. SISTEMA DE CONTROLO DO CG

Em voo, o FCMC controla a posição do CG, calculando a sua posição e comparando com um valor alvo (*target value*) que depende do peso do avião [3,4]. De acordo com o cálculo da posição do CG e comparado com o valor alvo, o FCMC determina a quantidade de combustível necessário a transferir para a parte dianteira (*forward*) ou posterior (*aft*) do avião, com o intuito de otimizar o consumo de combustível em voo. Essa quantidade de combustível corresponde a uma zona de controlo, especificada no envelope de voo - zona de controlo (*control band*), como mostra a Figura 11.

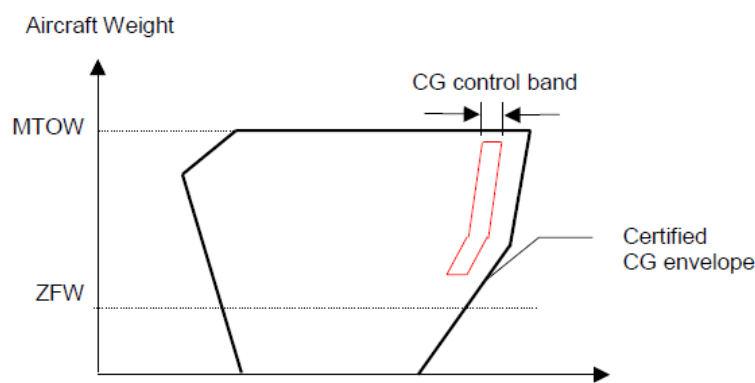


Figura 11 – Zona de controlo do CG no envelope de voo

O controlo do CG encontra-se activo uma vez atingido o nível de voo FL225. O mesmo sistema de controlo é desactivado assim que o avião desce para o nível de voo FL245. O controlo do CG inicia-se com a transferência de combustível para o *trim tank* quando todas as seguintes condições estão reunidas:

- O trem de aterragem está recolhido e os *slats* retraídos;
- O *trim tank* não está totalmente abastecido;
- A posição do CG do avião não está na posição alvo (*target position*);
- Cada *inner tank* contem mais de 6250kg de combustível;
- O nível de voo é superior a FL255.

Normalmente, apenas é realizada uma única transferência de combustível para uma posição *aft* do avião, durante do voo. Contudo, poderá ocorrer mais do que uma transferência de combustível quando a posição do CG está 2% *forward* do *target value* e o *trim tank* apresenta pouco combustível [4].

O fim de uma transferência de combustível ocorre quando uma das seguintes condições é verificada:

- A posição do CG encontra-se dentro do *control band*;
- O *trim tank* está totalmente cheio;
- O *inner tank* está abaixo dos 6250Kg;
- O piloto requer uma transferência manual de combustível.

Durante o voo, todas as transferências de combustível são baseadas no cálculo da posição do CG, a qual como já foi referido, é calculada pelo FCMC. Este computador vai ler os valores do ZFW e ZFW CG, valores estes que são introduzidos pelo piloto no computador de bordo, **MCDU** (Multi-function Control and Display Unit), antes do voo [3,4].

O FMGC faz uma determinação independente, da posição do CG. Se a posição do CG determinada está numa situação demasiado *aft*, o FCMC automaticamente muda a posição do CG para uma situação mais *forward* (cerca de 1,5% a 2,0%).

Na Figura 12 [??] podemos observar o esquema de transferência de combustível durante o voo. Note-se que o exemplo mostrado é relativo ao avião A340-300, sendo contudo em tudo semelhante ao avião A330-200 (tipo e modelo em estudo)

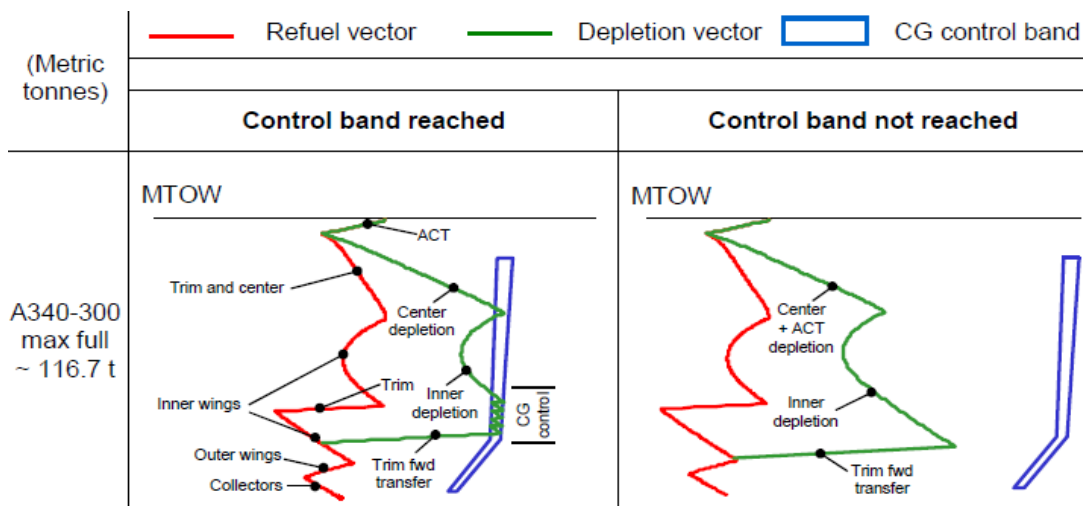


Figura 12 – Esquema de transferência de combustível durante o voo para a aeronave A340-300

Por observação do gráfico da Figura 10, podemos ver que após activo o controlo da posição do CG, feito pelo FMCG, este coloca a posição do CG o mais atrás possível, através da transferência de combustível entre o *trim tank* e os restantes tanques. De salientar que, durante um voo de cruzeiro, a aeronave A330 tem, normalmente, a posição do CG em cerca de 40% MAC, sendo esta bastante favorável para a minimização do consumo de combustível.

3.3.5. ENVELOPE DE VOO

De modo a assegurar que um voo, ou operação com um avião, é realizado com toda a segurança, torna-se necessário averiguar se a posição do CG do avião está, em todas as fases do voo ou operação, de acordo com os limites (que são de diversas naturezas, conforme se mostrará adiante) estabelecidos pela construtora do avião. As JAR25, estabelecem, entre outras, regras muito específicas nesta matéria [3].

Para melhor compreensão do problema em análise, transcrevem-se, de seguida, algumas disposições provenientes das JAR25

J.A.R 25.27: Center of gravity limits

The extreme forward and the extreme aft center of gravity limitations must be established for each practicably separable operating condition.

No such limits may lie beyond:

- (a) The extremes selected by the applicant;*
- (b) The extremes within which the structure is proven; or*
- (c) The extremes within which compliance with each applicable flight requirement is shown.*

J.A.R 25.143 : General

- (a) The airplane must be safely controllable and maneuverable during*
 - (1) Take-off;*
 - (2) Climb;*
 - (3) Level flight;*
 - (4) Descent;*
 - (5) Landing.*
- (b) It must be possible to make a smooth transition from one flight condition to any other flight conditions without exceptional piloting skill, alertness, or strength, and without danger of exceeding the airplane limit-load factor under any probable operating conditions including:*
 - (1) The sudden failure of the critical engine.*
 - (2) Configuration changes, including deployment or retraction of deceleration devices.*

Cada fase de voo tem uma parte correspondente no envelope de voo. A Fig. 13 apresenta um perfil de voo típico de um avião comercial [3]

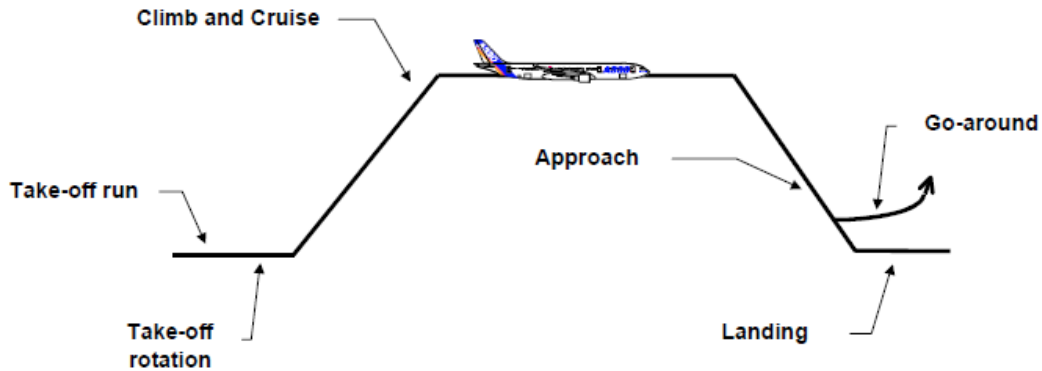


Figura 13 - Diferentes fases existentes num voo.

3.3.5.1. LIMITAÇÕES NA FASE DE DESCOLAGEM

Na posição de decolagem, as limitações prendem-se sobretudo com problemas ao nível estrutural. O trem de aterragem principal (*main landing gear*) está, nesta fase de voo, mais sujeito a esforços, pelo que uma posição de CG mais traseira, coloca mais carga (peso) sobre o eixo do trem de aterragem principal (Fig.14) [3]. Por outro lado, uma posição do CG mais dianteira irá induzir um maior carregamento sobre o trem de aterragem dianteiro (*nose landing gear*), tal como se vê na Fig. 15.

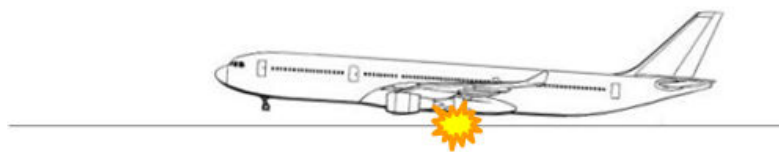


Figura 14 - Limitações na fase de decolagem aquando de uma posição mais traseira do CG

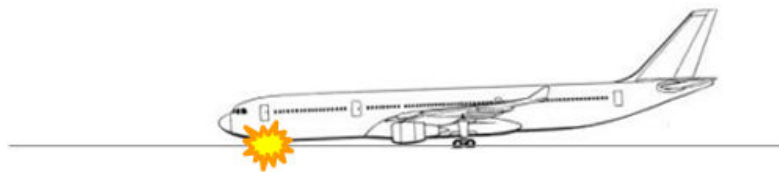


Figura 15 - Limitações na fase de decolagem, aquando de uma posição mais dianteira do CG

O limite do envelope de voo respeitante à fase de *take-off* deverá ser, portanto, um compromisso entre o carregamento da aeronave e a sua performance durante a descolagem.

Limites do envelope de voo

Como se pode observar pela Figura 16, o envelope de voo encontra-se delimitado por duas linhas na sua zona mais à esquerda. Assim, temos na posição mais dianteira e a vermelho, limites sobretudo relacionados com a performance do avião e o carregamento do mesmo, isto até um dado peso à descolagem (*TOW*). A partir deste ponto, passamos a ter limitações ao nível estrutural (a azul), principalmente no que respeita ao esforço (carga) que o trem de aterragem dianteiro tem de suportar [3], como vimos anteriormente.



Figura 16 – Limite esquerdo (ou dianteiro) do envelope de voo

O limite direito do envelope de voo tem em conta os seguintes parâmetros:

- Esforço (carga) no trem de aterragem principal;
- Aderência no trem de aterragem dianteiro;
- Rotação do avião na fase de *take-off* (*tail strike*);
- Estabilidade e manobras em voo;
- Abortagem de descolagens e aterragens

Todos estes parâmetros se referem à qualidade de *handling* (modo de carregamento do avião) e a limites estruturais. Para posições *aft* do CG, não há qualquer compromisso entre as operações de carregamento e a performance do avião, tal como mostrado na Figura 17.

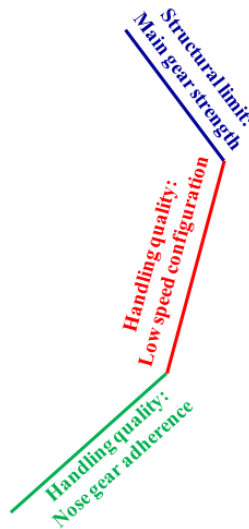


Figura 17 – Limite direito (ou posterior) do envelope de voo

Limites respeitantes à fase de aterragem (*Landing Limits*)

As limitações que se aplicam à condição de descolagem são as mesmas para a aterragem. Contudo, na aterragem, o peso do avião é comparativamente menor, pelo que estas limitações não são tão restritivas como na fase de descolagem.

Limites em cruzeiro (*In-Flight Limits*)

Durante a fase de voo de cruzeiro, os eventuais movimentos dos passageiros repercutem-se numa alteração da posição do CG, pelo que se torna necessário ter em conta este factor importante.

Limites forward:

- Consumo de combustível mais elevado;
- Menor eficiência do leme profundidade (*elevator*);

Limites aft:

- Menor estabilidade durante manobras de voo;
- Menor eficiência em manobras de emergência.

Tanto as limitações *forward* como *aft* resultam de requisitos de *handling* e estruturais. Do ponto de vista da performance, estas limitações devem estar tão para trás (*aft*) no envelope quanto possível, com o intuito de minimizar o consumo de combustível. Por

outro lado, do ponto de vista operacional, estes limites devem ser tão largos quanto possível, de modo a obter um envelope de voo o mais abrangente possível [3].

Na Figura 18 estão representadas as três fases principais de voo que dão origem ao envelope de voo final, isto é, aos limites operacionais (*operational limits*).

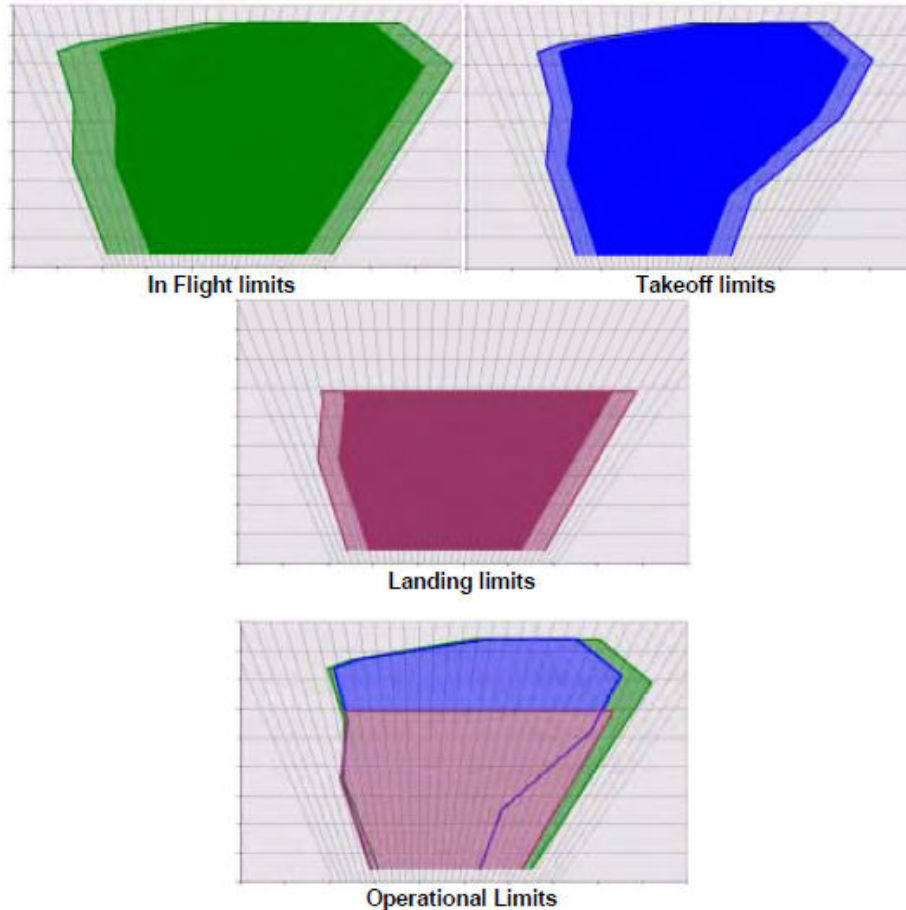


Figura 18 – Representação das três principais fases de voo, que resultam nos “limites operacionais” [??]

Estes limites operacionais estão relacionados com o Zero Fuel Weight (*ZFW*), i.e., o peso total do avião (incluindo o payload) mas sem combustível, e o Take-Off Weight (*TOW*), que não é mais do que a soma do *ZFW* e do combustível necessário para o voo. Tendo em vista a determinação da posição do CG para a fase de *ZFW* e *TOW*, torna-se necessário saber:

- O peso e CG do avião antes de se adicionar qualquer item ao mesmo;
- Peso e posição de cada item adicionado ao avião (carga, passageiros, combustível e quaisquer outros itens);
- Possíveis movimentos do CG durante o voo devido aos movimentos que possam ocorrer.

O cálculo da posição do CG para as fases de ZFW e TOW, baseia-se numa configuração do avião sem qualquer tipo de adicionamento feito (passageiros, carga, combustível...) – Dry Operating Weight (DOW), e respectivo centro de gravidade, DOCG. O movimento de passageiros e de combustível, durante o voo, causa alterações de configuração do CG, pelo que se torna necessário ter em conta estes movimentos ao nível das operações. Na sequência de abastecimento representada na Figura 10, é possível verificar que o vector de abastecimento posiciona o TOW CG sempre numa posição mais dianteira em relação ao ZFW CG. O início do primeiro segmento do vector corresponde ao ZFW CG (que no exemplo é -10 Delta Index) e o último segmento, corresponde ao actual TOW CG (que no exemplo mostrado corresponde a -5 Delta Index) [3,4].

Na fase de *take-off* é necessário que a posição do TOW CG esteja dentro dos seus limites operacionais. Contudo, o facto do TOW CG estar dentro dos limites operacionais para esta fase do voo, não constitui garantia de que o CG esteja dentro do envelope de voo que lhe é incumbido no restante tempo e fases de voo,. Consequentemente, introduziu-se o conceito de *ZFW CG Limit*. Este permite que, uma vez garantido que o CG para ZFW esteja dentro da zona do envelope de voo que lhe é concedido, todo o restante voo irá garantidamente ter o CG dentro do envelope de voo, já que o vector abastecimento coloca o CG numa posição mais dianteira à medida que o avião vai sendo abastecido, [3].

CAPÍTULO II

2.1 MÉTODOS DE OPTIMIZAÇÃO DA POSIÇÃO DO CG

2.1.1 IDEAL TRIM LINE (ITL)

A Ideal Trim Line (ITL) é uma linha teórica que define uma posição óptima para o CG do avião em função do seu peso, quando o avião se encontra na situação sem combustível, i.e., na condição de ZFW. Como já antes mencionado, a posição do CG influencia o ângulo de ataque do THS. Ângulos de ataque diferentes, significam de consumos de combustível igualmente diferentes. O fabricante de avião recomenda que o processo de carregamento do avião seja feito de maneira a que a posição do CG esteja o mais próximo possível da ITL [1,3].

A posição da ITL é, por isso, definida pelo fabricante da aeronave através de gráficos adequados, como o que se observa na Figura 19.



Figura 19 – Envelope de voo do A330-202, com indicação da ITL

Ora, como se pode observar pela Figura 19, a ITL está situada praticamente a meio do envelope de voo, pelo que um deslocamento para a direita da ITL (*aft*) no envelope de voo, levaria a uma posição mais recuada do CG do avião.

2.1.2 MÉTODO COMPUTACIONAL

Um método alternativo de se obter a posição óptima do CG para um determinado voo consiste no recurso a um método computacional, mais precisamente, recorrendo a uma aproximação de funções através do método de Hardy [5,6].

O método de Hardy permite aproximar ou interpolar uma função multivariável $y = f(x)$ por uma função $\hat{f}(x, \theta)$, tendo um número fixo de parâmetros θ . A variável x e o parâmetro θ podem ser vectores de qualquer dimensão finita, isto é, $x = (x_1 \dots x_n)^T \in \mathfrak{R}^n$, $\theta = (\theta_1 \dots \theta_m)^T \in \mathfrak{R}^m$, $n \geq 1, m \geq 1$. Assumimos a variável y para obter valores escalares ($y \in \mathfrak{R}$).

Neste método, usaram-se 4 variáveis, como se poderá ver posteriormente pela Tabela 2. Estas 4 dimensões representam o vector x , i.e., *cruise altitude* (h), *flight range* (r), *wind component* (w) e *take-off weight* (TOW), que são os valores de input. A variável y , de 2 dimensões, representa os valores de output, que são o TOW CG óptimo e o correspondente consumo mínimo de combustível. Por outro lado, estes valores de input e output podem ser vistos como pares da função $y = f(x)$.

Aproximando a função f por uma função paramétrica \hat{f} temos a seguinte expressão genérica:

$$\hat{f}(x, \theta) = \sum_{k=1}^m \theta_k \psi_k(x) \quad (\text{eq.5})$$

onde cada ψ_k representa uma função de Hardy [6] definida como:

$$\psi_k(x) = \sqrt{\sigma^2 + \|x - x^k\|^2} \quad (\text{eq.6})$$

Com $\sigma > 0$, chamado de factor de forma (“shape factor”) $x^k \in \mathfrak{R}^n$ e o centro da função ψ_k

A aproximação em grande escala requer métodos de densificação de modo a determinar os centros e factores de forma apropriados. Contudo, no caso de pequena escala de aproximação, os centros e factores de forma podem ser determinados pela seguinte via:

1. O conjunto de centros $\{x^k\}_{k=1,\dots,m}$ é escolhido de forma a ser igual ao conjunto de valores de input $\{x^i\}_{i=1,\dots,p}$. Consequentemente, $m = p$ (neste caso).
2. O factor de forma é determinado como [7,8]:

$$\sigma = \max_{i=1,\dots,p} (\min_{j:j<i} \|x^i - x^j\|) \quad (\text{eq.7})$$

Uma vez determinado os centros e factor de forma da função, podemos agora procurar os elementos do parâmetro $\theta = (\theta_1 \dots \theta_m)^T$ na expressão da função de aproximação – eq.(5). O parâmetro θ , é posteriormente minimizado:

$$J(\theta) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^p \|y^i - \hat{f}(x^i, \theta)\|^2 \quad (\text{eq.8})$$

Contudo, a expressão de aproximação de função na eq.(5) é equivalente a:

$$\hat{f}(x, \theta) = \theta^T \psi(x) \quad (\text{eq.9})$$

Com $\psi(x) = (\psi_1(x) \dots \psi_m(x))^T$. Posteriormente, a função da eq. (8), pode ser escrita como:

$$J(\theta) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^p \|y^i - \theta^T \psi(x^i)\|^2 \quad (\text{eq.10})$$

É claro que a função da eq. (8), é quadrática, em função vector θ . A sua minimização, i.e., a minimização de θ_{opti} pode ser determinada analiticamente como [8]:

$$\theta_{opti}^T = \left(\sum_{i=1}^p y^i \psi^T(x^i) \right) \left(\sum_{i=1}^p \psi(x^i) \psi^T(x^i) \right)^{-1} \quad (\text{eq.11})$$

A equação anterior é o output do problema de minimização, e representa a optimização do TOW CG, posição esta que minimiza o consumo de combustível para qualquer entrada (input) x considerado.

2.1.3 METODOLOGIA DO TRABALHO

Para a realização deste trabalho, foi estabelecido um protocolo com a companhia aérea TAP PORTUGAL – através do seu Gabinete de Gestão de Frota. Os trabalhos realizados nesta empresa decorreram de Setembro de 2008 a Junho de 2009.

As informações necessárias para a implementação do método da ITL foram facultadas pela TAP sob a forma de diversas folhas de carga (LoadSheet) da frota A330. A LoadSheet é um registo computarizado respeitante ao cálculo do peso actual do avião, distribuição de carga e passageiros por secção do avião e determinação de CG. Complementarmente a estes dados em suporte digital, foram ainda consultados folhas de carga com registo manual.

Adicionalmente, foram ainda disponibilizados, manuais de Weight and Balance, Fuel Economy, Cost-Index e Aircraft Performance, os quais constituem documentação fornecida pela construtora do modelo de avião em estudo. Foi igualmente fornecido pela TAP, as folhas de carga manual.

No total, analisaram-se cerca de 250 folhas de carga, que correspondem a 250 voos da frota de longo curso com a aeronave A330. Através destas folhas de carga, extraiu-se as informações necessárias à implementação da ITL, tais como: TOW, ZFW, Payload, Trip Fuel, TOW CG, ZFW CG. Através da informação retirada das LoadSheet, verificou-se qual o impacto e influência que a ITL na altura adoptada nos procedimentos operacionais da empresa tinha sobre a distribuição do peso pelo avião e respectiva localização do CG. Posteriormente, realizou-se uma visita à Ground Force (empresa responsável pelo Load Control dos aviões da TAP), com o intuito de observar como é processado a distribuição da carga e passageiros nos aviões, e respectivo cálculo do CG.

A implementação do método computacional exigiu a recolha de dados adicionais relativamente a parâmetros de voo, tais como: altitudes, velocidades, alcance, consumo de combustível, ventos relativos. Estas informações constam dos planos de voo. Posteriormente, e uma vez, determinada a função de optimização da posição do CG que minimiza o consumo de combustível, comparou-se os resultados obtidos por esta via com aqueles calculados através do PEP (*Performance Engineering Program*). Este software, desenvolvido pela Airbus, é usado pela TAP para elaboração de planos de voo, permitindo a determinação de parâmetros de performance da aeronave com base nas reais equações de governo para as diferentes condições de voo. A comparação dos resultados deste trabalho permitiu averiguar a veracidade dos mesmos, uma vez que não foi viável verificar na prática (i.e., em voos reais) o seu nível de exactidão.

CAPÍTULO III

3.1. RESULTADOS OBTIDOS

3.1.1. MÉTODO DA IDEAL-TRIM-LINE (ITL)

A Fig. 19 resulta da aplicação do método da ITL descrito no capítulo anterior, reunindo um número significativo de posições de CG tal como obtido da análise das folhas de carga de aeronaves A330 em relação a voos de longo curso e para condições de ZFW e TOW. Com base nesta figura, observamos que a distribuição do C.G. do avião, para posições de ZFW, assume uma forma padronizada, i.e., cerca de 50% dos pontos de C.G. encontram-se à esquerda da ITL, e os restantes 50% à direita da mesma. Já no que respeita à posição do C.G. na condição TOW, os pontos passam a assumir uma posição maioritariamente à esquerda da ITL. Este facto resulta da operação de abastecimento do avião, ou seja, o efeito do peso adicionado de combustível traduz-se no deslocamento dos pontos de CG relativos a ZFW para cima e para a esquerda no envelope de voo, já que o vector de abastecimento procura distribuir o combustível pelos vários tanques existentes no avião e segundo a ordem que já referimos na Fig. 10.

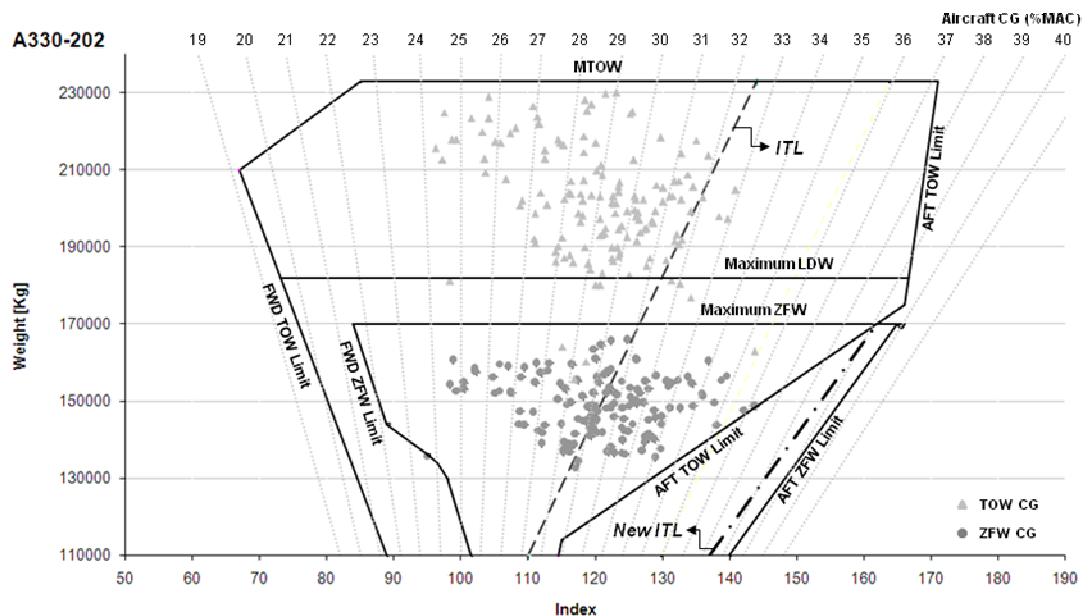


Figura 19 – Distribuição do CG nas diferentes fases de voo

Também é possível verificar, de forma bem explícita, que nenhuma posição do C.G. se encontra fora dos limites estabelecidos para o envelope de voo do avião em estudo, o que não seria possível numa perspectiva de viabilidade desse voo.

Constata-se que a distribuição de CG segue uma forma Gaussiana, tal como visível na figura 20. Verifica-se que o “range” de valores de C.G. para ZFW se situa entre os 23,5%MAC e os 35,2%MAC, com uma média de 29,8%MAC

Já para a fase de TOW, as posições de C.G. variam entre 24,4%MAC e os 34,1%MAC, com uma média de 28,7%MAC, tal como se pode averiguar pela figura 21.

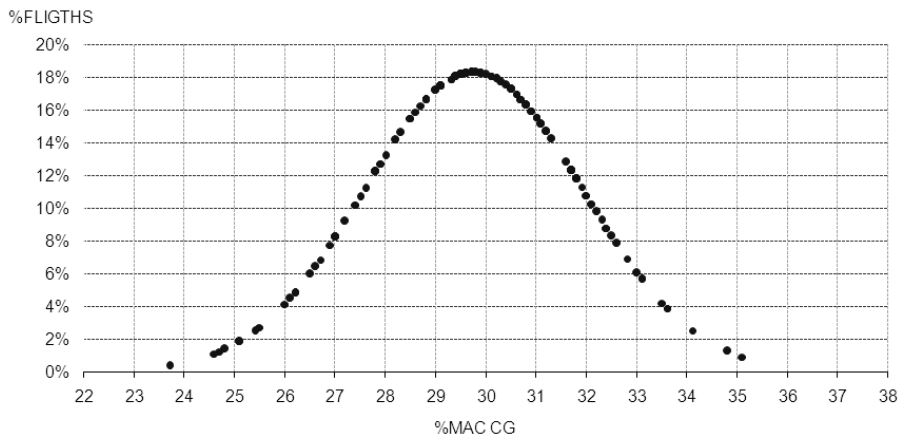


Figura 20 – Distribuição do CG em condição de ZFW

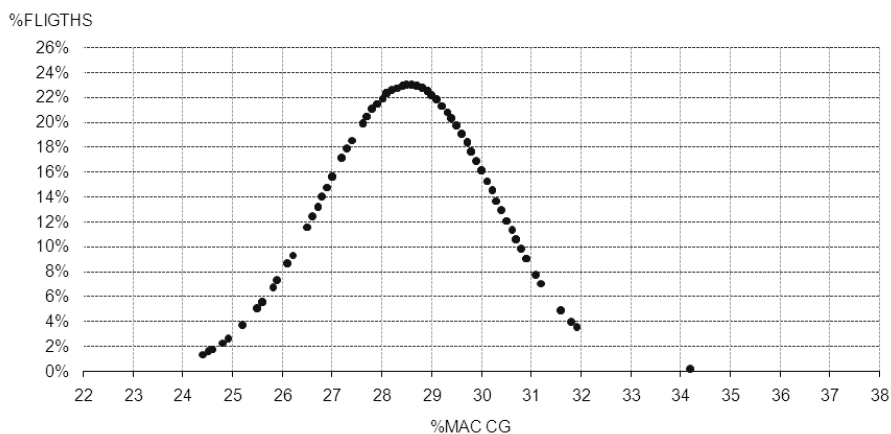


Figura 21 – Distribuição do CG em condição de TOW

Da observação da distribuição de CG representada na figura 19, constata-se que ainda resta muito espaço à direita (*aft*) da ITL indicada pelo fabricante, permitindo que se consiga colocar o ZFW CG o mais à direita possível, de modo a otimizar-se a distribuição de pontos de CG, tal como pretendido.

Como primeira abordagem, e para implementar uma nova ITL, foi necessário saber qual a margem de recuo possível para a ITL de modo a não comprometer o envelope de voo, i.e., de modo a garantir que em caso algum haja C.G.'s fora do mesmo. Esta situação traria problemas operacionais e/ou estruturais, pelo que a sua adopção está, de resto, completamente interdita pelas autoridades de aviação civil.

Visto que o leque de voos obtidos era suficientemente representativo, optou-se por utilizar a posição de C.G. mais à direita do envelope, quer para a fase de ZFW quer para TOW. Partindo da posição destes dois pontos de CG, e procurando deixar uma margem de segurança de 5 unidades de índice, fez-se deslocar a já definida ITL, para uma posição que levasse a que o ponto de ZFW mais à direita, após deslocação desta, ainda ficasse dentro dos limites do envelope de voo e com uma margem de 5 unidades de índice em relação ao limite mais à direita (*aft ZFW limit*) do envelope de voo.

No entanto, e após uma visita técnica à GroundForce (empresa que elabora as load sheets da aeronave em causa), verificou-se que o programa informático actualmente em uso para a realização das load sheets, apresenta uma limitação no que respeita à distribuição da posição do CG. Por outras palavras, o utilizador do programa vai fazer aproximar o valor final do CG para a posição de TOW da ITL, manipulando a distribuição dos passageiros e dos contentores de carga, por secções do avião. Verificou-se, então, que a distribuição destes itens não é condicionada pelas disposições do programa informático, estando antes sujeita à sensibilidade e experiência do técnico responsável pela elaboração das folhas de carga, o qual deverá tentar localizar a posição do CG o mais próximo da ITL quanto possível.

Outro problema igualmente detectado na utilização deste programa, prende-se com o facto de o programa não fazer distinção em termos de cálculo de momentos, quando o utilizador do programa, coloca passageiros na secção A ou na secção B, apresentando neste caso o mesmo valor de CG, quando na realidade, tal situação não se verifica.

Detectou-se, ainda, uma outra fragilidade inerente ao procedimento operacional actualmente adoptado para a operação de peso e centragem. De facto, o software utilizado devolve sempre duas aproximações de CG à ITL, e normalmente uma destas encontra-se mais próxima da ITL do que a outra. Ora, os utilizadores do programa, aquando da escolha da posição do CG, irão escolher a aproximação mais contígua à ITL. Contudo, nem sempre, esta é a melhor opção, visto que podemos ter um ponto de CG mais afastado da ITL, à direita, e outro mais próximo desta, mas à esquerda, onde neste caso, é preferível ficar com a aproximação do ponto à direita da ITL, ainda que mais afastado desta, i.e., um CG mais posterior, que se reflectirá em termos de economia de combustível.

Posto isto, e verificado que com o actual programa de peso e balanceamento a implementação de uma ITL trás grande melhoria em termos de optimização da posição do CG. Ainda assim, sugeriu-se à companhia aérea em causa, utilizar como ITL, a linha que delimita o limite à esquerda do envelope de voo (aft ZFW limit), subtraído de 4 unidades de index como margem de segurança (ainda que garantido que jamais o programa informático em uso, deixa emitir uma load sheet com o CG fora do envelope de voo), somente para efeitos operacionais.

3.1.2 MÉODO COMPUTACIONAL – MÉTODO DE HARDY

Para a implementação de um modelo matemático que determinasse com exactidão qual o valor óptimo do CG do avião, para uma dada configuração de voo, recorreu-se, em primeiro lugar, ao programa informático PEP (Performance Engineering Program), desenvolvido pela construtora do avião. Este programa determina, entre outros parâmetros, o valor do CG e consumo de combustível previsto para uma dada missão, No entanto, não prevê a determinação da posição óptima do CG que garante o menor consumo de combustível.

Seguidamente, e utilizando as folhas de carga (loadsheets) anteriormente usadas para o estudo da ITL, juntamente com os planos de voo correspondentes, definiram-se as variáveis de input e output que contribuem de forma significativa para o consumo de combustível. Na tabela 2, indicam-se quais as variáveis consideradas como input e output no método computacional aplicado, bem como o respectivo domínio de aplicação mostrado na mesma tabela, na coluna designada “Interval {min ; max}”.

Tabela 2 – Inputs e outputs usados no método computacional

Inputs		Interval {min ; max}
Cruise Altitude (ft)	39000	{37000 ; 40000}
TOW (kg)	206797	{174592 ; 227951}
Distance (nm)	3500	{522 ; 4293}
Cruise Wind (kts)	-10	{-27 ; 4}
Outputs		
Optimal Trip Fuel (kg)	43950	
Optimal TOW CG (%)	37	

Como se observa, temos para variáveis de entrada, ou *input*, a altitude de cruzeiro (Cruise Altitude), o peso à descolagem (Take-off Weight, TOW), a distância percorrida (Distance – Great Circle Distance) e a intensidade do vento (Cruise Wind), sendo que apenas se consideram as intensidades de vento de frente (head wind) ou vento de cauda (tail wind). Note-se que, para o efeito de cálculos, a componente de vento de frente é considerada como prejudicial ao consumo de combustível, tendo sempre intensidade negativa (sinal -); por sua vez, a componente de vento de cauda contribui para a redução do consumo de combustível, pelo que tem sempre intensidade positiva (sinal +) [9].

Nos voos analisados e validados, i.e., em que todos os parâmetros necessários para a aplicação do método de Hardy estavam disponíveis, construiu-se o domínio da função, e, posteriormente, estabeleceram-se critérios de optimização da função obtida. Esta função devolve a posição do CG que minimiza o consumo de combustível com base nos valores de entrada,. Usou-se o software MATLAB como ferramenta de desenvolvimento do método de Hardy. O erro de aproximação máximo obtido foi de $\approx 1.005752779 \times 10^{-7}$.

De modo a verificar a validade dos resultados obtidos pela aplicação do processo computacional, estes foram comparados com outros resultantes da aplicação do programa PEP para os mesmos valores de entrada, acrescido de uma posição arbitrária do CG para cada iteração (pois como já referido, este programa não otimiza a posição do CG).

O software PEP utiliza, por defeito, alguns valores standardizados. Na Tabela 3 encontram-se mostrados esses mesmos parâmetros, correspondentes ao valor de funcionamento de ar-condicionado durante o voo, a activação (ou não) do sistema de anti-gelo (anti icing), a temperatura, o factor de desgaste da aeronave (drag factor), quantidade de combustível de reserva (fuel reserves), a velocidade de cruzeiro em termos de número de Mach (Cruise Mach), a quantidade de combustível para o táxi (taxi fuel), bem como o tempo médio associado ao mesmo (taxi time).

Tabela 3 – Parâmetros pré-definidos pelo software PEP.

Parameter	Condition
Air Conditioning	100%
Anti Icing	off
Temperature (K)	ISA+10,5
Drag factor	1.035
Fuel Reserves	5%
Cruise Mach	0.780
Taxi Fuel (Kg)	150
Taxi Time (min)	12

Na Tabela 4 encontram-se os valores de entrada utilizados com o objectivo de simular a quantidade de combustível necessário a bordo (Total FOB), em função da posição do CG. As condições de entrada são as mesmas utilizadas na aproximação do método de Hardy (ver tabela 2), acrescido do valor de CG e de Payload.

Tabela 4 – Inputs e Outputs para um exemplo de voo típico, usando o software PEP.

Inputs										
Cruise Altitude (ft)	39000	39000	39000	39000	39000	39000	39000	39000	39000	39000
CG (%)	30	31	32	33	34	35	36	37	38	
Payload (kg)	30000	30000	30000	30000	300000	30000	30000	30000	30000	
Distance (nm)	3500	3500	3500	3500	3500	3500	3500	3500	3500	
Cruise Wind (kts)	-10	-10	-10	-10	-10	-10	-10	-10	-10	
Outputs										
Total FOB (kg)	51175	51140	51068	51032	51002	50969	50983	50964	50974	
Trip Fuel (kg)	44161	44126	44057	44021	43992	43959	43970	43950	43955	
TOW (kg)	206989	206954	206882	206846	206817	206783	206797	206778	206788	

Da observação da Tabela 4, conclui-se que a aproximação feita pelo programa PEP evidencia se minimiza o consumo de combustível, e conseqüentemente o peso à descolagem (TOW), para um CG localizado a 37% MAC,. Assim, para um CG a 37%MAC, o combustível necessário para a viagem (trip fuel) é reduzido de 44161Kg para 43950Kg, isto é -211Kg para a mesma viagem, caso esta fosse efectuada com um CG a 30%MAC.

Sendo este um voo considerado “típico” para a frota A330, e sendo esta constituída por 12 aviões, voando em média 300 dias por ano, podemos considerar uma redução aproximada de cerca de 759600Kg de combustível por ano, que equivale a cerca de 455000 euros, considerando um preço médio actual de 600 euros por tonelada de JETA1, quando o avião voa com o CG na sua posição óptima. A isto acresce, ainda, uma conseqüente redução significativa de emissões poluentes.

Por conseguinte, o “Total FOB”, i.e., o total de combustível a bordo – combustível para a viagem+reservas+contingências , é reduzido na mesma proporção.

Verifica-se, portanto, que a aproximação realizada pelo método de Hardy é coerente com os resultados do PEP: ambos os mecanismos de aproximação devolvem exactamente os mesmos resultados, i.e., uma posição óptima do TOW CG a 37%MAC, que se traduz num Trip Fuel de 43950Kg.

O gráfico da figura 21, relativo a este mesmo voo, permite verificar claramente esta tendência de diminuição de consumo de combustível com a variação de CG, sendo notório que a quantidade de combustível a bordo decresce quase linearmente entre os 30% e os 35% MAC, , estabilizando posteriormente entre os 35% e os 38% MAC.

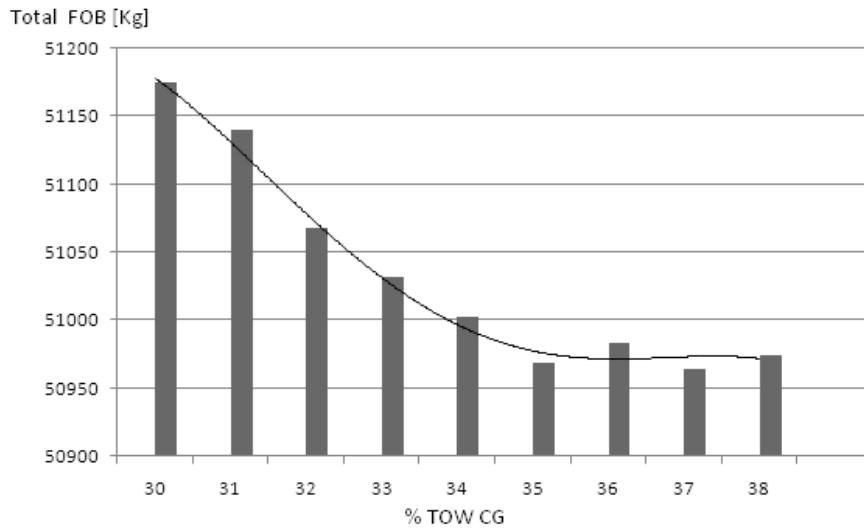


Figura 22 – Efeito da posição do TOW CG no Total FOB.

Há uma posição específica do CG, onde $\partial C_{M,CG} / \partial \alpha = 0$, i.e., a variação do CG com o ângulo de ataque, é igual a zero. Nesta condição, a posição do CG é definida como “neutra” (*neutral point*) [10]. No gráfico da figura 22, o TOW CG a 37% MAC, corresponde ao mínimo de consumo de combustível. Para este tipo de avião, o ponto neutro está tipicamente localizado a 35% MAC. Qualquer localização do CG atrás deste ponto, resulta de um incremento, ainda que pequeno, no consumo de combustível [10].

Relembrando a definição de centro aerodinâmico para uma asa (ponto onde os momentos são independentes do ângulo de ataque), então o ponto neutro pode ser considerado como o centro aerodinâmico do avião. Por conseguinte, a posição ótima do TOW CG pode ser definida a 37% MAC, para o exemplo de voo acima considerado,. Contudo, e analisando outros voos, verifica-se que o ponto neutro não é, na verdade, fixo. Na prática, este ponto nem sempre está localizado na sua posição teórica devido a várias condicionantes, tais como o ângulo de downwash (ângulo formado entre o vento relativo na empenagem horizontal e o escoamento não perturbado) [10].

CAPÍTULO VI

CONCLUSÕES

Com o presente trabalho foi possível retirar as seguintes ilações:

- A posição do CG do avião influencia fortemente o consumo de combustível. Porém, a sua posição óptima varia de avião para avião, sendo que no modelo de avião em estudo, Airbus A330, existe um depósito de combustível especialmente concebido para efeitos de controlo da posição do CG em voo (trim tanque);
- A utilização de uma ITL modificada revelou-se um método de optimização bastante interessante, sendo um processo bastante simples e eficaz no controlo da localização do CG. No entanto, a aplicação deste método em todo o seu potencial exige o recurso a um software que garanta a distribuição de payload, de modo a obter um valor de CG o mais próximo possível da ITL;
- Os procedimentos operacionais actualmente utilizados pela empresa responsável pela operação de peso e centragem podem sair grandemente prejudicados com a possibilidade de intervenção do operador sob o programa informático, reduzindo o processo de optimização de forma significativa; Por outro lado, o actual programa informático utilizado por esta empresa possui algumas limitações técnicas que não permitem uma correcta abordagem e consequente optimização da posição do CG;
- A utilização de um processo computacional recorrendo ao método de Hardy mostrou-se bastante satisfatório para realizar uma aproximação ao valor óptimo do CG conducente à minimização do consumo de combustível. Em todas as simulações efectuadas, foi possível constatar uma muito boa correlação entre os valores obtidos pela utilização deste método e aqueles obtidos pelo software de desempenho fornecido pelo fabricante da aeronave;

A utilização de uma posição óptima para o CG é uma excelente via de redução de consumo de combustível ao dispor da companhia aérea, não acarretando custos de aplicação significativos. Por outro lado, facilmente se demonstra que a utilização de um valor de CG optimizado, mesmo que pouco alterado face aos valores actualmente utilizados, permite uma poupança significativa de combustível se considerarmos a operação anual de toda a frota de aviões de médio e longo curso;. As implicações na redução das emissões poluentes são também óbvias e notórias;

Como trabalhos futuros, propõem-se as seguintes linhas de acção:

- Aplicar o método de optimização a um número mais significativo de variáveis de entrada, ou seja, estendendo o número de parâmetros e voo que têm impacto sobre o desempenho da aeronave;
- Verificar a validade dos resultados fornecidos pelo método de optimização desenvolvido no âmbito deste trabalho através de voos reais programados segundo a abordagem sugerida, comparando-os com outros obtidos em condições semelhantes para voos executados segundo os procedimentos operacionais actualmente adoptados pela transportadora aérea.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Airbus, “Getting to grips with Cost Index”, Issue III, *Flight operations support & assistance*, May 1998, Blagnac, France;
- [2] FAA, “Aircraft Weight and Balance Handbook”, *U.S. Department of Transportation – Flight Standard Services*, 2007, USA;
- [3] Airbus, “Getting to grips with the Weight and Balance”, *Flight operations support & assistance*, Blagnac, France;
- [4] Airbus, “Getting to grips with Fuel Economy”, Issue IV, *Flight operations support & assistance*, October 2004, Blagnac, France;
- [5] Girosi, F., Poggio, T, “ Networks and the best approximation property”; *Biological Cybernetics*, 63, 1990, pp. 169-176;
- [6] Hardy, R.L., “Multiquadric equations of topography and other irregular surfaces”; *Journal of Geophysics Research*, 76, 1971, pp. 1905-1915;
- [7] Bousson, K., “Optimal Synchronization Control of Chaotic Oscillators with Unknown Dynamics”; *International Journal of Nonlinear Science and Numerical Simulation*, In press, 2009;
- [8] Bousson, K., “Direct Optimal Control Using Multiquadrics Parameterization”; *8th Portuguese Conference on Automatic Control*, July 21-23, 2008, Vila Real, pp. 923-928;
- [9] Hale, F. and Steiger, A., “Effects of Wind on Aircraft Cruise Performance”, *Journal of Aircraft*, AIAA, Vol.16,No.6, Article 78-1496, June 1979 ;
- [10] Anderson, J., “Introduction to Flight”, fifth edition, McGraw-Hill, USA, 2005.

ANEXO

**Artigo publicado e apresentado em conferência internacional “8th World Congress on
Structural and Multidisciplinary Optimization”**