

IMPLEMENTAÇÃO DA SEPARAÇÃO VERTICAL MÍNIMA DE 300 METROS
ENTRE NÍVES DE VÔO (RVSM) NO ESPAÇO AÉREO DA AMÉRICA DO SUL
E CARIBE: ANÁLISE DOS IMPACTOS AMBIENTAIS E ENERGÉTICOS

Carlos Quintiere Costa

DISSERTAÇÃO SUBMETIDA AO CORPO DOCENTE DA COORDENAÇÃO
DOS PROGRAMAS DE PÓS-GRADUAÇÃO DE ENGENHARIA DA
UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE JANEIRO COMO PARTE DOS
REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE MESTRE
EM CIÊNCIAS EM ENGENHARIA DE TRANSPORTES.

Aprovada Por:

Prof. Márcio Peixoto de Sequeira Santos, Ph. D.

Prof. Ronaldo Balassiano, Ph. D.

Prof. Respício Antonio do Espirito Santo Jr., D. Sc.

Dr. Ricardo Rodrigues Pacheco, D. Sc.

RIO DE JANEIRO, RJ – BRASIL

DEZEMBRO DE 2005

Livros Grátis

<http://www.livrosgratis.com.br>

Milhares de livros grátis para download.

COSTA, CARLOS QUINTIERE

Implementação da Separação Vertical
Mínima de 300 metros entre Níveis de Vôo
(RVSM) no Espaço Aéreo da América do Sul
e Caribe: Análise dos Impactos Ambientais e
Energéticos [Rio de Janeiro] 2005

IX, 105 p. 29,7 (COPPE/UFRJ, M. Sc.,
Engenharia de Transportes, 2005)

Dissertação – Universidade Federal do Rio
de Janeiro, COPPE

1. Separação Vertical entre Níveis de Vôo

I. COPPE/UFRJ II. Título (série)

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus, por me permitir a vida e aos meus pais, Aulio Abílio Santos Costa e Éda Quintiere Costa (in memoriam), a quem devo a pessoa que sou e grande parte desta conquista.

A minha esposa Marli Neves Quintiere Costa pela compreensão, paciência e apoio.

A toda minha família, em especial à meus tios Jessé Cortines Peixoto, Léa Quintiere Cortines Peixoto, Antônio Valério Pires Filho e Célia Costa Pires (in memoriam), meus primos Sonia, Ricardo, Sérgio, Gustavo e Antônio Carlos e as minhas cunhadas Angela e Sonia.

Ao Professor e Orientador Márcio Peixoto de Sequeira Santos, pela experiência, colaboração e clareza de conselhos.

A todos os integrantes da Banca Examinadora.

A todos os colegas do Curso de Mestrado em Engenharia de Transportes da COPPE/UFRJ, em especial à Bruno Araújo Perrota, Luiz Carlos de Avellar Jr., Marcelo Viana e Rafael Walts Matera, pela amizade e companheirismo.

Aos amigos da Varig, Antonio José Mazzoli da Rocha, Murillo Ayrthon Pinheiro Cubas Jr. e em especial à Marcos Périssé Lima, que me propiciou a oportunidade de trabalhar em aviação.

A todos aqueles que direta ou indiretamente contribuíram para o desenvolvimento deste trabalho.

Resumo da Dissertação apresentada à COPPE/UFRJ como parte dos requisitos necessários para a obtenção do grau de Mestre em Ciências (M. Sc.)

IMPLEMENTAÇÃO DA SEPARAÇÃO VERTICAL MÍNIMA DE 300 METROS
ENTRE NÍVEIS DE VÔO (RVSM) NO ESPAÇO AÉREO DA AMÉRICA DO SUL
E CARIBE: ANÁLISE DOS IMPACTOS AMBIENTAIS E ENERGÉTICOS

Carlos Quintiere Costa

Dezembro/2005

Orientador: Márcio Peixoto de Sequeira Santos

Programa: Engenharia de Transportes

Este estudo analisa os impactos ambientais e energéticos da implementação da Separação Vertical Mínima de 300 Metros entre Níveis de Vôo no Espaço Aéreo da América do Sul e Caribe. *Reduced Vertical Separation Minimum* (RVSM) é um programa destinado a aumentar a oferta de espaço aéreo, reduzindo a atual separação mínima requerida de 2000 pés (610 metros) para 1000 pés (305 metros). O RVSM é atualmente utilizado no espaço aéreo do Atlântico Norte, Pacífico Norte e Europa. Com a implementação do RVSM as companhias aéreas presenciaram um aumento na capacidade e eficiência operacional, além de uma melhora no controle de tráfego aéreo. O RVSM também proporcionou um benefício ao meio ambiente, pela redução de combustível queimado e de emissões de monóxido de carbono (CO), dióxido de carbono (CO₂), óxidos de nitrogênio (NO_x) e de enxofre (SO_x).

Abstract of Dissertation presented to COPPE/UFRJ as a partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science (M. Sc.)

IMPLEMENTATION OF A 300 METERS VERTICAL SEPARATION MINIMUM
BETWEEN FLIGHT LEVELS IN THE AIRSPACE OF THE CARIBE AND
SOUTH AMERICA: EMISSIONS AND ENERGETIC IMPACT ANALYSIS

Carlos Quintiere Costa

December/2005

Advisor: Márcio Peixoto de Sequeira Santos

Department: Transport Engineering

This study analyses the emissions and energetic impact for the implementation of a 300 meters Vertical Separation Minimum in the Airspace of the South American and Caribbean Regions. Reduced Vertical Separation Minimum (RVSM) is a program designed to increase usable airspace by reducing the vertical separation between airplanes, reducing today's 2000 feet separation requirement to 1000 feet. The RVSM is already utilized in the North Atlantic, North Pacific and European airspace. With the implementation of RVSM airlines companies saw an increase in operating capacity, improved operating efficiency and increase controller flexibility. The RVSM also provided environmental benefit due to the reduction on fuel burned and carbon monoxide (CO₂), carbon dioxide (CO₂) and oxides of nitrogen (NO_x) and sulphur (SO_x) emission production.

ÍNDICE	
RESUMO	iii
ABSTRACT	iv
ÍNDICE DE FIGURAS	ix
ÍNDICE DE TABELAS	xi
1. INTRODUÇÃO	1
1.1. Apresentação	1
1.2. Objetivos	2
1.3. Justificativa	3
1.4. Estrutura	3
2. CARACTERIZAÇÃO DO PROBLEMA	6
2.1. Histórico e Situação Atual	6
2.3. Tecnologia Existente	9
2.5. Processo de Certificação	31
3. DESENVOLVIMENTO DE UM MODELO CONCEITUAL SIMBÓLICO	43
3.1. Objetivo do Capítulo	43
3.2. A Teoria Geral de Sistemas	43
3.3. O Sistema	46
3.4. Os Subsistemas	47
3.5. Modelo Conceitual Simbólico	51
3.6. Equações de Constrangimento	54
3.7. Modelo Conceitual Simbólico de um Sistema de Altimetria	55
3.8. Considerações Finais	56
4. IDENTIFICAÇÃO E ANÁLISE DOS PRINCIPAIS IMPACTOS	57
4.1. Objetivo do Capítulo	57
4.2. Influência na Economia de Combustível	57

4.3. Influência na Redução de Emissões	66
5. ANÁLISE DOS IMPACTOS AMBIENTAIS E ENERGÉTICOS: ESTUDOS DE CASO	70
5.1. Objetivo do Capítulo	70
5.2. Estudo Comparativo de Consumo de Combustível	70
5.3. Estudo Comparativo de Emissão de Poluentes	85
6. CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA FUTURAS PESQUISAS	89
7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	93
8. ANEXOS	97

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2.1 – Diferença de altitude pressão em relação a temperatura	13
Figura 2.2 – Sistema de pitot estático	15
Figura 2.3 – Sistema de computador de dados do ar	16
Figura 2.4 – Localização dos tubos de pitot estático	20
Figura 2.5 – Acoplamento com a tubulação do sistema de pressão estática	21
Figura 2.6 – Localização dos computadores de dados do ar	22
Figura 2.7 – Alteração nas conexões do computadores de dados do ar	23
Figura 2.8 – Área de inspeção visual	25
Figura 2.9 – Área de medição de ondulações	27
Figura 2.10 – Medição de ondulações na superfície da fuselagem	28
Figura 2.11 – Planilha de medição das ondulações da superfície da fuselagem	29
Figura 2.12 – Relação entre erros de altimetria	36
Figura 2.13 – Sistema de monitoramento altimétrico GMU	37
Figura 2.14 – Sistema de monitoramento altimétrico HMU	39
Figura 3.1 – Esquema Gráfico de um Sistema	45
Figura 3.2 – Modelo Conceitual Simbólico de um Sistema de Altimetria	55
Figura 4.1 - Níveis de vôo no espaço aéreo RVSM	58
Figura 4.2. – Altitude ótima B-737-300	60
Figura 4.3 – Altitude ótima B-767-300	61
Figura 4.4 – Altitude ótima B-777-200	62
Figura 4.5 – Step Climb	65
Figura 5.1 – Perfil vertical do vôo GIG/BSB com separação vertical de 2000 pés	72
Figura 5.2 – Perfil vertical do vôo GIG/BSB com separação vertical de 1000 pés	73
Figura 5.3 – Perfil vertical do vôo GIG/MAO com separação vertical de 2000 pés	75
Figura 5.4 – Perfil vertical do vôo GIG/MAO com separação vertical de 1000 pés	77
Figura 5.5 – Perfil vertical do vôo GIG/EZE com separação vertical de 2000 pés	79
Figura 5.6 – Perfil vertical do vôo GIG/EZE com separação vertical de 1000 pés	80
Figura 5.7 – Perfil vertical do vôo GRU/MEX com separação vertical de 2000 pés	82
Figura 5.8 – Perfil vertical do vôo GRU/MEX com separação vertical de 1000 pés	83

ÍNDICE DE TABELAS

Tabela 2.1 – Custos estimados de manutenção	30
Tabela 2.2 – Requisitos para vôos de monitoramento	41
Tabela 4.1 – B-737-300 - Decremento por voar fora da altitude ótima	63
Tabela 4.2 – B-767-300 - Decremento por voar fora da altitude ótima	59
Tabela 4.3 – B-777-200 - Decremento por voar fora da altitude ótima	59
Tabela 5.1 – Comparação de combustível consumido nas etapas do estudo	84
Tabela 5.2 – Ganhos de economia de combustível	86
Tabela 5.3 – Redução anual de emissões	88

1. INTRODUÇÃO

1.1. Apresentação

Estudos realizados pela ICAO (*International Civil Aviation Organization*), mostraram que o crescimento econômico de um lado e a diminuição gradativa das tarifas de outro, foram os principais fatores do crescimento mundial do tráfego aéreo desde o final da Segunda Grande Guerra Mundial. Durante este período, a principal causa da redução nos custos das viagens aéreas foi o avanço tecnológico das aeronaves. Entretanto, futuros melhoramentos na eficiência e produtividade das aeronaves não serão tão significativos como nas décadas de cinquenta e sessenta onde a produtividade era quadruplicada a cada dez anos. Conseqüentemente, no futuro, o aumento do tráfego aéreo dependerá mais da atividade econômica que dos avanços tecnológicos na fabricação de aeronaves (PAVOUX, J. 1995).

Segundo a ICAO, está previsto um aumento de 5% ao ano no tráfego aéreo mundial nos próximos 10 anos. Em estudo similar, o ATAG (Air Transport Action Group) grupo que reúne uma coalizão de empresas de aviação, fabricantes de aeronaves e outras organizações interessadas ou envolvidas na aviação comercial, descreve o transporte aéreo como “uma das principais forças econômicas e fonte de enorme riqueza”, que transporta mais de 1,25 bilhões de passageiros, mais de 22 milhões de toneladas de carga (1/4 do valor das exportações mundiais de manufaturados) e prevê um aumento de 5% ao ano entre 1994 e 2010, aumento este significativamente maior que o esperado para o crescimento do Produto Interno Bruto Mundial. No ano de 2010 o impacto econômico da aviação comercial poderá exceder \$ 1,5 trilhões de dólares norte americanos anuais, provendo mais de 30 milhões de postos de trabalho (DONNE, M. 1995).

O grande aumento no tráfego aéreo no mundo, e principalmente na área do Atlântico Norte, estava acarretando um aumento nos atrasos dos vôos devido ao controle de tráfego aéreo e acarretando um aumento no consumo de combustível, devido as aeronaves não poderem utilizar níveis de vôo que permitissem um melhor

aproveitamento energético dos seus motores e pela necessidade de transportar maior quantidade de combustível para poder contabilizar um tempo de vôo maior que o normalmente necessário devido ao congestionamento dos níveis de vôo disponíveis.

DA SILVA (2001), em seu trabalho intitulado “Impactos Sócio-Econômicos do Congestionamento de Tráfego Aéreo no Brasil” cita que 15% dos vôos efetuados entre a América do Sul e Europa, se realizaram fora dos níveis de vôo ótimos.

Devido às razões acima descritas, a ICAO iniciou em 1980, estudos de viabilidade sobre a questão da redução da separação vertical mínima entre níveis de vôo de 600 metros (2000 pés) para 300 metros (1000 pés). Estes estudos vieram confirmar que a separação de 2000 pés entre níveis de vôo, utilizada nesta época, não mais comportava a grande demanda de tráfego aéreo na Europa, Atlântico Norte e Pacífico Norte e que a separação mínima vertical de 300 metros (RVSM), aumentaria o número de níveis de vôo disponíveis, permitindo de aumentar o fluxo de aeronaves em um mesmo espaço aéreo e seria a maneira mais rápida, com a melhor razão custo benefício e utilizando tecnologia disponível, para solucionar os problemas de atrasos decorrentes de controle de tráfego aéreo, aumento de capacidade de tráfego, além de alcançar significativa economia de combustível e redução de emissões de poluentes.

A introdução da separação vertical mínima de 300 metros entre níveis de vôo (RVSM), foi inicialmente implementada no espaço aéreo do Atlântico Norte em 1997 e posteriormente adotada no espaço aéreo do Pacífico Norte e Europa. A implementação do RVSM no espaço aéreo da América do Sul e Caribe, teve início em janeiro de 2005, estando prevista estar totalmente operacional em junho de 2007, quando deverá propiciar benefícios similares aos obtidos nas regiões onde já está sendo utilizada.

1.2. Objetivo

O presente trabalho tem por objetivo principal analisar os impactos ambientais e energéticos da implementação da Separação Vertical Mínima de 300 Metros entre Níveis de Vôo (RVSM) no espaço Aéreo da América do Sul e

Caribe, avaliando as modificações técnicas necessárias para as aeronaves atingirem o grau de precisão altimétrica requerida, comparar as vantagens e desvantagens dos diferentes métodos de monitoramento e certificação, bem como desenvolver um modelo conceitual simbólico de um sistema de altimetria de uma aeronave, elaborado sob o enfoque da Teoria Geral de Sistemas, que permitirá uma melhor análise do comportamento de cada etapa do referido sistema isoladamente.

Por fim, este trabalho tem por objetivo desenvolver estudos de caso, utilizando diferentes etapas de vôo, com a finalidade de quantificar a economia de combustível e a redução de emissões obtidas com a implementação da referida separação vertical.

1.3. Justificativa

A implementação do RVSM no espaço aéreo da América do Sul e Caribe, irá permitir uma considerável economia de combustível. Esta economia é devida ao fato das aeronaves terem maiores possibilidades de voarem próximo ou na altitude que proporcione o melhor consumo específico possível.

O RVSM, também irá proporcionar uma redução de emissão de poluentes na atmosfera, devido a uma redução na queima de combustível de origem fóssil, auxiliando assim a minimizar as externalidades negativas do setor de transporte aéreo.

1.1. Estrutura

As orientações metodológicas do presente trabalho baseiam-se na compreensão do funcionamento de um sistema de altimetria de uma aeronave, dos critérios e métodos de certificação empregados e dos fatores que influenciam no consumo de combustível e redução de emissões.

O trabalho consta de cinco capítulos, além do introdutório, cada um brevemente delineado a seguir, a fim de que seja facilitada a compreensão de seu desenvolvimento e da seqüência dos assuntos tratados.

Capítulo 1 - INTRODUÇÃO

A parte introdutória faz uma breve apresentação do trabalho, seus objetivos e apresenta a organização que será tratada.

Capítulo 2 – CARACTERIZAÇÃO DO PROBLEMA

Apresenta um histórico sobre a separação vertical entre níveis de vôo, a tecnologia atualmente empregada no sistema de altimetria de uma aeronave, as modificações necessárias para estarem aptas a operar em um espaço aéreo com separação vertical mínima de 300 metros entre níveis de vôo (RVSM) e os requisitos necessários para a certificação de um operador e sua aeronave.

Capítulo 3 – DESENVOLVIMENTO DE UM MODELO CONCEITUAL SIMBÓLICO

Este capítulo tem como objetivo desenvolver um Modelo Conceitual Simbólico de um sistema de altimetria de uma aeronave, sob o enfoque sistêmico da Teoria Geral de Sistemas, analisando o comportamento de cada etapa do sistema isoladamente.

Capítulo 4 – IDENTIFICAÇÃO E ANÁLISE DOS PRINCIPAIS IMPACTOS

Neste capítulo serão analisados e descritos os principais impactos da separação vertical mínima de 300 metros entre níveis de vôo (RVSM), na economia de combustível e sua influência na redução de emissões de poluentes na atmosfera.

Capítulo 5 – ANÁLISE DOS IMPACTOS AMBIENTAIS E ENERGÉTICOS: ESTUDOS DE CASO

Este capítulo tem como objetivo analisar os impactos ambientais e energéticos da implementação da separação vertical mínima de 300 metros entre níveis de vôo (RVSM) no espaço aéreo da América do Sul e Caribe, mediante estudos de caso, onde são comparados trechos utilizando a atual separação vertical de 2000 pés, com a separação de 1000 pés disponibilizada com a implementação do RVSM, a fim de quantificar a economia de combustível obtida, bem como efetuar um análise da redução de emissões de poluentes na atmosfera.

Capítulo 6 – CONCLUSÕES

Por fim, o capítulo 6, com as conclusões e recomendações para trabalhos futuros.

2. CARACTERIZAÇÃO DO PROBLEMA

2.1. Histórico e Situação Atual

Na década de 50 o teto operacional das aeronaves de transporte era 29.000 pés (8.839 m) ou FL 290 como é normalmente denominado pelos fabricantes de aeronaves e controladores de tráfego aéreo e a separação vertical utilizada entre os níveis de vôo era 1.000 pés (305 m).

Com a introdução das aeronaves com motores a reação no final de 1958, por razões técnicas e econômicas, começaram a ser utilizados níveis de vôo superiores ao FL 290 (29.000 pés), pois estas aeronaves tinham capacidade de atingir o FL 410 (41.000 pés).

Devida a reduzida precisão dos altímetros utilizados nesta época e ao grande aumento na velocidade das aeronaves, a *International Civil Aviation Organization* (ICAO) decidiu em 1966 que acima do FL 290 seria aplicada uma separação vertical mínima de 2.000 pés entre os níveis de vôo, ficando denominado como espaço aéreo superior, os seguintes níveis de vôo: FL 290, FL 310, FL 330, FL 350, FL 370, FL 390 e FL 410.

Ao final da década de 70, devido ao grande aumento no preço dos combustíveis em decorrência da primeira crise do petróleo e ao constante aumento na demanda por maior capacidade de tráfego aéreo, a ICAO iniciou um programa de estudos para examinar a possibilidade de reduzir a separação vertical mínima aplicada aos níveis de vôo do espaço aéreo superior, para o mesmo valor aplicado aos níveis inferiores ao FL 290.

No artigo intitulado *A BRIEF HISTORY OF VERTICAL SEPARATION* (ICAO, 1998) é descrita a criação do RGCSPP (*Review of the General Concepts of Separation Panel*), organização internacional destinada a realizar estudos de viabilidade sobre a questão da redução da separação mínima vertical de 2000 pés

para 1000 pés. Estes estudos vieram confirmar que a atual separação de 2000 pés entre níveis de vôo, não mais comportavam a grande demanda de tráfego aéreo na Europa, Atlântico Norte e Pacífico Norte e que a separação mínima vertical de 1000 pés (RVSM), seria a maneira mais rápida e com a melhor razão custo benefício para solucionar os problemas de atrasos decorrentes de controle de tráfego aéreo, aumento de capacidade de tráfego, alcançar significativa economia de combustível e utilizando tecnologia disponível oferecer maior flexibilidade operacional aos controladores de tráfego aéreo.

Como consequência destes estudos realizados pelo RGCSP, foram efetuados testes de altimetria com as aeronaves comerciais utilizadas nesta época, tendo sido observado que as aeronaves equipadas com motores à reação de primeira geração como o B-707, B-727, B-737-200, Caravele, Comet IV, DC-8 e DC9, apresentaram uma precisão média de altimetria de aproximadamente 350 pés (107 m). Aeronaves mais modernas de segunda geração como o B-747, B-767, B-737-300 DC-10, MD-11 e A-300 obtiveram resultados melhores que 100 pés (30 m), ficando concluído que estas aeronaves, após um programa de aferição, certificação e monitoramento, poderiam operar em um espaço aéreo com separação vertical de 1.000 pés (ICAO, 1988).

Em 1991 a região do Atlântico Norte foi selecionada para testar a implementação deste novo conceito de separação vertical. Esta região foi escolhida devido ao grande congestionamento de tráfego aéreo e pela característica bidirecional do seu fluxo de tráfego, pois nas áreas oceânicas entre o Canada e a Irlanda todas as aeronaves utilizavam os mesmo corredor de aerovias sendo direcionadas para seus respectivos destinos somente após entrar no espaço aéreo destes dois países. (ICAO, 1998)

Como resultado desta escolha a *Federal Aviation Administration* (FAA) e o *ICAO North Atlantic Systems Planning Group* começaram a desenvolver programas no intuito de por em prática testes que permitissem avaliar a viabilidade técnica e operacional deste conceito.

Testes operacionais começaram a ser realizados em março de 1997. O *North Atlantic Minimum Navigation Performance Specification* (NAT MNPS), utilizava o espaço aéreo compreendido entre a Latitude N27° e o polo Norte e entre as áreas oceânicas de *New York* nos Estados Unidos da América do Norte e *Shanwick* na Irlanda, onde começou a se realizar os testes com separação vertical de 1000 pés, inicialmente entre os níveis de vôo FL330 e FL370. Após 12 meses de testes, em março de 1998, devido aos resultados satisfatórios, a mesma separação vertical foi ampliada para compreender os níveis de vôo FL310 e FL390, ficando assim oficialmente implementada a operação, passando a ser compulsória a certificação de aeronaves e operadores para utilizarem o referido espaço aéreo. Portanto, a implementação inicial das operações RVSM transcorreram no espaço aéreo NAT MNPS, sendo seus critérios posteriormente adotados em outras áreas onde o RVSM foi aplicado.

A operação RVSM no Pacífico Norte onde as características das rotas e dos tipos de aeronaves empregadas eram muito similares as do Atlântico Norte, foi iniciada em de fevereiro de 2000, no espaço aéreo *Oakland Oceanic* e *Anchorage Oceanic*, entre os níveis de vôo FL 290 e FL 390.

Na Europa, o início dos estudos de implementação do RVSM começaram em 1995 e o início da operação em janeiro de 2002, no espaço aéreo do EUROCONTROL, que compreende os seguintes países: Albânia, Áustria, Bélgica, Bósnia Herzegovina, Bulgária, Croácia, Chipre, República Checa, Dinamarca, Estónia, República Federal da Yugoslávia, Finlândia, França, Alemanha, Grécia, Hungria, Irlanda, Itália, Letónia, Lituânia, Luxemburgo, Malta, Moldavia, Mônaco, Marrocos, Holanda, Noruega, Polónia, Portugal, Romênia, Eslovênia, Espanha, Suécia, Suíça, Macedónia, Turquia, Ucrânia e Reino Unido (EUROCONTROL, 2000).

A implementação do RVSM no espaço aéreo do EUROCONTROL foi muito mais complexa, devido a grande variedade de tipos de aeronaves, da complexa estrutura dos órgãos de controle de tráfego aéreo, da grande densidade de tráfego, do grande percentual de aeronaves mudando os seus níveis de vôo, da grande quantidade de países e concentração de aeroportos.

Apesar de todas as dificuldades em sua implementação, o programa RVSM no espaço aéreo do EUROCONTROL atingiu ou superou todas as metas estabelecidas no tocante a aumento na oferta de fluxo de espaço aéreo, diminuição de atrasos decorrentes de controle de tráfego, economia de combustível e diminuição de emissão de poluentes.

Para coordenar a implementação do RVSM no espaço aéreo da América do Sul e Caribe, a ICAO criou em 1997 o *Caribbean and South American Regional Planning and Implementation Group* (GREPECAS) e na terceira reunião realizada em 1999 em Buenos Aires, ficou aprovada a implementação do RVSM no espaço aéreo da América do Sul e Caribe em duas fases distintas, a primeira em janeiro de 2002 no corredor de tráfego aéreo entre a Europa e América do Sul e a segunda englobando todo o espaço aéreo da América do Sul e Caribe, teve início em janeiro de 2005, estando prevista estar totalmente operacional em junho de 2007 (ICAO, 2003).

2.2. Tecnologia Existente

2.2.1 Objetivo do item

O presente item tem como objetivo fornecer embasamento teórico sobre o funcionamento do sistema de altimetria de uma aeronave de última geração, mostrando também, quais verificações e modificações são necessárias para qualificar uma aeronave a operar em um espaço aéreo com separação vertical mínima de 300 metros.

2.2.2. Caracterização do Sistema de Altimetria de uma aeronave

O sistema de altimetria de uma aeronave funciona baseado na variação da pressão atmosférica, utilizando o princípio de medição do peso da atmosfera descoberto por Torricelli em 1643. De acordo com a Norma de Serviço IAC 3508-91-0895 do Departamento de Aviação Civil (DAC), altimetria tem a seguinte definição: “O sistema de altimetria de uma aeronave compreende todos aqueles

elementos envolvidos no processo de coletar a pressão estática do ar não perturbado, convertendo-a em informação de altitude pressão”.

Basicamente, um altímetro de aviação é um instrumento que mede a pressão atmosférica ambiente da mesma forma que um barômetro, tendo como diferença a escala, que no barômetro é graduado em unidades de pressão e no altímetro em unidades de comprimento.

O barômetro de Torricelli utilizava uma coluna de mercúrio para medir a pressão atmosférica. Nos barômetros modernos se utiliza uma capsula aneróide, que se constitui em uma cápsula de metal fino, ondulado e flexível, com vácuo e uma mola em seu interior. Quando a pressão atmosférica diminui, a capsula se expande e quando a pressão aumenta a capsula se contrai, mostrando assim a variação da pressão atmosférica.

O altímetro de uma aeronave funciona como um manômetro de pressão absoluta, que mede a pressão do ar externo. Possui uma escala graduada em pés ou metros, que indica a altitude da aeronave, utilizando uma cápsula aneróide. O movimento da capsula aciona um mecanismo que faz mover o ponteiro de indicação de altitude no mostrador do instrumento.

Os altímetros barométricos apresentam dois tipos de erros de leitura:

- Erro constante: é inerente ao instrumento, devido a características de fabricação e instalação na aeronave, e podem ser compensados;
- Erro variável: é causado pelas variações na pressão atmosférica e na temperatura do ar, podendo também ser compensado, desde que se conheçam as condições de temperatura e pressão existentes. Como o altímetro é acionado pela pressão atmosférica, o mesmo é calibrado para condição padrão de pressão atmosférica definida pela ICAO.

De acordo com a ICAO, a atmosfera padrão internacional, corresponde ao nível do mar, a uma temperatura de 15° C e a uma pressão atmosférica de 1013,2 hectopascal (hPa). Este valor de 15° C ao nível do mar, é conhecido como temperatura padrão internacional (International Standard Atmosphere) ou ISA.

A pressão atmosférica não varia somente com a altitude, pois quando o ar da atmosfera é aquecido sofre uma expansão diminuindo sua densidade. Como as condições de temperatura e pressão da atmosfera são muito variáveis, dificilmente são encontradas as condições de atmosfera padrão, por esta razão o altímetro que está calibrado para atmosfera padrão, normalmente apresenta erro de indicação da altitude em relação ao nível do mar. Este erro pode ser compensado nas aeronaves mais modernas pelo computador de dados do ar (air data computer) que corrige a leitura do instrumento para variações de pressão atmosférica e temperatura.

Quando uma aeronave está voando em uma rota utilizando níveis de vôo pré estabelecidos (níveis de vôo informados nas cartas de navegação aérea), as altitudes informadas são em relação à atmosfera padrão, portanto o computador de dados do ar da aeronave deve corrigir a altitude pressão obtida pelo instrumento em altitude padrão ou seja a altitude em relação ao nível do mar para as condições padrões de temperatura e pressão atmosféricas definidas pela ICAO, também conhecida com nível de vôo (Flight Level) ou FL.

Acordo as normas da ICAO, o nível de vôo (FL) é mostrado nas cartas aeronáuticas, ou informado pelos controladores de tráfego aéreo em centenas de pés, ou seja, altitudes de 10000 pés, 21000 pés e 39000 pés, correspondem respectivamente ao FL 100, FL 210 e FL 390.

Aeronaves comerciais de segunda geração como o B-747, B-767, B-737-300, DC-10, MD-11 e A-300, não utilizam informações de altitude diretamente dos altímetros pneumáticos, pois estão equipadas com um sistema de computadores digitais de dados do ar (digital air data computer system) que permite obter uma maior precisão altimétrica. Este sistema monitora as condições atmosféricas em que a aeronave está operando, processa estes dados, corrigindo a altitude pressão para altitude padrão ou nível de vôo (FL) e envia estes dados corrigidos para os vários sistemas da aeronave que necessitam destas informações.

Para melhor entendimento das variações de altitude em relação ao nível do mar, que podem ocorrer devido a variação da pressão atmosférica e temperatura, mostramos abaixo na Figura 2.1, exemplos da diferença de altitude pressão em relação ao nível do mar, de uma aeronave executando um vôo no FL 050 (5000 pés), para uma mesma pressão atmosférica padrão de 1013,2 hPa ao nível do mar, que corresponde à 843,0 hPa no FL 050 e duas diferentes condições de temperatura (ISA-15 e ISA+15), em relação à temperatura padrão (ISA), que ao nível do mar corresponde a 15° C, e no FL 050 corresponde à 5,09° C.

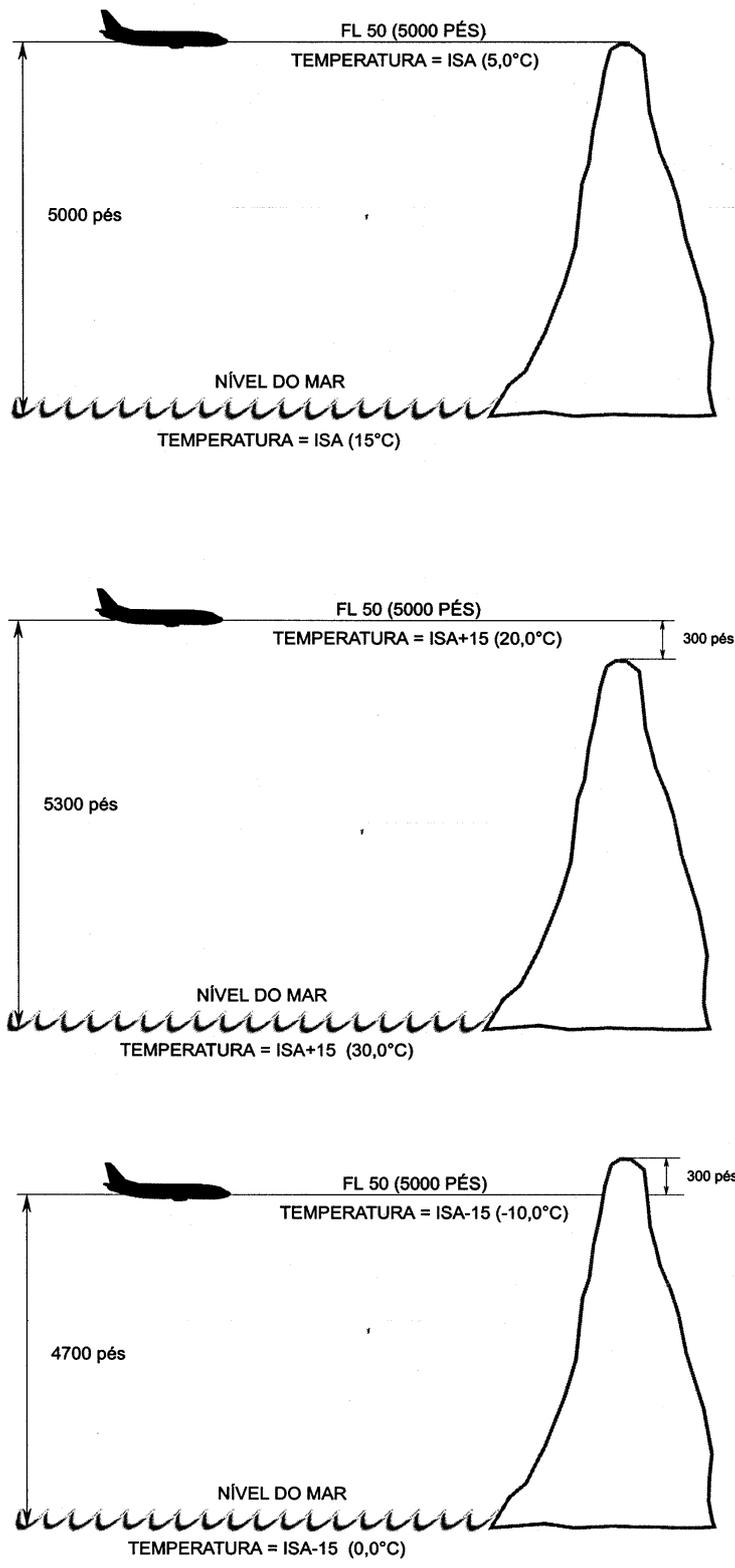


Figura 2.1: Diferença de altitude pressão em relação a temperatura

2.2.3. Descrição do sistema de altimetria das aeronaves B-767

Para simplificação deste estudo, a aeronave Boeing modelo B-767 será utilizada como referência para descrição mais detalhada dos sistemas de altimetria e das modificações técnicas necessárias para certificar uma aeronave para operar em um espaço aéreo RVSM.

O sistema utilizado nas aeronaves B-767 é similar ao utilizado pelas outras aeronaves de segunda geração. Consiste basicamente em quatro sistemas pitot estáticos (pitot-static probes), dois sistemas de tomada estática alternadas, dois computadores digitais de dados do ar (air data computers), dois sensores de ângulo de ataque (angle of attack sensors) e um indicador de temperatura do ar (total air temperature probe).

Com os dados de pressão ambiente, pressão de impacto, temperatura, ângulo de ataque e altitude pressão, os computadores dos dados do ar convertem estas informações análogas em dados digitais e os transmitem por barramentos de dados para os instrumentos de vôo e navegação, onde os tripulantes recebem as informações de altitude padrão por meio de um altímetro elétrico (altímetro primário). Essas informações de altitude corrigida se aproximam da altitude padrão definida pela ICAO e requerida pela rota onde está operando. Para uso de emergência, no caso de haver falha dos computadores de dados do ar, a aeronave esta equipada com um sistema de altímetro e velocímetro de contingência (Standby), que fornecem dados análogos de velocidade e altitude não corrigidas.

A Figura 2.2, encontrada no manual de sistemas das aeronaves B-767, mostra o esquema de sistema de pitot estático, com suas linhas de pressão do ar de impacto (pitot) e pressão do ar estático. A Figura 2.3, do mesmo manual, apresenta o sistema de computador dos dados do ar sendo alimentado por informações dos sistemas de pitot estático, temperatura do ar e indicador de ângulo de ataque que enviam de forma digital as informações de altitude para os sistemas de altímetros elétricos e navegação inercial.

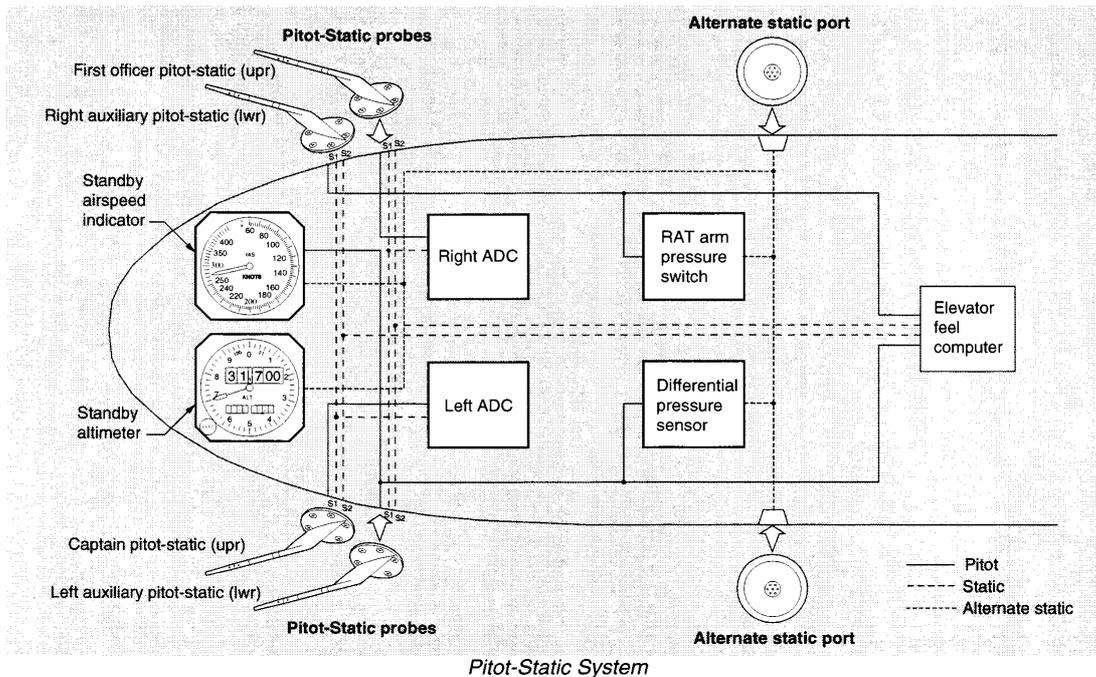


Figura 2.2: Sistema de pitot estático (Boeing, 1996)

Legendas da Figura 2.2:

- Alternate Static Source: fonte alternada de pressão estática;
- Capitain pitot-static: pitot estático do comandante;
- Differential pressure sensor: sensor de pressão diferencial;
- Elevator fell computer: computador de sensibilidade do profundor;
- First officer pitot-static: pitot estático do primeiro oficial;
- Left ADC: computador de dados do ar do lado esquerdo;
- Pitot Static System: sistema de pitot estático;
- Pitot-Stactic probes: sondas de pitot estático;
- RAT arm pressure switch: sensor de pressão de turbina acionada pelo ar;
- Right ADC: computador de dados do ar do lado direito;
- Standby altimeter: altímetro de contingência (secundário);
- Standby airspeed Indicator: Indicador de velocidade do ar de contingência (secundário).

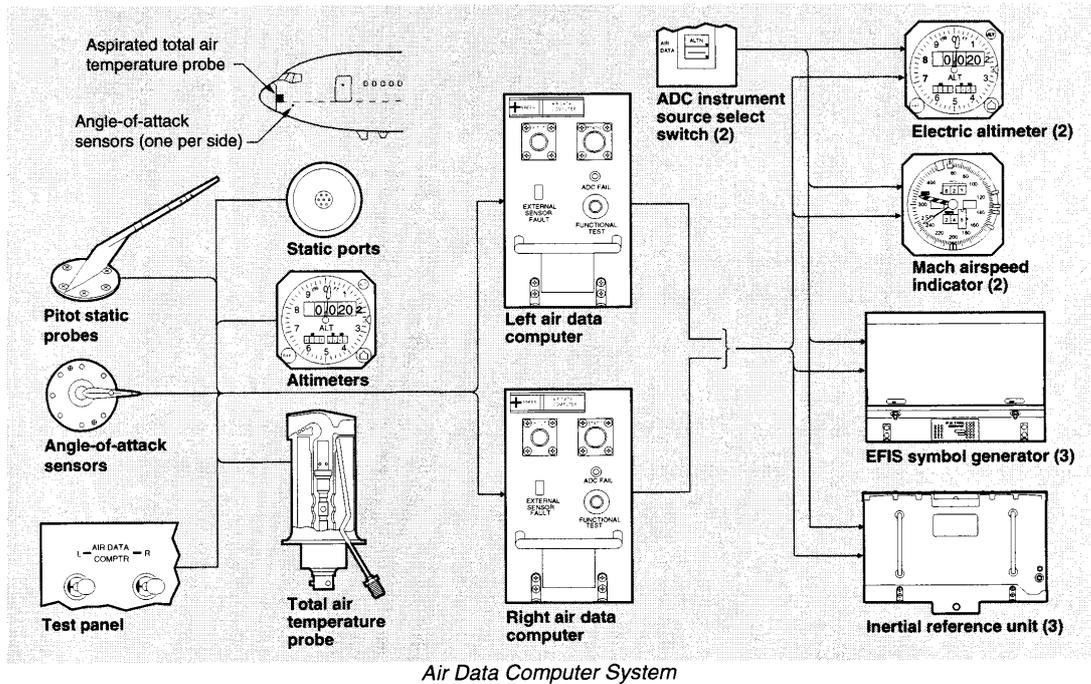


Figura 2.3: Sistema de computador de dados do ar (Boeing, 1996)

Legendas da Figura 2.3:

- ADC instrument source select switch: chave de seleção dos instrumentos dos computadores de dados do ar;
- Air Data Computer System: sistema de computadores de dados do ar;
- Angle-of-attack sensors: sensores de ângulo de ataque;
- Altimeters: altímetros (Contingência);
- EFIS symbol generator: gerador de caracteres do sistema de instrumentação eletrônica;
- Electric altimeter: altímetro elétrico (primário);
- Left air data computer: computador de dados do ar do lado esquerdo;
- Mach airspeed indicator: indicador de velocidade do ar em relação ao número de Mach (velocidade do som);
- Pitot-Static probes: sondas de pitot estático;
- Right air data computer: Computador de dados do ar do lado direito;
- Static ports: portas de tomada de pressão estática;
- Test panel: painel de teste;
- Total air temperature probe: sonda de temperatura total do ar.

2.2.4. Modificações Necessárias para Operar no RVSM

Como anteriormente mencionado, as aeronaves de segunda geração, equipadas com computadores digitais de dados do ar, têm uma precisão altimétrica média de 100 pés (30 metros). Porém, como muitas destas aeronaves foram fabricadas anteriormente ao início das operações com RVSM, sendo necessário que todas as aeronaves não certificadas pelo fabricante sejam inspecionadas e caso necessário modificadas, para poderem estar qualificadas à efetuarem os vôos de monitoramento de precisão altimétrica e caso aprovadas, poderem requerer junto as autoridades aeronáuticas locais, certificação para operar em um espaço aéreo com separação vertical de 1000 pés (RVSM).

A certificação concedida pela autoridade aeronáutica não se refere apenas à aeronave. Ela engloba a aeronave, o vôo de monitoramento altimétrico, o plano de manutenção e o treinamento dos mecânico e tripulantes técnicos.

Os critérios técnicos e operacionais para a certificação de aeronaves e operadores no Brasil, estão contidos na Norma de Serviço (NOSER) IAC-3508-91-0895, emitida pelo Departamento de Aviação Civil (DAC), intitulada “ORIENTAÇÃO PRELIMINAR PARA APROVAÇÃO DE OPERADORES E DE AERONAVES PARA OPERAÇÕES COM SEPARAÇÃO VERTICAL MÍNIMA REDUZIDA”. Esta NOSER é a equivalente brasileira à *LEAFLET NO 6 (Guidance Material on the Approval of Aircraft and Operations For Flight in The Airspace Above Flight Level 290 Where a 300 m (1000 ft) Vertical Separation Minimum is Applied)* e ao Memorandum 91-RVSM (*Interin Guidance for Approval of Aircraft for Reduced Vertical Separation Minimum (RVSM) Flight*) emitidas, respectivamente pela JAA (*Joint Aviation Administration*) e FAA (*Federal Aviation Administration*).

A NOSER IAC-3508-91-0895, define basicamente os seguintes itens:

- Definições: definições e termos utilizados no documento;
- Processo de Aprovação: critérios para aprovação da aeronave e operador
- Desempenho RVSM: envelope de vôo, erro do sistema de altimetria (ESA) e manutenção de altitude;

- Sistemas da aeronave: equipamentos de altimetria, alerta de altitude e controle automático de altitude;
- Aprovação de Aeronavegabilidade: aprovação de aeronavegabilidade RVSM e modificação pós-aprovação;
- Aeronavegabilidade continuada (Requisitos de manutenção): equipamentos de testes, aprovação do programa de manutenção, práticas de manutenção, treinamento e
- Aprovação operacional: análise e avaliação, vôos de validação, programas de verificação / acompanhamento e condições para suspensão de autorização RVSM.

As orientações contidas na NOSER IAC-3508-91-0895 são normativas e de carácter genérico, não especificando nenhum tipo de aeronave, cabendo ao operador obter informações técnicas específicas junto aos fabricantes das aeronaves.

Os fabricantes de aeronaves fornecem informações técnicas específicas para cada modelo e grupo de aeronaves, sobre as inspeções e/ou modificações a serem efetuadas, basicamente através de dois tipos de documentos: Carta de Serviço (Service Letter) e Boletim de Serviço (Service Bulletin).

A Carta de Serviço fornece ao operador da aeronave um sumário sobre o assunto de referência, as ações compulsórias que devem ser tomadas, os Boletins de Serviço que devem ser executados, sugestões operacionais e as referências técnicas onde podem ser encontradas informações mais detalhadas sobre o assunto enfocado.

O Boletim de Serviço informa ao operador da aeronave ou a firma de manutenção que vai executar as modificações, detalhes técnicos de engenharia a serem executadas, quais componentes necessitam ser substituídos, os tipos de ferramentas necessárias, o número de homens hora para executar o serviço e outras informações técnicas.

Dependendo do modelo e época de fabricação das aeronaves, os Boletins de Serviço podem exigir desde uma simples inspeção e verificação dos sistemas de

altimetria ou no caso de aeronaves mais antigas de primeira geração, troca dos computadores analógicos dos dados do ar por modelos digitais mais modernos, além de reparos das superfícies da fuselagem da aeronave nas áreas adjacentes a tomadas de pressão estática.

2.2.5. Descrição das modificações efetuadas nas aeronaves B-767

Para ficarem aptas a efetuarem os vôos de monitoramento de precisão altimétrica, as aeronaves B-767 necessitam segundo as Cartas de Serviço 767-SL-02-011-C (Anexo) e 767-SL-34-107, incorporar as modificações contidas nos Boletins de Serviço 767-34-0234, 767-340237 e 767-53-0068 (Anexo), que tratam respectivamente da substituição dos tubos de pitot estáticos, modificação nos computadores de dados do ar e inspeção da fuselagem nas áreas adjacentes as tomadas de pressão estática.

Será analisado a seguir, de forma resumida, os serviços de manutenção efetuados em cada Boletim de Serviço, sendo explicadas as razões técnicas que levaram a estes serviços ou modificações.

a) Boletim de Serviço 767-34-0234

Este Boletim informa as instruções de engenharia para a substituição dos quatro tubos de pitot estáticos que originalmente equipavam as aeronaves B-767, por um novo modelo que recebeu um revestimento especial de níquel, para evitar que eventual aparecimento de corrosão na sua superfície e nas áreas adjacentes aos orifícios das tomadas de pressão estática possam acarretar turbilhonamento do ar que passa a grande velocidade nestas áreas induzindo a um erro na medição da pressão estática. Esta informação de pressão estática é enviada aos computadores de dados do ar, que após analisar estes dados, com as informações de temperatura externa, velocidade e ângulo de ataque da aeronave, informam através do barramento de dados a altitude padrão para os altímetros elétricos situados nos painéis de instrumentos da aeronave. Nas Figuras 2.4 e 2.5, encontradas no boletins de serviço emitido pelo fabricante da aeronave, são mostradas as localizações dos tubos de pitot

na aeronave, bem como seu acoplamento com a tubulação o sistema de pressão estática.

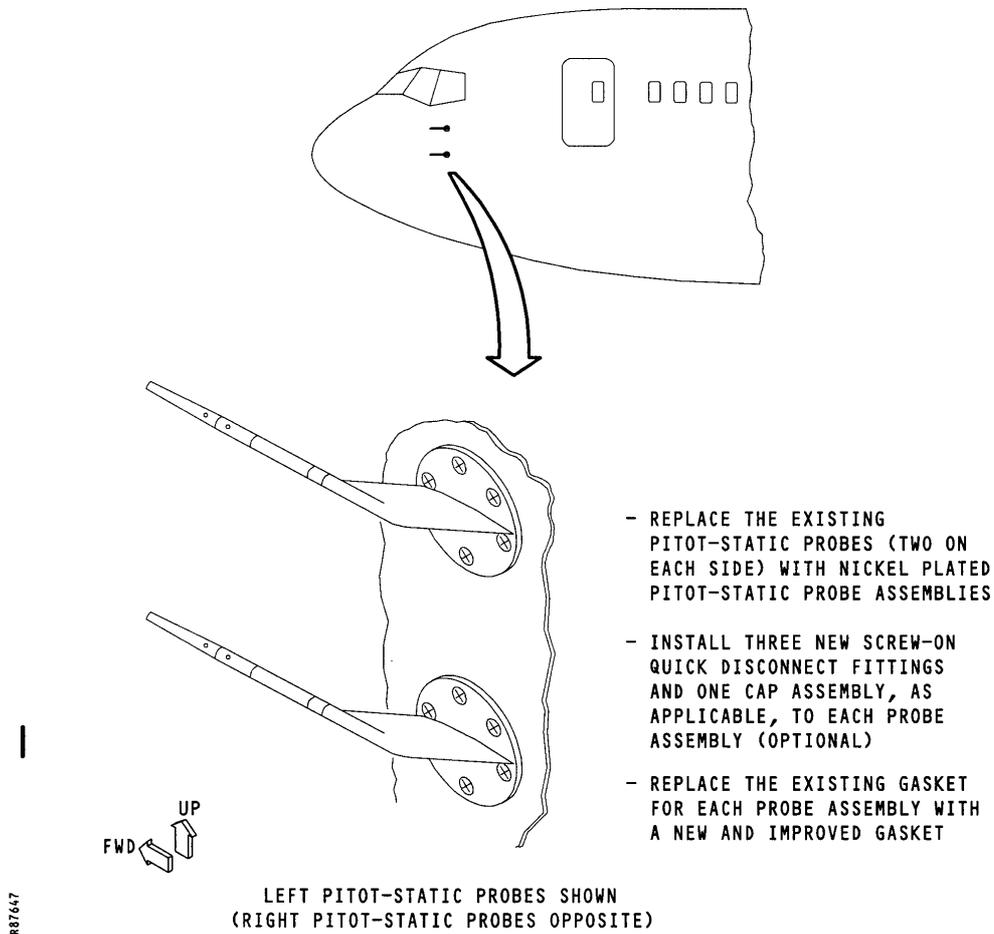


Figura 2.4: Localização dos tubos de pitot estático (Boeing, 1999)

Legendas da Figura 2.4:

- Left Pitot-Static Probes Shown: mostra as sondas de pitot estático do lado esquerdo;
- Right Pitot-Static Probes Opposite: sondas do pitot estático direito no lado oposto.

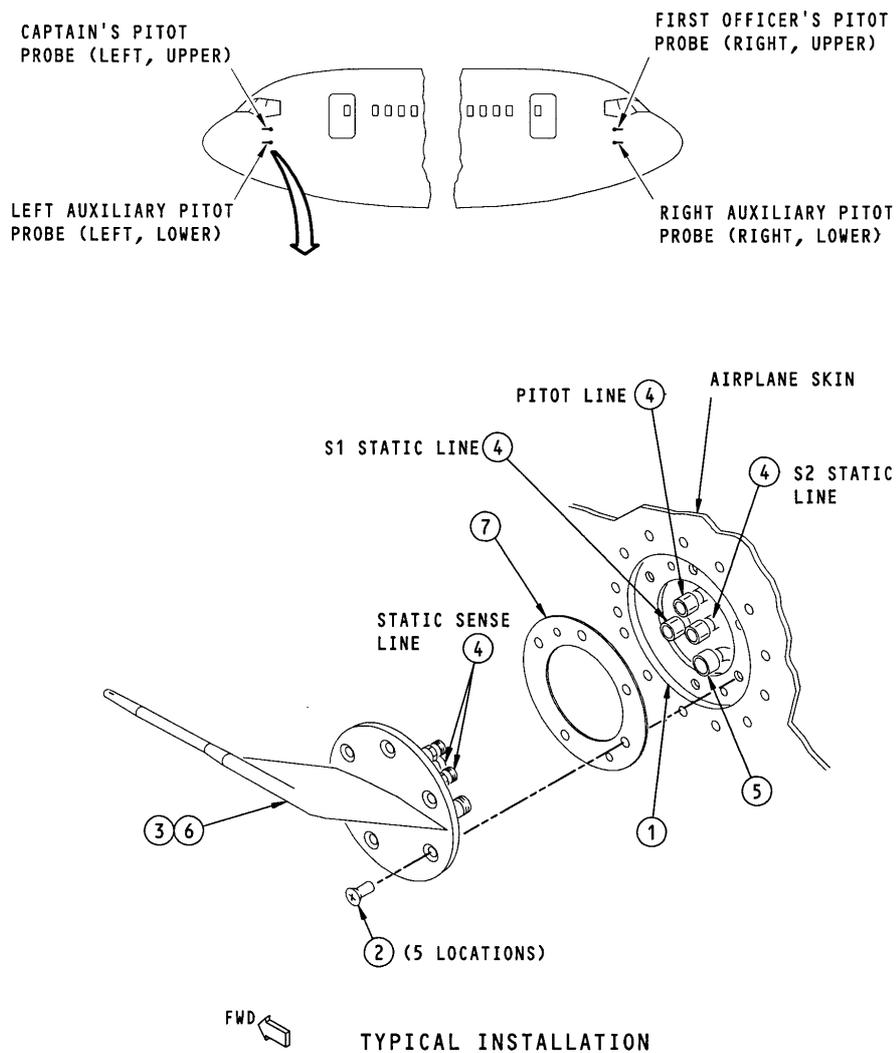
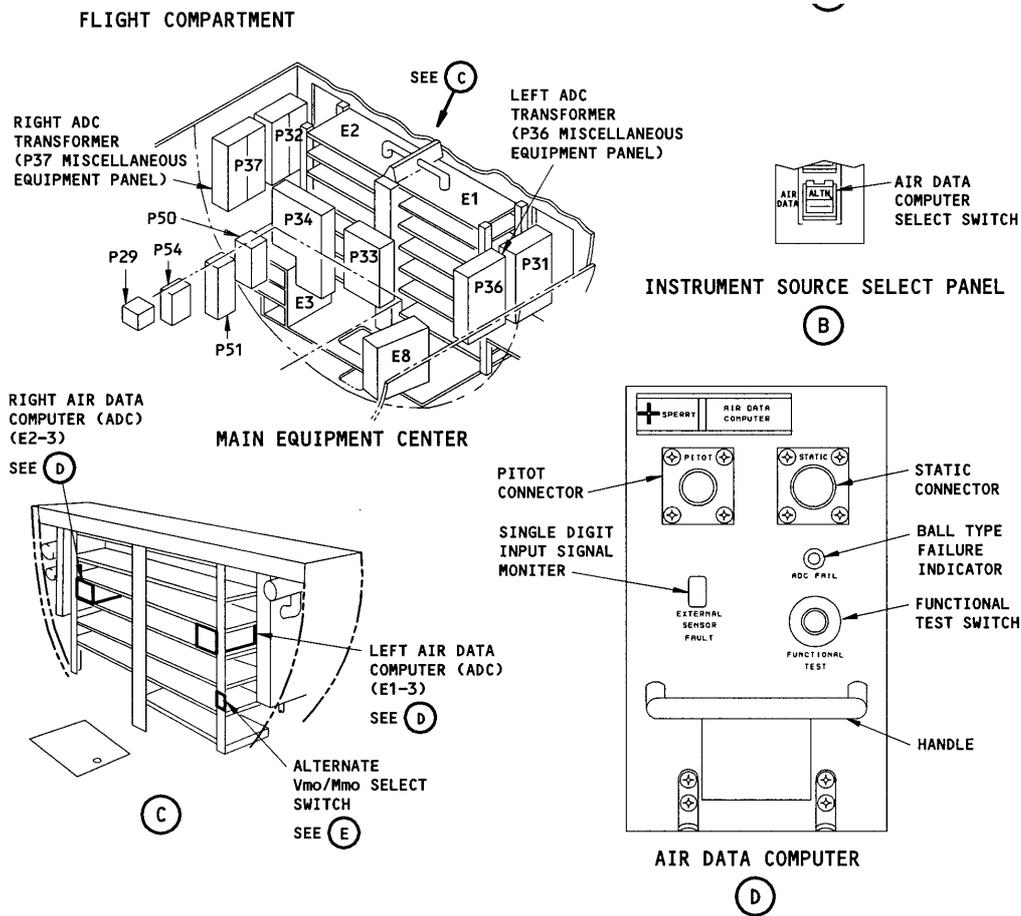


Figura 2.5: Acoplamento com a tubulação do sistema de pressão estática (Boeing, 1999)

Legendas da Figura 2.5:

- Airplane skin: revestimento da aeronave;
- Captain's pitot probe (left, upper): sonda pitot do comandante (esquerda, superior);
- First officer's pitot probe (right, upper): sonda pitot do primeiro oficial (direita, superior);
- Left auxiliary pitot probe (left, lower): sonda pitot auxiliare esquerda (esquerda, inferior);
- Pitot line: linha de pitot (pressão do ar de impacto);
- Right auxiliary pitot probe (left, lower): sondas pitot auxiliares direita (direita, inferior);
- S1 Static line: linha de pressão estática S1;
- S2 Static line: linha de pressão estática S2;
- Typical Instalation: instalação típica.

Este Boletim informa as instruções de engenharia para as modificações nas conexões de programação (*program pin*) dos dois computador de dados do ar, para modificar a correção do erro para a tomada alternada de pressão estática (*static source error correction*), afim de cumprir com a precisão requerida para operar com separação vertical mínima de 1000 pés (RVSM), caso seja necessária a utilização da tomada alternada de pressão estática, que é somente utilizada em caso de pane no sistema primário de pitot estático. A figura 2.6, encontrada no referido boletim de serviço, mostra a localização dos computadores de dados do ar no porão eletrônico da aeronave e a Figura 2.7, o diagrama com as novas conexões elétricas dos referidos computadores.

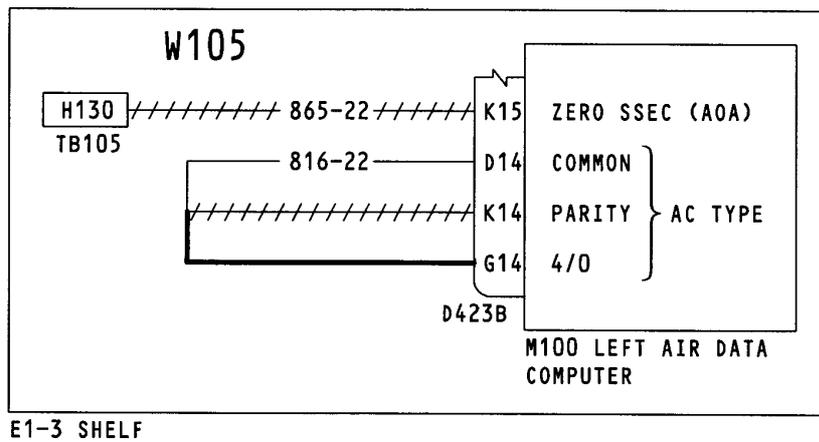


Air Data Computing System - Component Location
Figure 1 (Sheet 1)

Figura 2.6: Localização dos computadores de dados do ar (Boeing, 1998)

Legendas da Figura 2.6:

- Air Data Computer: computador de dados do ar;
- Air Data Computing System – Component Location: sistema de computadores de dados do ar – localização de componentes;
- Flight Compartmet: compartimento de vôo;
- Instrument Source Select Panel: painel seletor da fonte dos instrumentos;
- Main Equipment Center: centro principal de componentes.



E1-3 SHELF

REFERENCE: 767 WIRING DIAGRAM 34-12-12

- ADDED WIRE OR NEW ROUTING
- //// DELETED WIRE OR FORMER ROUTING
- EXISTING WIRE

Figura 2.7: Alteração nas conexões do computador de dados do ar (Boeing, 1998)

Legendas da Figura 2.7:

- Added Wire or New Routing: cabo adicionado ou nova ligação;
- Deleted Wire or Former Routing: cabo retirado ou ligação anterior;
- Existing Wire: cabo existente;
- M100 Left Air Data Computer: M100 computador de dados do ar esquerdo;
- Reference: 767 wiring Diagram 34-12-12: referência: 767 diagrama de cablagem 34-12-12.

c) Boletim de Serviço 767-53-0068

Este Boletim informa as instruções para inspecionar a superfície externa da fuselagem, na área crítica que circunda o sistema de pitot estático, pois ondulações nesta área, podem acarretar turbilhonamento do ar que passa a grande velocidade, induzindo a um erro na medição da pressão estática. Esta informação de pressão estática é enviada aos computadores de dados do ar, que após analisar estes dados, junto as informações de temperatura externa, velocidade e ângulo de ataque da aeronave, informam através do barramento de dados a altitude padrão para os altímetros elétricos situados nos painéis de instrumentos da aeronave.

Na Figura 2.8, retirada do referido boletim de serviço, é mostrada a área onde deve ser feita a inspeção visual na superfície da fuselagem da aeronave.

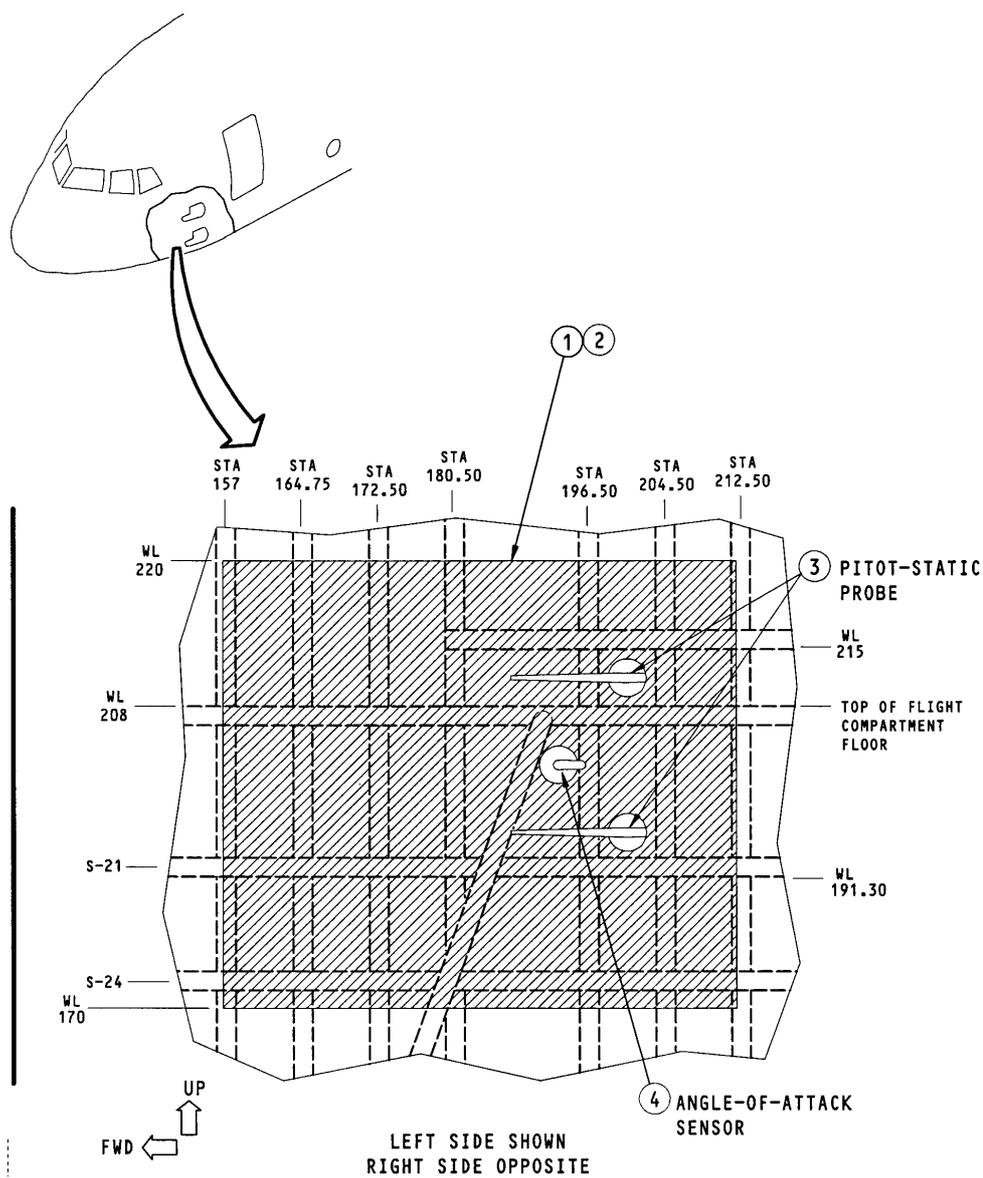


FIGURE 2. VISUAL INSPECTION OF THE CRITICAL AREA

Figura 2.8: Área de inspeção visual (Boeing, 1997)

Legendas da Figura 2.8:

- Angle-of-attack sensor: sensor de ângulo de ataque;
- Pitot-Static Probe: sonda de pitot estática;
- Visual inspection of the critical area: inspeção visual da área crítica.

Na Figura 2.9 do mesmo boletim, é informada a área onde devem ser efetuadas as 103 medições de ondulação da superfície da fuselagem, utilizando uma ferramenta especial, que deve ser adquirida ou alugada junto ao fabricante da aeronave. Esta ferramenta consiste basicamente em um conjunto de réguas calibradas que devem ser instadas próximas a superfície da fuselagem, onde desliza acoplado um micrômetro (relógio comparímetro), que mede as ondulações da fuselagem nas áreas delimitadas. A Figura 2.10, mostra a ferramenta de medição de ondulações da superfície da fuselagem, sendo utilizada em uma aeronave.

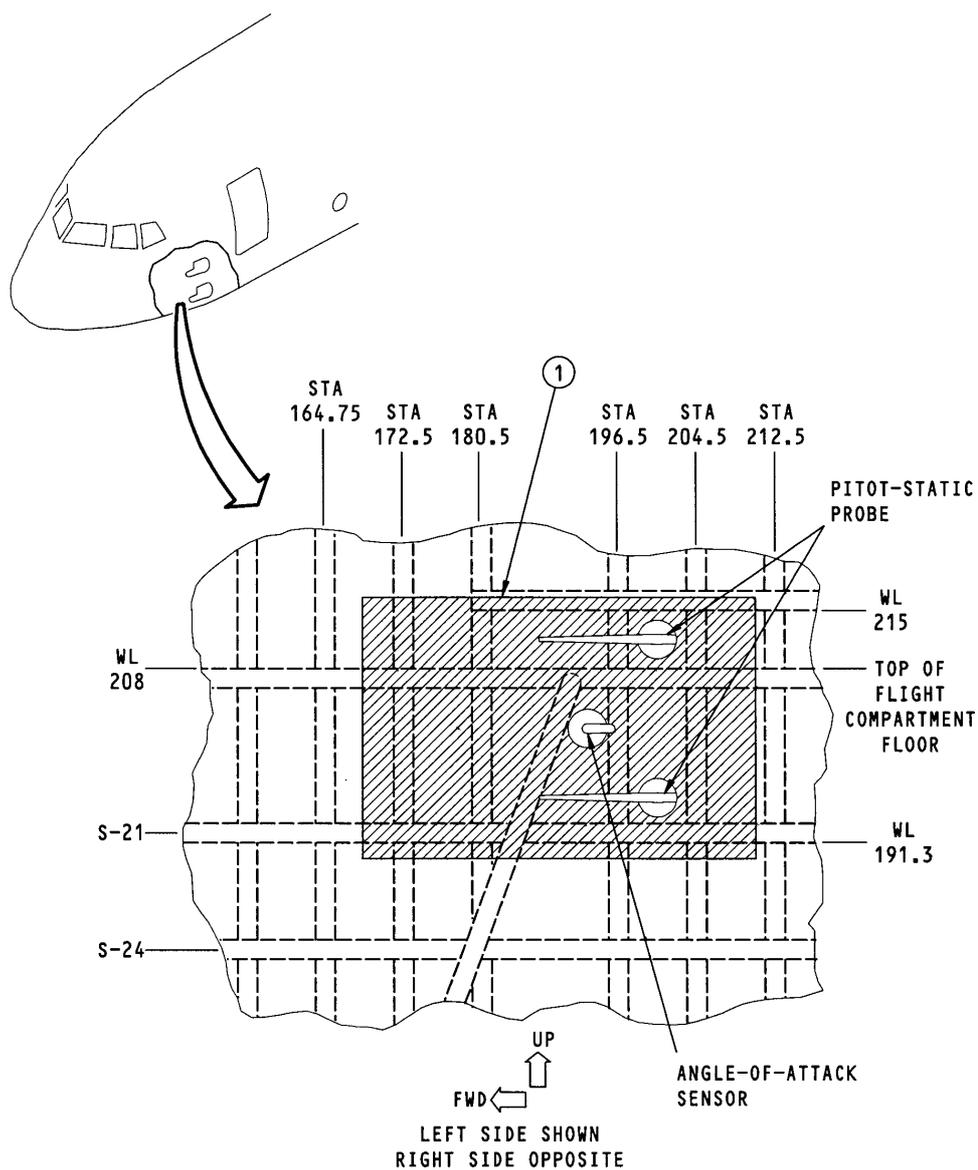


FIGURE 3. SKIN WAVINESS MEASUREMENT

Figura 2.9: Área de medição de ondulações (Boeing, 1997)

Legendas da Figura 2.9:

- Angle-of-attack sensor: sensor de ângulo de ataque;
- Pitot-Static Probe: sonda de pitot estática;
- Skin waviness measurement: medição de ondulações da superfície da fuselagem.



Figura 2.10: Medição das ondulações na superfície da fuselagem (Boeing, 1996)

As medições obtidas com o utilização da ferramenta especial mostrada na Figura 2.10, são tabuladas em uma planilha fornecida pelo fabricante da aeronave (Figura 2.11), onde os dados obtidos são analisados para verificar se as variações de medição estão dentro dos limites permitidos. Caso as medições estejam fora dos padrões delimitados pelo Boletim de Serviço, será necessário um reparo estrutural na aeronave, para troca do revestimento da superfície da fuselagem, seguida de uma nova medição.

EXAMPLE ANALYSIS WORKSHEET

AIRPLANE: _____ (a) DATE: _____ (b)

Right Side

HOURS: _____ (m) CYCLES: _____ (n)

WL 216	Ref	5.327	5.126	4.981	4.881	4.830	4.821	4.846	4.899	4.992	5.123	5.288	5.483	WL 216		limit 0.10
	Meas	(c)	Max	Min	Waviness											
	Diff	(l)	(j)	(k)	(l)											
WL 214	Ref	5.328	5.128	4.976	4.872	4.811	4.791	4.809	4.866	4.959	5.087	5.250	5.447	WL 214		limit 0.09
	Meas	(c)	(c)	(c)	(d)	(e)	(c)	Max	Min	Waviness						
	Diff	(l)	(j)	(k)	(l)											
WL 210	Ref	5.336	5.132	4.973	4.858	4.785	4.753	4.760	4.806	4.890	5.011	5.170	5.365	WL 210		limit 0.09
	Meas	(c)	Max	Min	Waviness											
	Diff	(l)	(j)	(k)	(l)											
WL 206	Ref	5.337	5.134	4.975	4.859	4.784	4.747	4.749	4.789	4.865	4.976	5.127	5.314	WL 206		limit 0.12
	Meas	(c)	Max	Min	Waviness											
	Diff	(l)	(j)	(k)	(l)											
WL 202	Ref	5.336	5.133	4.974	4.858	4.782	4.744	4.746	4.785	4.860	4.972	5.120	5.303	WL 202		limit 0.12
	Meas	(c)	(c)	(c)	(c)	(c)	(f)	(c)	(c)	(c)	(c)	(c)	(c)	Max	Min	Waviness
	Diff	(l)	(j)	(k)	(l)											
WL 198	Ref	5.335	5.131	4.971	4.853	4.776	4.738	4.737	4.774	4.848	4.958	5.104	5.286	WL 198		limit 0.10
	Meas	(c)	Max	Min	Waviness											
	Diff	(l)	(j)	(k)	(l)											
WL 196	Ref	5.333	5.130	4.970	4.851	4.773	4.733	4.732	4.768	4.840	4.949	5.095	5.276	WL 196		limit 0.09
	Meas	(c)	(c)	(c)	(g)	(h)	(c)	Max	Min	Waviness						
	Diff	(l)	(j)	(k)	(l)											
WL 192	Ref	5.333	5.127	4.964	4.843	4.762	4.720	4.716	4.750	4.820	4.927	5.070	5.249	WL 192		limit 0.09
	Meas	(c)	Max	Min	Waviness											
	Diff	(l)	(j)	(k)	(l)											
WL 190	Ref	5.331	5.124	4.960	4.837	4.754	4.711	4.705	4.737	4.806	4.912	5.054	5.233	WL 190		limit 0.10
	Meas	(c)	Max	Min	Waviness											
	Diff	(l)	(j)	(k)	(l)											
Index	47	43	39	35	31	27	23	19	15	11	7	3				
BSTA	210.01	206.20	202.40	198.62	194.85	191.10	187.36	183.63	179.92	176.22	172.53	168.86	-----> FWD			

Figura 2.11: Planilha de medição das ondulações da superfície da fuselagem (Boeing, 1997)

2.2.6. *Análise de Custos de Modificação das Aeronaves*

A ICAO através do *Review of the General Concepts of Separation Panel*, realizou estudos de viabilidade da implementação do RVSM, chegando a conclusão que a implementação da separação mínima vertical de 1000 pés (RVSM) seria a maneira mais rápida e com a melhor razão custo benefício para solucionar os problemas de atrasos decorrentes de controle de tráfego aéreo, aumento de capacidade de tráfego, alcançar significativa economia de combustível e utilizando tecnologia disponível oferecer maior flexibilidade operacional aos controladores de tráfego aéreo.

O documento *Summary of the Preliminary Cost-Benefit Analysis for the Implementation of RVSM in the CAR/SAN* (ICAO, 2003) mostra os custos estimados de manutenção em dólares americanos, para preparar as aeronaves de transporte comercial atualmente utilizadas a ficarem aptas para realizarem os vôos de

monitoramento altimétrico, necessários para a sua homologação junto as autoridades aeronáuticas locais. Na Tabela 2.1 apresentada abaixo, são computados somente os custos diretos de manutenção, não sendo levados em conta os custos da aeronave não estar sendo utilizada durante o serviço de manutenção e os gastos que serão efetuados nos vôos de monitoramento altimétrico. Algumas aeronaves apresentam no lugar do valor do custo estimado, o símbolo (****), este símbolo representa que a previsão do custo estimado de manutenção é igual ou inferior a US\$ 100,00.

TIPO	CUSTO ESTIMADO (US\$)	FONTE DA ESTIMATIVA	TIPO	CUSTO ESTIMADO (US\$)	FONTE DA ESTIMATIVA
A30B	****	Fabricante (Inspeção Visual)	B762	****	Fabricante (Inspeção Visual)
A310	****	Fabricante (Inspeção Visual)	B763	****	Fabricante (Inspeção Visual)
A319	****	Fabricante (Inspeção Visual)	B772	****	Fabricante (Inspeção Visual)
A320	****	Fabricante (Inspeção Visual)	CRJ1	****	Fabricante (Inspeção Visual)
A321	****	Fabricante (Inspeção Visual)	CRJ2	****	Fabricante (Inspeção Visual)
A332	****	Fabricante (Inspeção Visual)	DC10	\$2.200,00	Estimativa de Operadores
A342	****	Fabricante (Inspeção Visual)	DC8	\$150.000,00	Projeto de Engenharia
A343	****	Fabricante (Inspeção Visual)	DC9	\$150.000,00	Projeto de Engenharia
A346	****	Fabricante (Inspeção Visual)	E135	\$17.500,00	Fabricante
B703	\$175.000,00	Projeto de Engenharia	E145	\$17.500,00	Fabricante
B721	\$130.000,00	Projeto de Engenharia	F100	\$8.000,00	Estimativa de Operadores
B722	\$130.000,00	Projeto de Engenharia	F28	\$50.000,00	Análise de Engenharia
B731	\$130.000,00	Projeto de Engenharia	IL62	\$150.000,00	Análise de Engenharia
B732	\$130.000,00	Projeto de Engenharia	IL76	\$150.000,00	Análise de Engenharia
B733	\$17.500,00	Estimativa de Operadores	J328	****	Fabricante
B734	\$17.500,00	Fabricante	JCOM	\$150.000,00	Projeto de Engenharia
B735	\$17.500,00	Fabricante	L101	\$25.000,00	Fabricante
B737	****	Fabricante (Inspeção Visual)	MD11	\$2.200,00	Análise de Engenharia
B738	****	Fabricante (Inspeção Visual)	MD80	\$33.000,00	Análise de Engenharia
B742	\$58.400,00	Estimativa FAA	YK40	\$150.000,00	Análise de Engenharia
B752	\$50.700,00	Estimativa FAA	YK42	\$150.000,00	Análise de Engenharia

Tabela 2.1: Custos estimados de manutenção (ICAO, 2003)

No estudo de custos realizado pela ICAO, mostrado na Tabela 2.1, ficou demonstrado que as aeronaves de terceira geração (B-777, B-737-600/700/800 e A-310/319/320/330/340) necessitam de um investimento de manutenção igual ou inferior a US\$ 100,00 para serem homologadas. As aeronaves de segunda geração (B-767, B-757, B-747, B-737-300/400/500, MD-11 e DC-10) apresentam um investimento entre US\$ 100,00 e US\$ 58.000,00 sendo que para a maioria das aeronaves é igual ou inferior a US\$ 17.500,00 valores estes que são rapidamente recuperados pela economia de combustível da ordem de 1,0% obtidos com a operação RVSM. Para as aeronaves de primeira geração (B-727, B707, B-737-200, DC-9 e DC-8), deverá ser efetuado um estudo do custo benefício desta modificação, pois estão previstos investimentos entre US\$ 130.000,00 e US\$ 175.000,00, valores que podem não serem amortizados, dependendo da vida útil remanescente da aeronave. Acordo a ICAO no seu estudo realizado em 1994 (*Reduced Vertical Separation Minimum Cost/Benefit Estimations*), para as aeronaves de primeira geração, o tempo estimado de amortização dos investimentos seria de aproximadamente 3,5 anos.

2.3. Processo de Certificação

2.3.1. Objetivo do capítulo

O presente capítulo tem como objetivo descrever as etapas e os critérios necessários para certificar uma empresa de transporte aéreo a operar uma aeronave em um espaço aéreo com Separação Vertical Mínima de 300 Metros (RVSM). Esta certificação consiste basicamente em três requisitos: aprovação da manutenção, aprovação de operações (tripulação técnica) e da realização de vôos de monitoramento altimétrico onde é verificado se a aeronave cumpre com os requisitos de precisão altimétrica.

2.3.2. Caracterização da Certificação RVSM

Para aprovar uma empresa de transporte aéreo para operar uma aeronave em um espaço aéreo com Separação Vertical Mínima de 300 Metros (RVSM), não basta somente qualificar as aeronaves. Os tripulantes, mecânicos de manutenção, engenheiros de manutenção e despachantes operacionais de vôo, devem receber treinamento específico para poderem operar, manter e despachar a aeronave seguindo os critérios técnicos estabelecidos para a aprovação da empresa operadora. No Brasil, estes critérios técnicos estão contidos na Norma de Serviço IAC-3508-91-0895, emitida pelo Departamento de Aviação Civil (DAC), intitulada “ORIENTAÇÃO PRELIMINAR PARA APROVAÇÃO DE OPERADORES E DE AERONAVES PARA OPERAÇÕES COM SEPARAÇÃO VERTICAL MÍNIMA REDUZIDA”. Esta Norma de Serviço é a equivalente brasileira à *LEAFLET NO 6 (Guidance Material on the Approval of Aircraft and Operations For Flight in The Airspace Above Flight Level 290 Where a 300 m (1000 ft) Vertical Separation Minimum is Applied)* e ao *Memorandum 91-RVSM (Interin Guidance for Approval of Aircraft for Reduced Vertical Separation Minimum (RVSM) Flight)* emitidas, respectivamente pelo JAA (*Joint Aviation Administration*) e FAA (*Federal Aviation Administration*).

A autoridade aeronáutica do país de origem de cada operador, não aprova somente a aeronave e sim a empresa e suas respectivas aeronaves qualificadas, através da emissão de certificação na Especificação Operativa da empresa, após o operador comprovar que cumpriu com todos os requisitos de aeronavegabilidade e manutenção, contidos na sua legislação aeronáutica, que deve estar em conformidade com as normas internacionais estabelecidas para este tipo de operação.

Neste capítulo serão analisados o treinamento necessário, os critérios de precisão altimétrica e os dois tipos de monitoramento atualmente utilizados.

2.3.3. Treinamento

O treinamento necessário para uma empresa de transporte aéreo ser aprovada pela sua autoridade aeronáutica, foi baseado nos critérios estabelecidos pela IAC-

3508-91-0895 do Departamento de Aviação Civil (DAC), que se consistem basicamente em prover treinamento específico para dois setores distintos:

- Operações: tripulantes técnicos (pilotos);
- Manutenção: engenheiros, técnicos e mecânicos de manutenção.

a) Treinamento de Operações

O treinamento de operações faz parte da aprovação de aeronavegabilidade e consiste basicamente em um curso para os tripulantes técnicos onde são abordadas as informações técnicas e operacionais sobre a operação RVSM, que constam no manual Geral de Operações, onde estão definidos os seguintes tópicos:

- equipamentos de navegação necessários para operar em um espaço aéreo RVSM, definidos no manual “Lista de Equipamentos Mínimos” (*Minimum Equipment List*), manual este onde estão listados todos os equipamentos que podem estar inoperantes antes da aeronave ser despachada para um voo produtivo (com passageiros à bordo);
- requisitos máximos de desvio entre altímetros primários da aeronave, no solo e durante o voo;
- procedimentos de contingência, estabelecidos para o caso da aeronave perder a capacidade de operar com a precisão altimétrica necessária;
- critérios de despacho e preenchimento do plano de voo da aeronave, que são executados pelo despachante operacional de voo (DOV).

b) Treinamento de Manutenção

O treinamento de manutenção faz parte da aprovação da engenharia de manutenção e consiste basicamente em um curso onde os técnicos e mecânicos são treinados na manutenção das aeronaves aprovadas para operar em um espaço aéreo RVSM, utilizando manuais de manutenção, manuais de reparos estruturais, manuais de práticas padronizadas, catálogo ilustrado de peças e manual de programas de manutenção, revisados especificamente para refletir a operação RVSM, onde são definidos os seguintes principais tópicos:

- aferição dos instrumentos de altimetria;

- manter controle da condição dos sistema de altimetria;
- inspeção do revestimento da fuselagem nas áreas adjacentes as tomadas de pressão estática;
- verificar antes da decolagem, se as indicações dos altímetros da aeronave estão dentro dos seus limites especificados nos manuais da aeronave, que não podem apresentar diferença superior à +/- 75 pés, entre altímetros;
- executar inspeções diárias, informando no livro de bordo e em um placar instalado no painel de instrumentos da aeronave, que a mesma se encontra apta a efetuar vôo em espaço aéreo RVSM.

2.3.4. Critérios de Precisão Altimétrica

Os critérios de precisão altimétrica estabelecidos pela Autoridade Aeronáutica Brasileira estão contidos na Norma de Serviço IAC-3508-91-0895, que tem por base o “Manual de Implementação da Separação Vertical Mínima de 300 m (1000 pés) entre FL 290 – FL 410 Inclusive” – DOC. 9574 da ICAO, que define os seguintes tipos de erros de altimetria:

- Erro de Aviônica (EAV): o erro ocorrido no processo de conversão da pressão detectada em sinal elétrico, na aplicação de qualquer do erro da fonte estática (como apropriado) e na apresentação à tripulação da altitude correspondente;
- Erro da Fonte Estática (EFE): a diferença entre a pressão captada pelo sistema estático na tomada estática e a pressão ambiente do ar não perturbado;
- Erro do Sistema de Altimetria (ESA): a diferença entre a altitude pressão apresentada à tripulação quando referenciada à altitude pressão do solo na atmosfera padrão ISA e a altitude pressão do ar ambiente não perturbado;
- Erro Vertical Total (EVT): a diferença geométrica entre altitude-pressão realmente voada pela aeronave e sua altitude-pressão designada (nível de vôo).

A fim de avaliar um sistema em relação aos padrões de desempenho do sistema de altimetria é necessário levar em consideração os diferentes modos em que as variações do Erro do sistema de Altimetria (ESA) podem ocorrer, sendo os seguintes fatores que o afetam:

- variação de unidade para unidade de aviônicos;
- efeito das condições ambientes na operação dos aviônicos;
- variação de erro da fonte de pressão;
- efeito das condições de operação de vôo no erro da fonte estática.

O DOC. 9574 da ICAO contém uma análise geral dos fatores para atingir um nível aceitável de segurança em um espaço aéreo com separação vertical de 300 metros. Segundo a referida publicação, os fatores mais importantes para manter a segurança são:

- frequência de passagem;
- precisão lateral de navegação (LNAV);
- probabilidade de superposição vertical;
- erros na precisão da manutenção do nível de vôo.

Os requisitos de probabilidade de superposição vertical foram calculados para permitir que os erros de manutenção de altitude de uma aeronave devam satisfazer simultaneamente aos seguintes requisitos:

- a proporção de erros de manutenção de altitude acima de 90 metros em magnitude deve ser menor do que $2,0 \times 10^{-6}$;
- a proporção de erros de manutenção de altitude maiores de 150 metros em magnitude deve ser menor do que $3,5 \times 10^{-6}$;
- a proporção de erros de manutenção de altitude acima de 200 metros em magnitude deve ser menor do que $1,6 \times 10^{-7}$;
- a proporção de erros de manutenção de altitude entre 290 metros e 320 metros em magnitude deve ser menor do que $1,7 \times 10^{-8}$.

Baseado nas premissas relatadas acima, o Doc. 9536 da ICAO recomenda que a margem requerida entre o desempenho operacional e capacidade de projeto,

deverá ser atingida pela garantia de que os requisitos de desempenho sejam desenvolvidos para atender os seguintes critérios de precisão:

- a média não corrigida do erro residual de posição (erro de fonte estática) do grupo não pode exceder +/- 80 pés (+/- 25 metros);
- a soma do valor absoluto da média do erro do sistema de altimetria do grupo não pode exceder +/- 200 pés (+/- 60 metros);
- cada aeronave individual deve ser construída para ter um erro do sistema de altimetria contido em +/- 200pés (+/- 60 metros);
- deve ser requerido um sistema automático de controle de altitude, que seja capaz de controlar a altitude dentro de uma banda de tolerância de +/- 50 pés (+/- 15 metros), em torno da altitude comandada, quando operando no modo manutenção de altitude (altitude hold) em vôo reto e nivelado, sob condições sem turbulência e sem rajadas de vento.

A Figura 2.12 mostra graficamente o inter-relacionamento entre os tipos de erros de altimetria acima descritos.

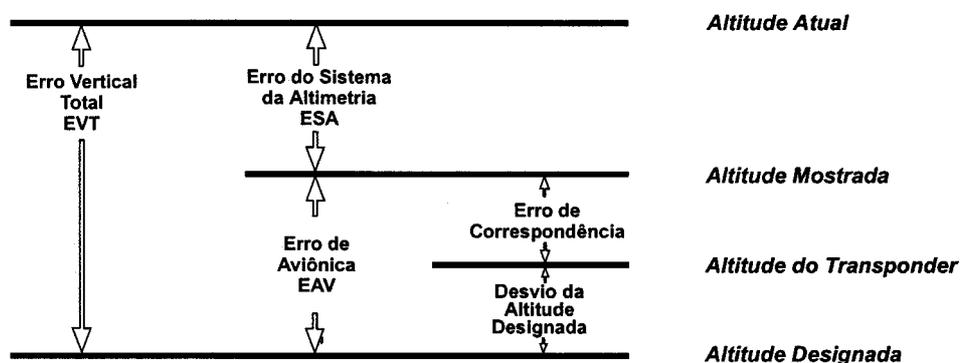


Figura 2.12: Relação entre os Erros de Altimetria (EUROCONTROL, 1999)

2.3.5. Monitoramento

Para uma aeronave ser aprovada para operar com separação vertical mínima de 300 metros (RVSM) é necessário que a mesma seja submetida a um vôo de monitoramento altimétrico. Este vôo tem a finalidade de comprovar que o sistema de altimetria da aeronave segue os critérios de precisão mínima requerida, mostrados

no capítulo anterior, a fim de demonstrar que a aeronave pode operar com segurança em um espaço aéreo com separação vertical mínima de 300 metros.

Existem atualmente dois tipos de monitoramento altimétrico de aeronaves: o monitoramento utilizando um receptor remoto de posicionamento global (GPS), conhecido pela sigla GMU (*GPS Monitoring Unit*) e a estação terrestre de monitoramento altimétrico conhecida pela sigla HMU (*Height Monitoring Units*). Os dois sistemas serão descritos a seguir.

a) Sistema de Monitoramento Remoto (GMU)

O sistema de monitoramento altimétrico remoto *GPS Monitoring Unit* (GMU) mostrado na Figura 2.13, consiste em uma unidade portátil capaz de monitorar a aeronave em voo e verificar se os requisitos de precisão estão sendo cumpridos. O GMU é um receptor remoto de GPS que utiliza duas antenas colocadas na parte interna das janelas laterais da cabine de comando da aeronave. Este equipamento é operado por uma empresa certificada pelas autoridades aeronáuticas, tais como FAA, CAA e JAA, para realizar este tipo de serviço.

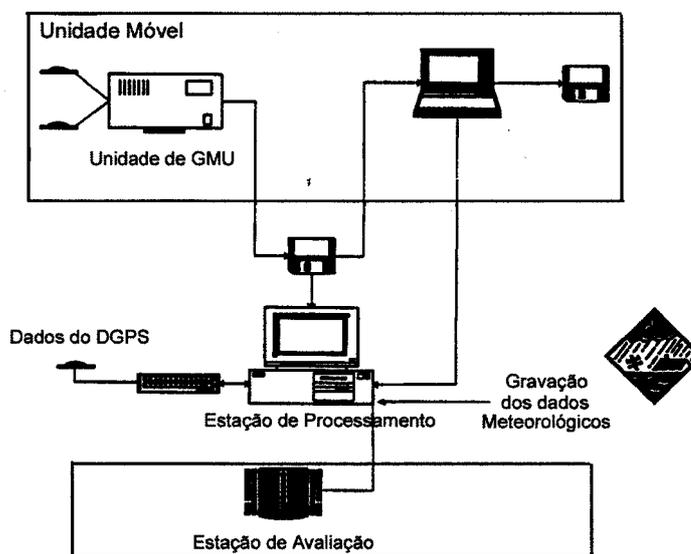


Figura 2.13: Sistema de Monitoramento Altimétrico GMU (EUROCONTROL, 1999)

Este equipamento recebe informação de altitude dos satélites geo-estacionários do sistema de posicionamento global. Esta informação é gravada no GMU juntamente com as informações de altitude emitidas pelo equipamento de *Transponder Mode S* da aeronave. O *Transponder Mode S* é um equipamento de navegação utilizado para enviar informações sobre a aeronave para os radares do controle de tráfego aéreo. O *Transponder* envia sinais eletrônicos identificando a aeronave e informando a altitude fornecida pelo seu sistema de altimetria.

A aeronave durante o monitoramento deve efetuar um vôo nivelado em um nível igual ou superior ao FL 290 (29000 pés), onde a informação de altitude enviada pelo *Transponder* é gravada no sistema GMU, sendo posteriormente corrigida para as condições meteorológicas da rota e convertidas para coordenadas WGS84, sendo então comparadas com a altitude informada pelo sistema GPS do equipamento de GMU, para que seja possível se efetuar o cálculo o Erro Vertical Total (Total Vertical Error) da aeronave.

b) Sistema de Monitoramento Fixo (HMU)

O sistema de monitoramento altimétrico fixo *Height Monitoring Units* (HMU), mostrado na figura 2.14, consiste em uma unidade fixa de monitoramento altimétrico composta por um conjunto de cinco estações, uma estação de recepção central e quatro estações remotas, capazes de monitorar a precisão altimétrica da aeronave quando esta sobrevoa as proximidades da unidade de monitoramento. Existem atualmente seis unidades fixas de monitoramento altimétrico (HMU) operando nas seguintes localidades: Gander, no Canadá; Strumble, no País de Gales; Brétigny, na França; Geneve, na Suíça; Nattenheim, na Alemanha e Lins, na Áustria.

O princípio de funcionamento do HMU consiste basicamente em dois elementos: o *Height Measurement Element* (HME) e o *Total Vertical Error Measurement Unit* (TMU).

O HME é um sistema da unidade de HMU responsável pela determinação da altitude geométrica da aeronave, ele é composto por um estação receptora central e de quatro estações receptoras remotas, que recebem informação sobre a altitude

geométrica da aeronave e da altitude reportada pelo *Transponder Mode S*. Este sistema compila os dados recebidos e os envia para o sistema TMU.

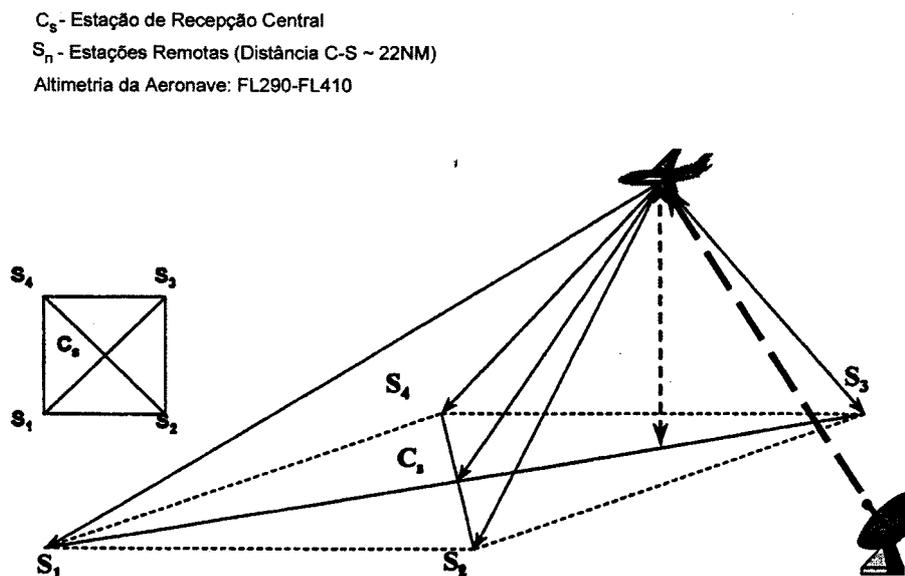


Figura 2.14: Sistema de Monitoramento Altimétrico HMU (EUROCONTROL, 1999)

O sistema TMU recebe do HME informações da altitude geométrica da aeronave e da altitude reportada pelo *Transponder*. Recebe também informações da altitude geométrica do nível de vôo enviadas pelo serviço de meteorologia e dados do plano de vôo obtidos junto aos órgãos de controle de tráfego aéreo e compila então estes dados para efetuar o cálculo do Erro Vertical Total (Total Vertical Error) da aeronave.

2.3.6. Aprovação de Manutenção

Para aprovar os requisitos da Engenharia de Manutenção é necessário que o operador comprove junto a autoridade aeronáutica (DAC), que cumpriu com todos os critérios de manutenção estabelecidos na Norma de Serviço IAC 3508-91-0895, que compreendem, basicamente, os seguintes requisitos técnicos específicos para este tipo de operação:

- modificação da aeronave, com a incorporação do respectivos Boletins de Serviço, caso a mesma não seja originalmente homologada RVSM;
- revisão dos manuais e procedimentos de manutenção;

- treinamento dos mecânicos de manutenção.

2.3.7. Aprovação de Aeronavegabilidade

Para aprovar os requisitos da Aeronavegabilidade (Operações) é necessário que o operador comprove junto a autoridade aeronáutica (DAC), que cumpriu com todos os critérios técnicos estabelecidos pela Norma de Serviço IAC-3508-91-0895, já mencionada anteriormente, sendo necessário que a empresa candidata a aprovação, comprove basicamente os seguintes requisitos técnicos e operacionais específicos para este tipo de operação:

- treinamento dos tripulantes e despachantes operacionais de vôo;
- revisão dos manuais de operações;
- revisão da lista de equipamentos mínimos.

2.3.8. Vôo de Monitoramento

O vôo de monitoramento não é necessariamente efetuado em todas as aeronaves da frota, segundo critérios estabelecidos pelo Doc. 9536 da ICAO e seguidos pela Norma de Serviço IAC-3508-91-0895, para cada tipo de combinação de operador e aeronave, existe um requerimento diferenciado de número de aeronaves e prazo de monitoramento. Dependendo do modelo da aeronave, os vôos podem ser realizados pelo critério de amostragem, ficando o número de aeronaves a serem monitoradas variável de acordo com a experiência anterior do operador, que pode nunca de ter operado em espaço aéreo RVSM, ou ter experiência prévia neste tipo de operação, podendo inclusive, dependendo do tipo de aeronave, efetuar o vôo de monitoramento após ter recebido a aprovação operacional.

A tabela 2.2 encontrada no Doc. 9536 da ICAO, define a quantidade de aeronaves por frota que devem ser monitoradas, de acordo com o tipo de aeronave e a experiência prévia do operador neste tipo de cenário. É importante ressaltar que aeronaves de fabricação mais antigas, não relacionadas na referida tabela, tais como

B-707, DC-8 e DC-9, necessitam grandes modificações nos seus sistemas de altimetria e computadores de dados de ar, tendo que ser certificadas individualmente caso a caso, sendo obrigadas a efetuar seu vôo de monitoramento altimétrico antes da aprovação operacional.

MONITORAMENTO NÃO REQUERIDO ANTES DA CONSEÇÃO DA APROVAÇÃO RVSM			
	CLASSIFICAÇÃO	GRUPO DE AERONAVES	MONITORAMENTO MÍNIMO PARA CADA TIPO DE AERONAVE
1	OPERADORES COM EXPERIÊNCIA PRÉVIA RVSM	Novos tipos de aeronaves vindos do fabricante com comprovação documental demonstrando que é uma aeronave que cumpre os critérios MASPS: A300 B2/B4, A300-600, A310 (GE), A310 (PW), A319/321, A320, A330,A340,B727, B-737-300/400/500, B737-600/700/800, B747-100/200/300/SP, B747-400, B757, B767-200, B767-300, B777, CL60, DC10, FALCON 900/EX, GULF G4, LJ 60, L1011, MD11.	Ao menos duas aeronaves a não ser que o operador tenha somente uma aeronave do tipo Monitoramento deve ser completo o mais cedo possível não mais que 6 meses após a solicitação de aprovação operacional.
2	OPERADORES SEM EXPERIÊNCIA PRÉVIA RVSM	Mesmos tipos da seção 1 acima.	Ao menos três aeronaves a não ser que o operador tenha somente uma ou duas aeronaves então todas devem ser monitoradas O monitoramento deve ser completo o mais cedo possível não mais que 3 meses após a solicitação de aprovação operacional.
3	TODOS OS OPERADORES DE AERONAVES	FALCON 50/EX, FALCON 2000, HS 25 B/C.	60% do número previsto de aeronaves aprovadas, O monitoramento deve ser completo o mais cedo possível não mais que 3 meses após a solicitação de aprovação operacional.
MONITORAMENTO REQUERIDO ANTES DA CONSEÇÃO DA APROVAÇÃO RVSM			
4	DADOS INSUFICIENTES PARA APROVAÇÃO DA AERONAVE	Outros grupos ou não grupos de aeronaves não listados na seção 3 acima ou Novos tipos de aeronaves vindos do fabricante sem comprovação documental de que é uma aeronave que cumpre os critérios MASPS.	60% do número previsto de aeronaves aprovadas RVSM ou monitoramento individual de aeronaves a serem aprovadas antes da publicação da aprovação operacional do RVSM.

Tabela 2.2: Requisitos para vôos monitoramento (ICAO, 1999)

É necessário esclarecer que o resultado do Erro Vertical Total, obtido no vôo de monitoramento altimétrico, não é enviados para o operador da aeronave e sim para sua autoridade aeronáutica, que após analisar que todos os critérios pré-

estabelecidos foram corretamente documentados e executados, certifica a empresa para operar aquele tipo específico de aeronave em um espaço aéreo RVSM.

2.3.9. Certificação

Após receber do operador a comprovação de que os critérios de Aeronavegabilidade (Operações) e Engenharia de Manutenção foram cumpridos e ser informado que o resultado do Erro Vertical Total (EVT), obtido no voo de monitoramento se encontra dentro das tolerâncias pré-estabelecidas, a autoridade aeronáutica local (DAC), emite uma revisão da Especificação Operativa (EO) da empresa, onde fica registrado que a referida empresa de transporte aéreo está certificada a operar em um espaço aéreo com separação vertical mínima de 300 metros (RVSM), sendo esta certificação aceita pelas demais autoridades aeronáuticas internacionais.

A empresa aérea fica responsável por informar qualquer desvio de procedimento, realização de procedimentos de contingência ou perda de capacidade de operação RVSM, além de realizar revalidação de seus vôos de monitoramento altimétrico dentro do período de tempo exigido, afim de manter sua certificação.

3. DESENVOLVIMENTO DE UM MODELO CONCEITUAL SIMBÓLICO

3.1. Objetivo do capítulo

O presente capítulo tem como objetivo desenvolver um Modelo Conceitual Simbólico de um sistema de altimetria de uma aeronave, sob um enfoque sistêmico da Teoria Geral de Sistemas, analisando o comportamento de cada etapa do sistema isoladamente.

3.2. A Teoria Geral de Sistemas

Ao longo das quatro últimas décadas, a noção de sistemas tem sido progressivamente utilizada pelos mais variados ramos da ciência e da técnica: a biologia, a fisiologia geral e a neurofisiologia, a ciência econômica, a pesquisa operacional, o controle automático (automática), a informática, a sociologia, a economia, as telecomunicações, os transportes etc. Esta noção tem origens ao mesmo tempo teóricas e experimentais. No domínio técnico, estes dois aspectos aparecem muito similares, o que torna difícil toda tentativa de uma definição pronta e precisa de sistema.

A Teoria Geral de Sistemas (TGS) foi primeiramente estudada pelo biologista austríaco Ludwig Van Bertalanffy, ao procurar um modelo científico explicativo do comportamento de um organismo vivo. Bertalanffy procurou demonstrar que o desenvolvimento de tal teoria era necessária para formalização e extensão dos princípios que deram origem a idéia de sistema em geral.

A partir dos anos 50, Bertalanffy (1975) definia a TGS como uma interdisciplina cuja finalidade principal era “a formulação e extensão dos princípios que deram origem a idéia de sistemas em geral”. Havia uma necessidade de estudar as estruturas de informação e conhecimento sobre os processos antes ignorados. Desta forma, outros nomes começaram a se dedicar ao assunto em questão. Mesarovic,

especificou conceitos tais como estrutura, comportamento e estado interno; Ashby, que estabeleceu a noção de estado, estipulando uma relação entre as condições externas e o conjunto de estados internos; e finalmente Zadeh, como grande contribuinte para um desenvolvimento da teoria como um todo (PEREIRA, 2004).

Os fundamentos desta teoria são baseados em certos postulados, onde está presente a idéia de que existe uma lógica de sistemas aplicadas a todo o conjunto organizado independente de sua configuração.

Intuitivamente, o sistema é um conjunto de componentes interconectados com vista a realizar um fim comum. De maneira mais ampla, pode-se definir o sistema como "um corpo de conceitos e técnicas relacionadas com a análise, o projeto e a organização de uma larga variedade de sistemas, sejam máquinas, sejam homens e máquinas" (ZADEH, 1965).

Podemos citar como exemplo: sistemas de armas, sistemas informáticos, sistemas automáticos de reservas de lugares, sistema (integrado) audiovisual, sistema de distribuição de um produto, sistema fotográfico, sistema de som, sistema sócio-econômico etc (PEREIRA, 2004).

De acordo com PEREIRA (2004), quando se cogita de um sistema técnico, este pode ser concebido como:

- Alguma coisa capaz de por em execução um processo operacional, onde alguma coisa é operada para produzir alguma coisa;
- Aquilo que é operado é usualmente chamado de entrada. O que é produzido é chamado de saída. A unidade geradora recebe então, o nome de sistema.

Um conceito importante relacionado à Teoria Geral de Sistemas é o conjunto de estado. O estado de um sistema deve ser entendido como “um certo atributo (interno) no sistema (S) em um instante (t) (presente) que determina a saída presente ou atual e afeta as saídas futuras”. Intuitivamente, o estado (atual) de um sistema pode ser considerado como "uma memória armazenadora de informações ou ainda como um estaque de causas passadas acumuladas” (PEREIRA, 2004).

Seguindo esta definição, um sistema se comporta como um operador que, agindo sobre um sinal de entrada $u(t)$ fornece um sinal de saída $y(t)$. Como mostrado na graficamente na Figura 3.1, desta forma pode-se representar esquematicamente o sistema como:

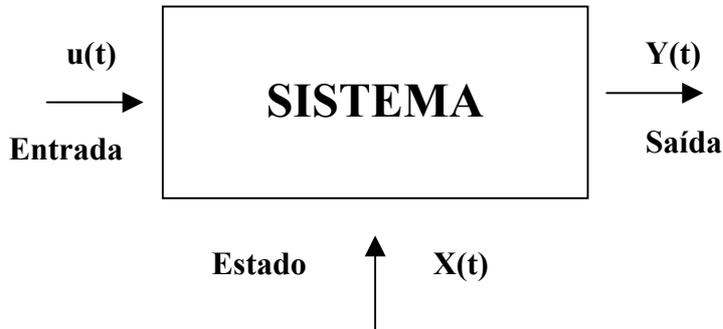


Figura 3.1: Esquema gráfico de um Sistema

Para que se possa avançar mais na Teoria Geral de Sistema, faz-se necessário introduzir novos termos: ambiente e componentes do sistema.

Por ambiente entende-se tudo aquilo que está fora do sistema, ou está fora do seu controle, mas que também determina, em parte, o funcionamento do sistema pois interage com ele fornecendo as entradas necessárias para atingir os objetivos, ou recebendo os impactos das saídas, conseqüências do próprio funcionamento do sistema

Já os componentes são partes do sistema ou subsistemas, onde suas finalidades, atividades e medidas de rendimento são essenciais e devem ser preservadas, pois se ocorrer uma modificação na natureza física de um componente, em conseqüência de uma falha, o próprio sistema se modifica.

A idéia de que os componentes são elementos concretos leva ao erro de sua identificação. Na verdade, os componentes reais estão relacionados com tarefas ou atividades, ou seja, atributos que os relacionam dentro do sistema.

3.2.1. Notação Utilizada

A simbologia utilizada no trabalho segue as orientações de ZADEH (1969), sendo utilizada as seguintes notações:

- $\underline{u}_i \Rightarrow$ entrada do i -ésimo elemento de um sistema;
- $\underline{u}_i = \{ u_i^1, u_i^2, u_i^3, u_i^4, \dots, u_i^f, \dots, u_i^m \}$, onde $m =$ número de entradas de cada elemento;
- $\underline{y}_i \Rightarrow$ saída do i -ésimo elemento de um sistema;
- $\underline{y}_i = \{ y_i^1, y_i^2, y_i^3, y_i^4, \dots, y_i^f, \dots, y_i^n \}$, onde $n =$ número de saídas de cada elemento;
- $\underline{\theta}_i \Rightarrow$ i -ésimo objeto abstrato, definido como um conjunto de variáveis ligadas entre si por um conjunto de relações;
- $\underline{\theta}_f \Rightarrow$ i -ésimo objeto físico, definido como uma realização física do i -ésimo objeto abstrato;
- $SS_i \Rightarrow$ i -ésimo subsistema.

3.3. O Sistema

Consideremos o sistema de altimetria de uma aeronave (conforme exemplo genérico pela figura 3.1 acima) onde iremos analisar as características deste sistema operacional específico de medição de altitude pressão. Suponhamos o sistema seja composta por subsistemas com informações distintas. Iremos focar a informação de altitude pressão informada no altímetro primário da aeronave, que é o instrumento utilizado pelo tripulante técnico. A informação de altitude primária, é utilizada para manutenção do nível de vôo da aeronave e para ser transmitida pelo sistema de *Transponder Mode S* da aeronave. O *Transponder Mode S* é um equipamento de navegação utilizado para enviar informações sobre a aeronave para os radares do controle de tráfego aéreo, o *Transponder* envia sinais eletrônicos, identificando a aeronave e informando a altitude fornecida pelo seu sistema de altimetria.

O sistema de altimetria de uma aeronave, descrito em detalhe no capítulo anterior consiste basicamente em quatro sondas de pitot estáticos (pitot-static

probes), duas tomadas de pressão estática alternadas, dois computadores digitais de dados do ar (air data computers), dois sensores de ângulo de ataque (angle of attack sensors), um indicador de temperatura total do ar (total air temperature probe), dois altímetros primários e um altímetros secundário.

Os dados de pressão ambiente, pressão do ar de impacto (velocidade), temperatura e ângulo de ataque, são enviadas aos dois computadores da dados do ar que convertem estas informações análogas em dados digitais, corrigem a informação de altitude pressão, para velocidade, ângulo de ataque da aeronave, temperatura e densidade do ar, transmitindo estas informações por barramentos de dados para os instrumentos de vôo e navegação, onde os tripulantes recebem as informações de altitude padrão por meio de um altímetro elétrico. Essas informações de altitude corrigida se aproximam com pequena margem de erro da altitude padrão, ou nível de vôo (FL) definida pela ICAO. Esta informação também é enviada para o sistema de *Transponder Mode S*, que transmite esta informação de altitude ao sistema de controle de tráfego aéreo.

3.4.Os Subsistemas

Os subsistemas (SS_i) foram considerados como caixas-cinzas, onde são conhecidas as ligações de seus elementos entre si e as ligações entre cada um desses com elementos outros subsistemas. Os elementos (objetos físicos - θf_i) que compõem cada um desses subsistemas são considerados caixas-pretas, onde não é necessário conhecer suas estruturas internas.

Há duas etapas distintas para o sistema de altimetria de uma aeronave:

- Informações fornecidas pelo sistema de computador de dados do ar, que corrige os dados de pressão estática para:
 - Temperatura do ar;
 - Densidade do ar;
 - Ângulo de ataque da aeronave.

- Informação não corrigidas pelo sistema de computador de dados do ar. Esta informação não corrigida é enviada para o altímetro secundário da aeronave, para utilização em caso de falha nos dois sistemas de computadores de dados do ar, utilizando somente a informação de pressão estática, fornecida pelo sistema de pitot estática ou pelo sistema alternado de pressão estática.

Vejamos agora, passo a passo, como todos os sub-sistemas interagem e como se comportam cada um deles isoladamente.

3.4.1. SS₁ – Pressão Estática

Esta é a fase onde é fornecida a informação da pressão estática do ar atmosférico na parte exterior da aeronave é a informação primária para o sistema de altimetria.

θf₁ - (Sistema de Pitot Estática)

As quatro sondas de pitot estático da aeronave, instalados em uma posição que permite um fluxo de ar com o menor turbilhonamento possível, colhem informação de pressão atmosférica estática, enviando esta informação para o sistema de computador de dados de ar da aeronave para ser corrigida para temperatura, densidade do ar e ângulo de ataque da aeronave ou diretamente para o altímetro secundário sem passar pelo computador de dados do ar, para ser utilizado em caso de emergência como procedimento de contingência para a perda do sistema de computadores de dados do ar.

3.4.2. SS₂ – Temperatura do Ar

Esta é a fase onde é fornecida a informação de temperatura do ar atmosférico na parte exterior da aeronave é uma informação secundária para o sistema de altimetria.

θ_{f_2} - (Sistema de Temperatura Total do Ar)

O sistema de temperatura total do ar (TAT) da aeronave, instalado em na parte externa da aeronave, próximo ao sistema de pitot estático, colhe informação da temperatura do ar externo, enviando esta informação para o sistema de computador de dados de ar, afim de corrigir a informação de pressão do ar estático para temperatura e densidade do ar, enviando esta informação corrigida para o sistema de altímetro primário da aeronave.

3.4.3. SS₃ – Ângulo de Ataque

Esta é a fase onde é fornecida a informação de ângulo de ataque da aeronave, é uma informação secundária para o sistema de altimetria.

θ_{f_3} - (Sensor de Ângulo de Ataque)

O sistema de Sensor de ângulo de ataque (AOA) da aeronave, instalado na parte externa da aeronave próximo ao sistema de pitot estático, mede a informação do ângulo da aeronave em relação ao horizonte, enviando esta informação para o sistema de computador de dados de ar da aeronave, afim de corrigir a informação de pressão do ar estático enviada ao referido sistema de computação pelo sistema de pitot estático, enviando informação de altitude corrigida para o ângulo de ataque da aeronave ao sistema de altímetro primário da aeronave.

3.4.4. SS₄ – Correção dos Dados de Altitude

Esta é a fase onde a informação fornecida sobre pressão estática, pressão dinâmica, temperatura e ângulo de ataque é computada para fornecer ao altímetro primário, informação de altitude corrigida.

θf₄ - (Computador de Dados do Ar)

O sistema de computador de dados do ar, recebe informações de pressão estática e dinâmica (ar de impacto) do sistema de pitot estático, temperatura do ar externo do sensor de temperatura total do ar e ângulo de ataque do sensor de ângulo de ataque, analisa os dados recebidas e envia ao sistema de altímetro primário o valor da altitude corrigida.

3.4.5. SS₅ – Informação da Altitude Não Corrigida

Esta é a fase onde a informação da pressão estática não corrigida é enviada diretamente ao sistema de indicação secundária de altitude da aeronave.

θf₅ - (Altímetro Secundário)

O sistema de altímetro secundário (altímetro pneumático), fornece ao tripulante informação de altitude não corrigida, para ser utilizada como contingência, em caso de perda de informação da altitude corrigida, fornecida pelo sistema de altímetros primários (altímetro elétrico).

3.4.6. SS₅ – Informação da Altitude Corrigida

Esta é a fase onde a informação da pressão estática corrigida pelo sistema de computador de dados do ar, é enviada ao sistema primário de indicação de altitude da aeronave.

θf₆ - (Altímetro Primário)

O sistema de altímetro primário (altímetro elétrico), fornece ao tripulante informação de altitude corrigida (nível de vôo), para ser utilizado na manutenção da navegação da aeronave.

3.4.7. SS₅ – Envio da Informação da Altitude Corrigida

Esta é a fase onde a informação da pressão estática corrigida pelo sistema de computador de dados do ar, é transmitida ao controle de tráfego aéreo.

θf₇ - (Transponder)

O sistema de *Transponder Mode S*, transmite as informações de altitude corrigida pelo sistema de computador de dados do ar ao controle de tráfego aéreo.

3.5. Modelo Conceitual Simbólico

3.5.1. Características do Sistema

A Caracterização do sistema consiste na discriminação dos atributos mensuráveis pertinentes ao objeto a ser atingido. A seguir serão estabelecidas as seguintes equações de definição para os componentes do sistema.

- SS₁ – Pressão Estática

θf₁ - (Sistema de Pitot Estática)

u_1^1 = Recebe informações sobre a pressão atmosférica estática.

y_1^1 = Informa dados de pressão estática ao altímetro secundário (pneumático) da aeronave.

y_1^2 = Informa dados de pressão estática ao sistema de computador de dados do ar.

- SS₂ – Temperatura do Ar

θf_2 - (Sistema de Temperatura Total do Ar)

u_2^1 = Recebe informação da temperatura atmosférica externa da aeronave.

y_2^1 = Informa dados sobre a temperatura atmosférica externa para o sistema de computador de dados do ar.

- SS₃ – Ângulo de Ataque

θf_3 - (Sensor de Ângulo de Ataque)

u_3^1 = Recebe informação do ângulo de ataque da aeronave (ângulo da aeronave em relação a sua projeção horizontal).

y_3^1 = Informa dados sobre o ângulo de ataque da aeronave para o sistema de computador de dados de ar.

- SS₄ – Correção dos Dados de Altitude

θf_4 - (Computador de Dados do Ar)

u_4^1 = Recebe informação de pressão estática do sistema pitot estático.

u_4^2 = Recebe informação de temperatura do sensor de temperatura total do ar.

u_4^3 = Recebe informação de ângulo de ataque do sensor de ângulo de ataque.

y_4^1 = Envia dados sobre o altitude corrigida, para temperatura, densidade do ar e ângulo de ataque, para o sistema de altímetro primário.

y_4^2 = Envia dados sobre o altitude corrigida, para temperatura, densidade do ar e ângulo de ataque, para o sistema de *Transponder Mode S*.

- SS₅ – Informação de Altitude Não Corrigida

θf₅ - (Altímetro Secundário)

u_5^1 = Recebe dados de pressão estática do sistema de pitot estático.

y_5^1 = Informa valores de altitude pressão, não corrigidas, para temperatura, densidade do ar e ângulo de ataque, ao tripulante para uso de contingência no caso do sistema primário estar inoperante.

- SS₆ – Informação de Altitude Corrigida

θf₆ - (Altímetro Primário)

u_6^1 = Recebe dados sobre altitude corrigida para temperatura, densidade do ar e ângulo de ataque, do sistema de computador de dados do ar.

y_6^1 = Informa valores de altitude corrigida, para o tripulante.

- SS₇ – Informação de Altitude Corrigida

θf_7 - (Transponder)

u_7^1 = Recebe dados sobre altitude corrigida para temperatura, densidade do ar e ângulo de ataque, do sistema de computador de dados do ar.

y_7^1 = Transmite valores de altitude corrigida, para o controle de tráfego aéreo.

3.6. Equações de Constrangimento

As Equações de constrangimento representam as interconexões entre os diversos elementos componentes do sistema.

$$y_1^1 = u_5^1$$

$$y_1^2 = u_4^1$$

$$y_2^1 = u_4^2$$

$$y_3^1 = u_4^3$$

$$y_4^1 = u_6^1$$

$$y_4^2 = u_7^1$$

$$u_1^1 = \text{entrada do sistema}$$

$$u_2^1 = \text{entrada do sistema}$$

$$u_3^1 = \text{entrada do sistema}$$

$$y_5^1 = \text{saída do sistema}$$

$$y_6^1 = \text{saída do sistema}$$

$$y_7^1 = \text{saída do sistema}$$

3.7. Modelo Conceitual Simbólico de um Sistema de Altimetria

A Figura 3.2 abaixo, mostra o Modelo Conceitual Simbólico de um sistema de altimetria de uma aeronave.

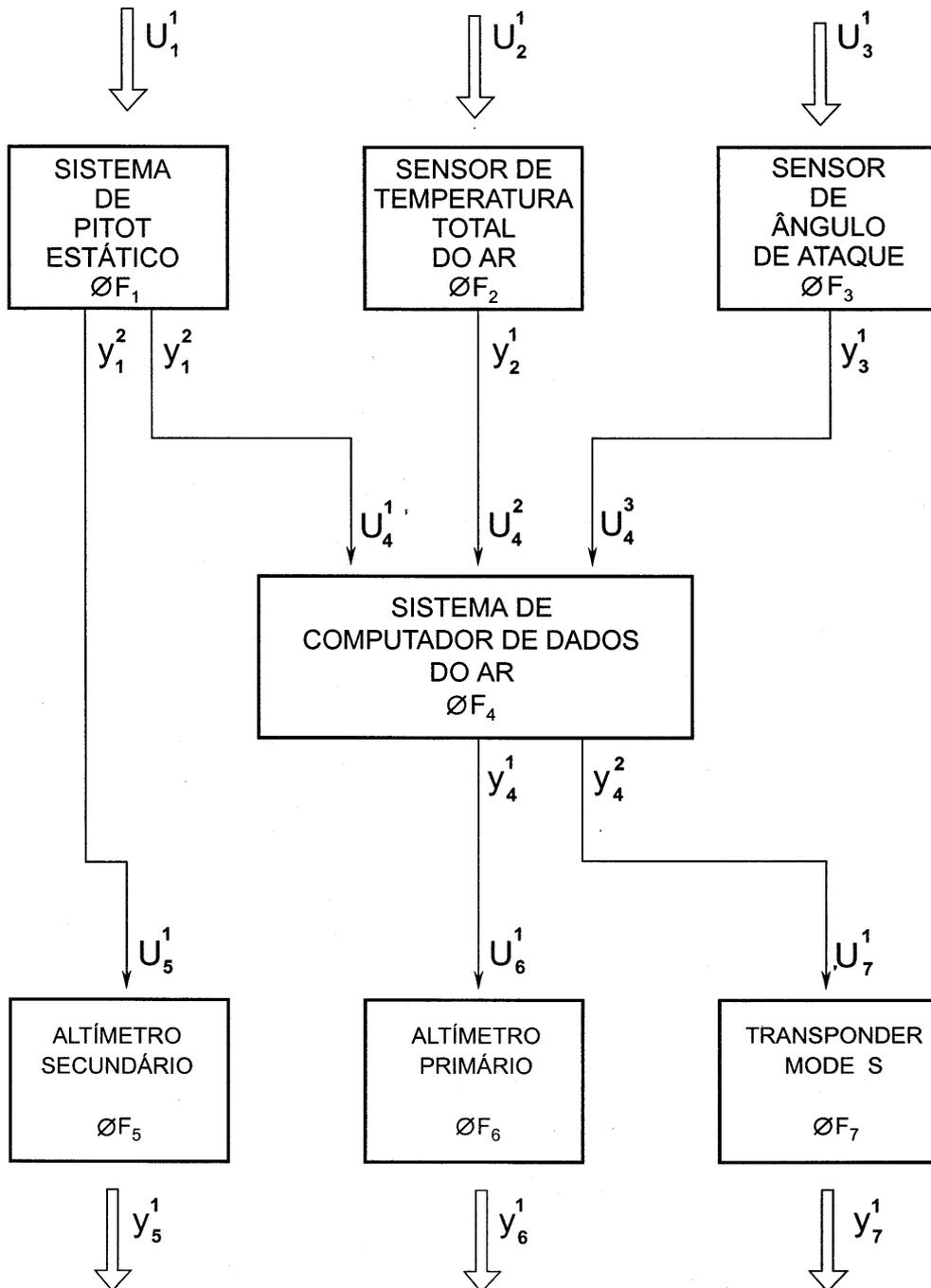


Figura 3.2: Modelo Conceitual Simbólico de um Sistema de Altimetria.

3.8. Considerações Finais

O desenvolvimento de um modelo conceitual simbólico, contribui para uma melhor compreensão do funcionamento de um sistema de altimetria de uma aeronave, pois permite uma visualização das inter-relações entre seus principais subsistemas. Isso só foi possível graças aos conceitos da Teoria Geral de Sistemas, que aplicados a este sistema operacional nos fez entender a importância destas relações e os seus efeitos no resultado final.

Ressaltamos que o sistema apresentado se baseia em uma estrutura real e apenas expressa a organização de um sistema, o que portanto não é a única solução possível e nem necessariamente a mais eficiente, e por isso pode vir a apresentar diferenças em relação a outros sistemas existentes, que tratam do mesmo problema de gerenciamento de dados do ar, para informação da altitude pressão, corrigida para temperatura e densidade.

4. IDENTIFICAÇÃO E ANÁLISE DOS PRINCIPAIS IMPACTOS

4.1. Objetivo do capítulo

O presente capítulo tem como objetivo, identificar e analisar os principais impactos da introdução da separação vertical mínima de 300 metros entre níveis de vôo (RVSM), na performance de aeronaves equipadas com motores à reação, no intuito de demonstrar que a introdução da referida separação vertical, poderá propiciar uma economia de combustível e por conseguinte uma redução na emissão de poluentes na atmosfera.

4.2. Influência da Separação Vertical na Economia de Combustível

A implementação do RVSM no espaço aéreo da América do Sul e Caribe, irá permitir uma considerável economia de combustível. Esta economia é devida ao fato das aeronaves terem maiores possibilidades de voarem próximo ou na altitude ótima.

O atual espaço aéreo superior, é por definição, o espaço aéreo compreendido entre os FL 290 (29.000 pés) e FL 410 (41.000 pés), que com uma separação de 2000 pés, compreendem 7 níveis de vôo (FL 290, FL 310, FL 330, FL 350, FL 370, FL 390 e FL 410).

O RVSM consiste na redução da separação entre as aerovias do espaço aéreo superior, de 2000 pés para 1000 pés, permitindo a criação de seis novos níveis de vôo (FL 300, FL 320, FL 340, FL 360, FL 380 e FL 400), passando portanto a conter após a implementação, 13 níveis de vôo (FL 290, FL 300, FL 310, FL 320, FL 330, FL 340, FL 350, FL 360, FL 370, FL 380, FL 390, FL 400 e FL410). A Figura 4.1, mostra este aumento nos níveis de vôo, enfatizando também suas respectivas orientações.

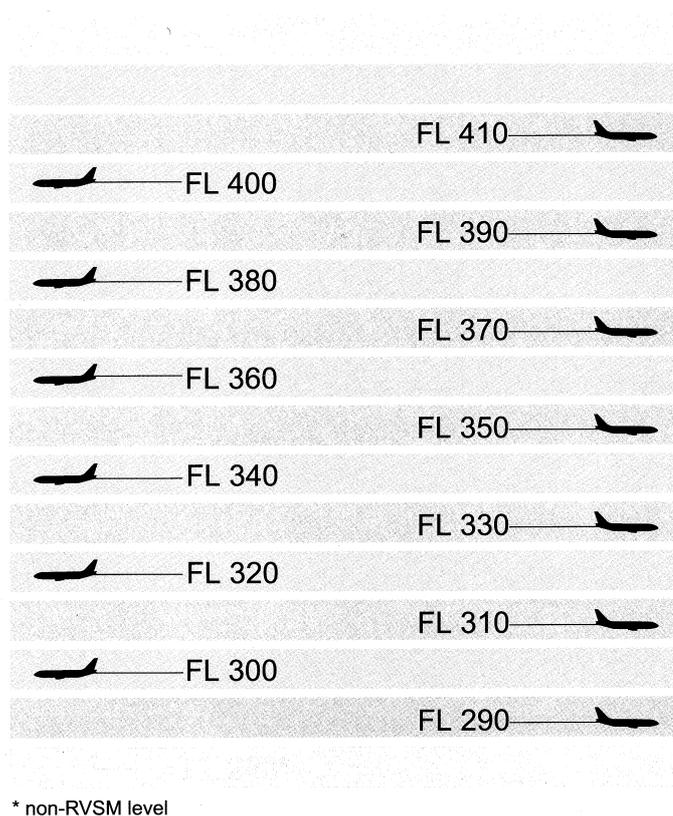


Figura 4.1: Níveis de voo no espaço aéreo RVSM (EUROCONTROL, 2000)

Um operador que utilizou o espaço aéreo do Atlântico Norte antes e depois da implementação do RVSM, contabilizou que antes de sua implementação, somente 50% de seus vôos conseguiram atingir o nível previamente programado, penalizando a operação com um aumento de 5% no consumo de combustível. Com o advento da operação RVSM no referido espaço aéreo foi contabilizado que as aeronaves conseguiam atingir os níveis de voo previamente programados em 90% das vezes, proporcionando uma economia de 1% no combustível consumido. Um outro grande operador contabilizou em três meses de operação no referido espaço aéreo ganhos estimados de \$ 2,0 milhões de dólares americanos em economia de combustível (ICAO, 1999).

Enfatizamos neste capítulo, que o querosene de aviação é um importante componente no custo de operação de uma aeronave, representando hoje aproximadamente 45% dos custos diretos nos vôos de pequena e média distância, podendo atingir 55% nos vôos de longa distância. Isto representa aproximadamente 15% dos custos totais, sendo que na crise do petróleo de 1981 este percentual chegou

a representar 30% dos custos totais de operação de uma aeronave (PAVOUX, J. 1995).

Para melhor podermos explicar a razão desta economia, será definida a seguir a altitude ótima e a sua influência no consumo específico de uma aeronave equipada com motores à reação.

4.2.1. *Altitude Ótima*

A altitude ótima é por definição, a altitude onde a aeronave consegue o melhor consumo específico, ou seja, para um dado peso da aeronave, voar uma determinada distância consumindo a menor quantidade possível de combustível (BOEING, 1999).

Pelos motivos anteriormente mencionados, quando uma aeronave é despachada, seu plano de vôo prevê que ela voe o mais próximo possível desta altitude, o que nem sempre é possível, pois muitas vezes este nível de vôo não está disponível por já estar ocupado por outra aeronave, ou por não estar disponibilizado na rota em que se pretende voar.

As Figuras 4.2, 4.3 e 4.4, encontradas no *Boeing, Flight Planning and Performance Manual*, mostram os gráficos da altitude ótima das aeronaves B-737-300, B-767-300 e B-777-200 respectivamente. Nestes gráficos, entrando com o peso e a velocidade de cruzeiro da aeronave, se obtém a altitude ótima. Por exemplo: para uma aeronave B-737-300 (Figura 4.2) com um peso de decolagem (brake release weight) de 59.000 kg, voando a uma velocidade de cruzeiro de Mach .78, constatamos que a Altitude Ótima será de 32.200 pés.

Optimum Altitude

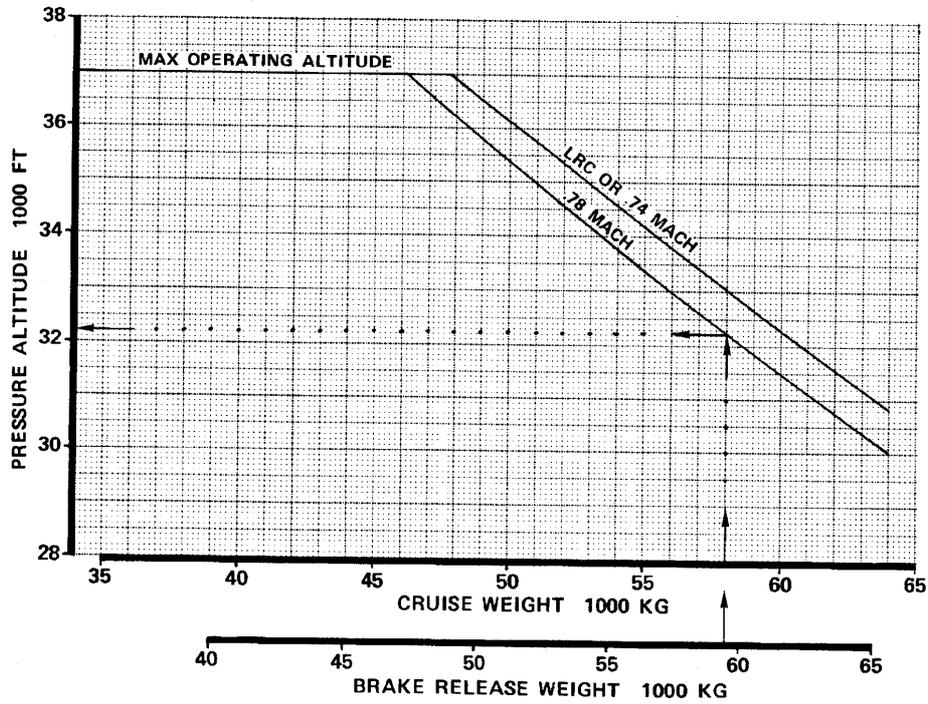


Figura 4.2: Atitude ótima B-737-300 (Boeing, 1999)

Legendas da Figura 4.2:

- Brake Release Weight: peso de decolagem;
- Cruise Weight: peso em vôo de cruzeiro;
- LRC (Long Range Cruise): velocidade de cruzeiro de longo alcance;
- Max Operating Altitude: altitude máxima de operação;
- Optimum Altitude: altitude ótima;
- Pressure Altitude: Altitude pressão;
- .74 Mach: velocidade de .74 Mach (0,74% da velocidade do som).

Optimum Altitude

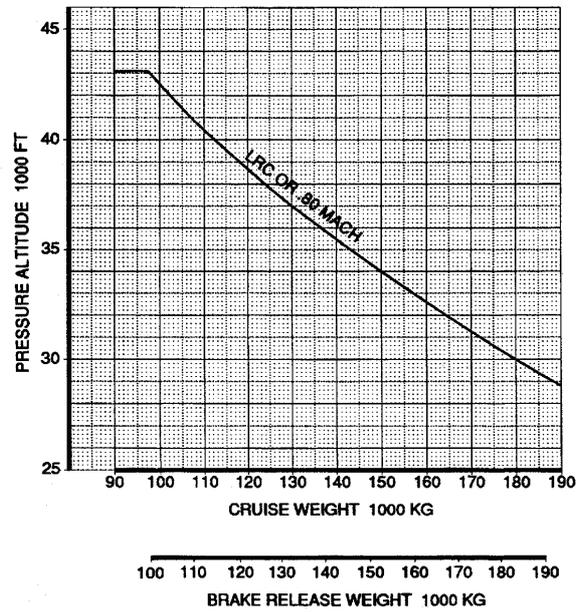


Figura 4.3: Altitude ótima B-767-300 (Boeing, 1999)

Legendas da Figura 4.3:

- Brake Release Weight: peso de decolagem;
- Cruise Weight: peso em vôo de cruzeiro;
- LRC (Long Range Cruise): velocidade de cruzeiro de longo alcance;
- Optimum Altitude: altitude ótima;
- Pressure Altitude: Altitude pressão;
- .80 Mach: velocidade de .80 Mach (0,80% da velocidade do som).

Optimum Altitude

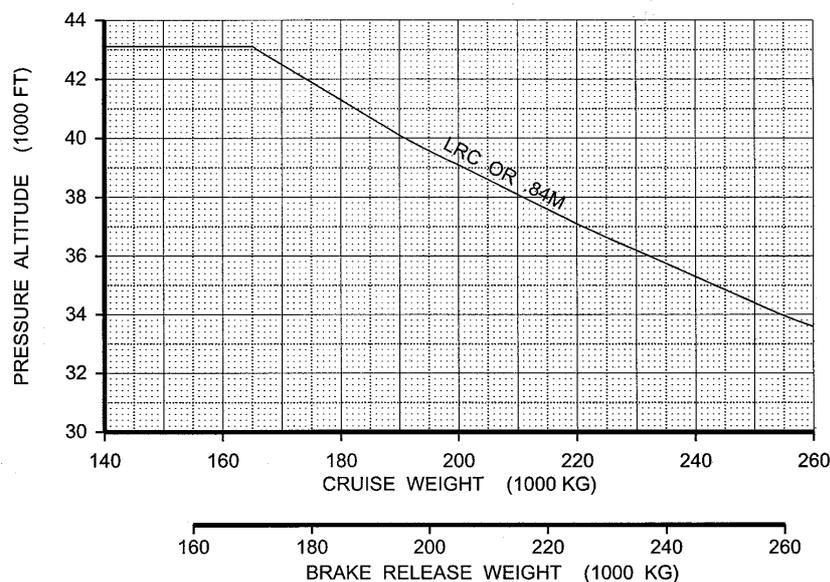


Figura 4.4: Altitude ótima B-777-200 (Boeing, 2003)

Legendas da Figura 4.4:

- Brake Release Weight: peso de decolagem;
- Cruise Weight: peso em vôo de cruzeiro;
- LRC (Long Range Cruise): velocidade de cruzeiro de longo alcance;
- Optimum Altitude: altitude ótima;
- Pressure Altitude: Altitude pressão;
- .84 Mach: velocidade de .84 Mach (0,84% da velocidade do som).

As Tabelas 4.1, 4.2 e 4.3, encontradas no *Boeing Flight Planning and Performance Manual*, contêm incrementos percentuais no consumo da aeronave por voar fora da altitude ótima, para as aeronaves B-737-300, B-767-300 e B-777-200 respectivamente. Nestas tabelas, selecionando a velocidade de cruzeiro utilizada e o desvio em relação a altitude ótima, podemos observar qual será o aumento de consumo. Por exemplo: para uma aeronave B-737-300 (Tabela 4.1) voando com uma velocidade de cruzeiro de Mach .74, observamos que se for utilizado um nível de vôo 2000 ft abaixo da altitude ótima, o consumo de combustível sofrerá um aumento de 2,0 %.

CONDIÇÃO	PENALIZAÇÃO NO CONSUMO (%)	
	LRC	.74M
2000 PÉS ACIMA	1	1
ALTITUDE ÓTIMA	0	0
2000 PÉS ABAIXO	1	2
4000 PÉS ABAIXO	4	4
8000 PÉS ABAIXO	10	11
12000 PÉS ABAIXO	15	20

Tabela 4.1: B-737-300 - Decremento por voar fora da altitude ótima (Boeing, 1999)

CONDIÇÃO	PENALIZAÇÃO NO CONSUMO (%)	
	LRC	.80M
2000 PÉS ACIMA	2	2
ALTITUDE ÓTIMA	0	0
2000 PÉS ABAIXO	1	2
4000 PÉS ABAIXO	4	5
8000 PÉS ABAIXO	10	13
12000 PÉS ABAIXO	16	22

Tabela 4.2: B-767-300 - Decremento por voar fora da altitude ótima (Boeing, 1999)

CONDIÇÃO	PENALIZAÇÃO NO CONSUMO (%)	
	LRC	.84M
2000 PÉS ACIMA	2	3
ALTITUDE ÓTIMA	0	0
2000 PÉS ABAIXO	1	1
4000 PÉS ABAIXO	3	5
8000 PÉS ABAIXO	9	13
12000 PÉS ABAIXO	15	21

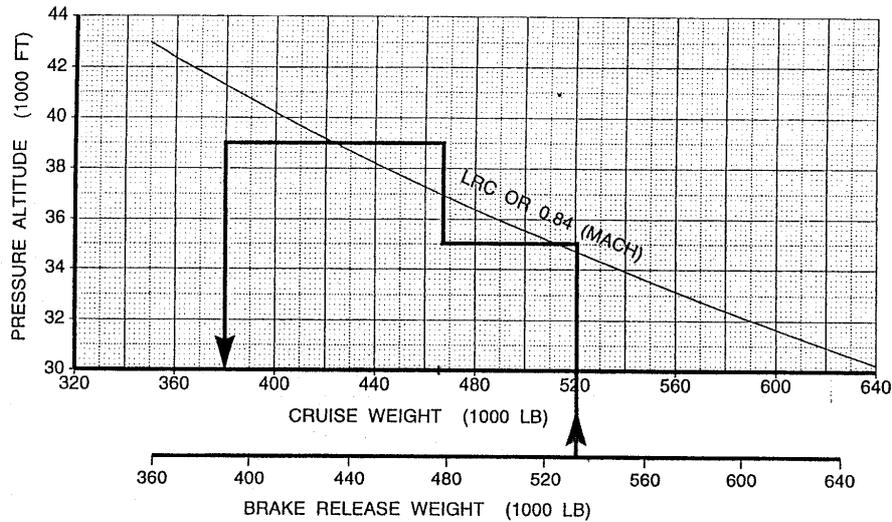
Tabela 4.3: B-777-200 - Decremento por voar fora da altitude ótima (Boeing, 2003)

Pelas razões apresentadas, fica demonstrado que é de grande importância para um operador de aeronaves, procurar voar o mais próximo possível da altitude ótima.

Pode ser observado nos gráficos, que a altitude ótima varia conforme o peso da aeronave. Como não é possível por motivos de controle de tráfego efetuar um vôo variando o seu nível, para etapas longas onde devido ao consumo de combustível, existe uma grande diferença de peso da aeronave entre o início e o final do seu vôo de cruzeiro, aeronave é inicialmente despachada para um nível próximo ou 2000 pés acima da altitude ótima, no decorrer do vôo o peso da aeronave diminui em razão do consumo de combustível, a aeronave atinge a altitude ótima, prosseguindo neste mesmo nível até poder realizar uma nova mudança, subindo 4000 pés para atingir um novo nível 2000 pés superior à nova altitude ótima.

Este procedimento denominado “*step climb*” pode ser visualizado Figura 4.5, encontrada no B-777 *Flight Dispatcher Training Manual*, onde uma aeronave B-777-200 pesando 535000 libras (242676 kg), é despachada para o FL 350 (35000 pés), cruza a altitude ótima e prossegue no FL 350 até atingir o peso de 466000 libras (211378 kg), realizando então uma subida de 4000 pés para atingir o FL 390 (39000 pés), continuando neste nível de vôo até atingir o ponto onde iniciará a descida para o pouso.

Optimum Altitude



EXAMPLE BASED ON: 535,000 LB BRGW AND 5250 NM WESTBOUND TRIP AT LRC SPEED
 TIME FROM TOP OF CLIMB TO STEP: APPROXIMATELY 3 HRS AND 30 MIN
 TIME FROM STEP CLIMB TO TOP OF DESCENT: APPROXIMATELY 7 HRS

Figura 4.5: Step Climb (BOEING, 1999)

Legendas da Figura 4.5:

- Brake Release Weight: peso de decolagem;
- Cruise Weight: peso em vôo de cruzeiro;
- Example based on 535000 lb BRGW and 5250 nm westbound trip at LRC speed: exemplo baseado em 535000 libras de peso de decolagem voando no sentido oeste a uma velocidade de cruzeiro de longo alcance;
- LRC (Long Range Cruise): velocidade de cruzeiro de longo alcance;
- Optimum Altitude: altitude ótima;
- Pressure Altitude: Altitude pressão;
- Time from top of climb to step approximately 3 hrs and 30 min: tempo do final da subida até a mudança de nível de aproximadamente 3 horas e 30 minutos;
- Time from step climb to top of descent approximately 7 hrs: tempo da mudança de nível até o início da descida de aproximadamente 7 horas;
- .84 Mach: velocidade de .84 Mach (0,84% da velocidade do som);

4.3. Influência na Redução de Emissões

A implementação do RVSM no espaço aéreo da América do Sul e Caribe, irá permitir uma considerável redução de emissões, devido à redução no consumo de combustível das aeronaves.

Este estudo visa demonstrar os benefícios ao meio ambiente da implementação do RVSM. O protocolo de Kyoto requer que o total das emissões globais sejam reduzidas em 5,2% entre o período de 2008 e 2012, sendo que para a Europa, o valor fixado para o mesmo período será de 8% de redução (GROUPMENT DES INDUSTRIES FRANÇAISES AERONAUTIQUES ET SPATIALES, 2000).

4.3.1. *Influência das Aeronaves nas Emissões de Poluentes Atmosféricos*

O crescente aumento do tráfego aéreo tem provocado um proporcional aumento de poluentes emitidos pelas aeronaves na atmosfera. As principais substâncias identificadas como poluentes resultantes da queima de combustível de aviação são: dióxido de carbono (CO₂); óxidos de nitrogênio (NO_x); óxidos de enxofre (SO_x); monóxido de carbono (CO); metano (CH₄) e vapor d'água (H₂O) (SIQUEIRA, 2005).

Como todo setor de transporte, a aviação tem a responsabilidade de contribuir para que estas metas de redução de emissões sejam atingidas. Foram feitos grandes avanços pela indústria aeronáutica, melhorando significativamente o consumo de combustível e as emissões por passageiro/quilômetro.

Como exemplo, podemos comparar uma aeronave equipada com motores a reação de primeira geração, como o B-707-300, com uma aeronave de última geração o B-777-200. A primeira operava vôos intercontinentais na década de 60 e 70 em uma configuração típica de 165 passageiros, tendo um consumo médio em vôo de cruzeiro de 5900 kg de combustível por hora. A segunda opera atualmente vôos intercontinentais transportando 287 passageiros, com um consumo médio em vôo de cruzeiro de 5700 kg de combustível por hora. Isto representa que as aeronaves de primeira geração consumiam em vôos intercontinentais, aproximadamente 35,8 kg

de combustível / passageiro hora, enquanto as de última geração, consomem em média 19,9 kg de combustível / passageiro hora.

Este aumento na eficiência energética das aeronaves, tem como resultado uma menor queima de combustível, acarretando em menores emissões de poluentes na atmosfera.

A implementação da separação vertical mínima de 300 metros entre níveis de voo (RVSM), proporciona uma redução no consumo de combustível como ficou comprovado no capítulo anterior, acarretando portanto uma redução nos níveis de emissões de poluentes.

As aeronaves são responsáveis nos dias de hoje por produzir entre 2 e 3% das emissões globais de dióxido de carbono (CO₂) (LEE, D. S., et al., 1997). O CO₂ é um elemento químico estável e sua vida útil na atmosfera é estimada em 100 anos.

A contribuição das aeronaves nas emissões globais de óxidos de nitrogênio (NO_x) é estimada em 1,8% (LEE, D. S., et al., 1997). Os óxidos de nitrogênio (NO_x) tem dois efeitos contraditórios na camada de ozônio. Nas grandes altitudes da estratosfera, as emissões de NO_x contribuem para a redução da camada de ozônio, porém na altitudes típicas de voo de cruzeiro de aeronaves comerciais (29000 – 41000 pés), as emissões de NO_x causam um aumento na camada de ozônio (EUROCONTROL, 2003).

4.3.2. A Redução de Emissões no Espaço Aéreo Europeu

Foram realizados estudos para avaliar os benefícios da implementação do RVSM no espaço aéreo Europeu. Nestes estudos efetuados pelo *EUROCONTROL Experimental Centre*, foram investigadas principalmente as emissões de dióxido de carbono (CO₂), vapor d'água (H₂O) e óxidos de nitrogênio (NO_x), pois estes são os principais componentes da chuva ácida e da redução da camada de ozônio.

A emissão de água (H₂O) na atmosfera é resultado do processo da combustão, em forma de vapor d'água, podendo em certas situações atmosféricas formar esteiras de condensação. Atualmente, esteiras de condensação ocupam 0,1% da atmosfera, porém em regiões de intenso tráfego aéreo, podem ocupar até 5% da atmosfera (KLAUS, G. MARQUANT, S., 2001).

O vapor d'água na troposfera tem pouca influencia no fenômeno do efeito estufa, pois tende a ser removido pela precipitação. Entretanto, quando a emissão ocorre acima de 11 km (FL 360), o vapor d'água retém a radiação solar, auxiliando no processo de aquecimento global (SIMÕES et al. 2003).

A duração das emissões de água na atmosfera são estimadas em 2 semanas e são eliminadas em forma de precipitação, onde junto aos óxidos de nitrogênio (NO_x) e enxofre (SO_x) irão produzir chuva ácida.

Os estudos comparando as emissões antes e depois da implementação do RVSM, concluíram que o RVSM trouxe significantes benefícios ambientais. As emissões de óxidos de nitrogênio (NO_x) foram reduzidas em aproximadamente 0,8% (JELINEK, F et al., 2002). Isto representa menos 3.500 toneladas por ano de NO_x emitidos por aeronaves na atmosfera do espaço aéreo Europeu. As emissões de óxidos de enxofre (SO_x) também sofreram reduções da ordem de 260 toneladas por ano. O total de combustível queimado e de emissões de dióxido de carbono (CO₂) e água (H₂O), foram reduzidos em 1,6% e 2,3%, totalizando 975.000 toneladas de dióxido de carbono (CO₂), 381.000 toneladas de água (H₂O), além de proporcionar uma redução de 310.000 toneladas de combustível consumido por ano (EUROCONTROL, 2003). Este combustível que deixou de ser queimado, representou uma economia nos custos operacionais das companhias aéreas e um benefício ambiental gerado pela redução de emissões.

Os benefícios ambientais foram ainda mais positivos nos níveis de vôo acima da tropopausa. A tropopausa é uma faixa da atmosfera terrestre onde cessa bruscamente a diminuição da temperatura com o aumento da altitude. Antes de atingir a tropopausa, a temperatura atmosférica diminui em aproximadamente 1 grau C por cada 2000 pés de altitude. Na maior parte da atmosfera terrestre, a tropopausa

inicia em uma altitude entre 10 a 15 km sobre o nível do mar, sendo mais baixa nas regiões polares e mais alta sobre o equador.

Nos vôos efetuados ao longo da tropopausa, as emissões de óxidos de nitrogênio (NO_x) são ainda mais reduzidas, atingindo valores entre 2,3 e 4,4% de redução. As emissões de dióxido de carbono (CO_2), óxidos de enxofre (SO_x) e água (H_2O), são diretamente proporcionais ao combustível queimado, e suas emissões ficaram reduzidas entre 3,5 e 5,0% (EUROCONTROL, 2002).

Estas reduções de emissões apresentadas na tropopausa, são ainda mais significativas, por ser esta camada da atmosfera terrestre, a mais sensível as emissões de óxidos de nitrogênio (NO_x).

5. ANÁLISE DOS IMPACTOS AMBIENTAIS E ENERGÉTICOS: ESTUDOS DE CASO

5.1. Objetivo do capítulo

O presente capítulo tem como objetivo, analisar os Impactos Ambientais e Energéticos, obtidos com a introdução da separação vertical mínima de 300 metros entre níveis de vôo no espaço aéreo da América do Sul e Caribe. Serão efetuados estudos de caso, comparando diferentes trechos e separações verticais, para demonstrar a redução no consumo de combustível, bem como quantificar os benefícios ao meio ambiente resultantes desta redução. Também será feita uma comparação dos resultados provenientes deste estudo, com os obtidos pelo EUROCONTROL (JELINEK et al., 2002) no espaço aéreo Europeu.

5.2. Estudo Comparativo de Consumo de Combustível

Para melhor quantificar a economia de combustível (impacto energético) proporcionada pela introdução da separação vertical de 300 metros entre níveis de vôo (RVSM), será apresentado um estudo comparativo entre quatro trechos distintos, utilizando três tipos diferentes de aeronaves, onde será comparado o consumo de combustível numa determinada etapa, utilizando os níveis de vôo disponíveis atualmente, com o consumo obtido após a implementação dos novos níveis do vôo disponibilizados pelo RVSM.

5.2.1. Etapa Rio de Janeiro / Brasília

O estudo será efetuado utilizando aeronaves B-737-300 equipadas com motores CFM56-3 na etapa entre Rio de Janeiro/Galeão (GIG) e Brasília (BSB), sendo que para efeito de comparação, serão arbitrados os seguintes parâmetros, válidos para ambos os estudos:

- Carga Paga (*Payload*): 90 passageiros (75% da capacidade máxima de 120 passageiros) pesando 75 kg cada, e 3000 kg de carga e bagagens distribuídos entre os porões dianteiro e traseiro, perfazendo um total de 9750 kg de carga paga;
- Peso Básico Operacional (*Basic Operating Weight*): 33000 kg (Peso da aeronave pronta para operar, contabilizando tripulação, serviço de bordo e material de conforto para os passageiros, excluindo a carga e o combustível necessário para a etapa);
- Peso Zero Combustível (*Zero Fuel Weight*): Peso total da aeronave pronta para decolar com passageiros e carga, somente faltando colocar o combustível, $33000 \text{ kg} + 9750 \text{ kg} = 42750 \text{ kg}$;
- Combustível Mínimo Requerido (*Minimum Fuel Required*): 8000 kg;
- Peso de Decolagem (*Takeoff Weight*): 50750 kg;
- Temperatura ambiente (OAT): 25 graus Celsius (ISA + 10);
- Velocidade de cruzeiro: Mach .74;
- Vento nulo na subida, em cruzeiro e na descida;
- Distância entre GIG e BSB: 571 milhas náuticas.

a) Etapa Rio de Janeiro/Brasília utilizando separação vertical de 2000 pés

Atualmente para voar do Rio de Janeiro para Brasília, estão disponíveis os seguintes níveis de vôo: FL 310, FL 350 e FL 390. Para voar de Brasília para o Rio de Janeiro, estão disponíveis os níveis FL 290, FL 330, FL 370 e FL 410.

Neste estudo, ficou arbitrado que a aeronave decolou do Rio de Janeiro com um peso de decolagem de 50750 kg (peso zero combustível de 42750 kg mais 8000 kg de combustível), portanto utilizando a tabela de altitude ótima da aeronave B-737-300 (Figura 2.1), encontraremos uma altitude ótima de 36200 pés. Como o nível de vôo FL 370 não é disponível para o trecho Rio / Brasília, e este nível corresponde também ao teto operacional da aeronave, não sendo possível portanto utilizar o FL 410, o nível mais próximo da altitude ótima disponível para se efetuar a etapa será o FL 350 (1200 pés abaixo da altitude ótima).

Com os dados acima definidos, obteremos utilizando as tabelas de consumo de subida, cruzeiro e descida, encontradas respectivamente nos Anexos 1, 2 e 3, os seguintes consumos de combustível para cada fase da etapa:

- Subida até o FL 350: 1318,8 kg;
- Cruzeiro no FL 350: 1862,1 kg;
- Descida do FL 350: 295,0 kg;
- Combustível consumido na etapa: 1318,8 kg + 1862,1 kg + 295,0 kg = 3475,9 kg.

Na Figura 5.1, representamos o perfil vertical do vôo, na referida etapa, apresentando o nível de vôo utilizado, as distâncias percorridas em relação ao solo e o peso da aeronave ao final de cada segmento do vôo.

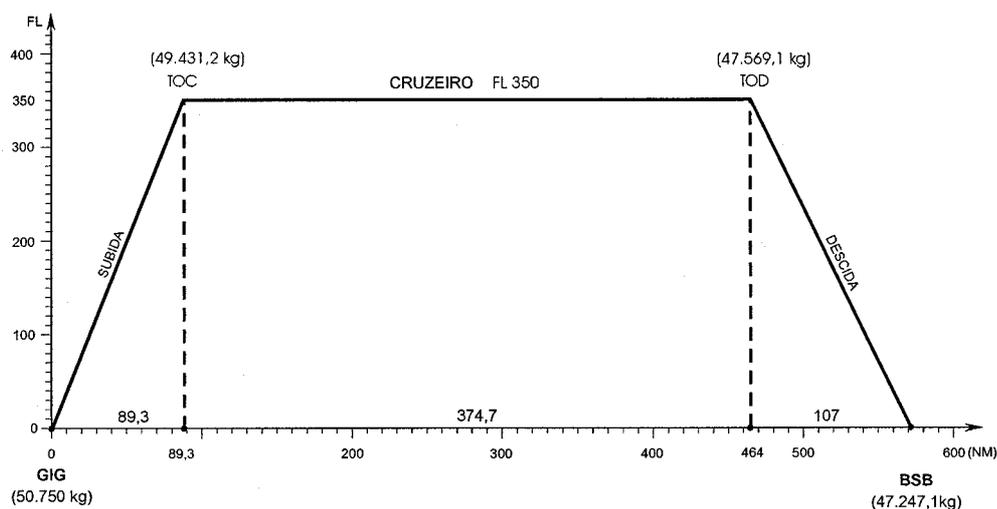


Figura 5.1: Perfil vertical do vôo GIG/BSB com separação vertical de 2000 pés

b) Etapa Rio de Janeiro/Brasília utilizando separação vertical de 1000 pés

Com a implementação do RVSM, para voar do Rio de Janeiro para Brasília, estariam disponíveis os seguintes níveis de vôo: FL 300, FL 320, FL 340, FL 360, FL 380 e FL 400. Para voar de Brasília para o Rio de Janeiro, estariam disponíveis os níveis FL 290, FL 310, FL 330, FL 350, FL 370, FL 390 e FL 410.

Como no estudo anterior, ficou arbitrado que a aeronave decolou do Rio de Janeiro com um peso de decolagem de 50750 kg (peso zero combustível de 42750 kg mais 8000 kg de combustível), portanto utilizando a tabela de altitude ótima das aeronaves B-737-300 (Figura 2.1), encontraremos uma altitude ótima de 36200 pés. Como o nível FL 360 é disponível para o trecho Rio / Brasília, este nível será o utilizado para o despacho da aeronave, pois é o que mais se aproxima do nível ótimo.

Com os dados acima definidos, obteremos utilizando as tabelas de consumo de subida, cruzeiro e descida, encontradas respectivamente nos Anexos 1, 2 e 3, os seguintes consumos de combustível para cada fase da etapa:

- Subida até o FL 360: 1337,5 kg;
- Cruzeiro no FL 360: 1802,6 kg;
- Descida do FL 360: 297,5 kg;
- Combustível consumido na etapa: 1337,5 kg + 1802,6 kg + 297,5 kg = 3437,6 kg.

Na Figura 5.2, representamos o perfil vertical do vôo, na referida etapa, apresentando o nível de vôo utilizado, as distâncias percorridas em relação ao solo e o peso da aeronave ao final de cada segmento do vôo.

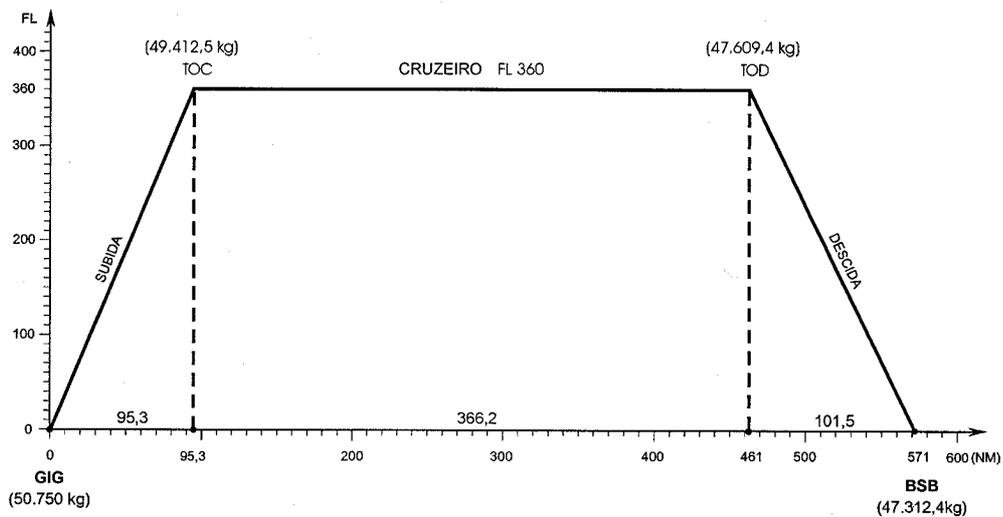


Figura 5.2: Perfil vertical do vôo GIG/BSB com separação vertical de 1000 pés

5.2.2. Etapa Rio de Janeiro/Manaus

O estudo será efetuado utilizando aeronaves B-767-300 equipadas com motores GE CF6-80C2 na etapa entre Rio de Janeiro, Galeão (GIG) e Manaus (MAO), sendo que para efeito de comparação, serão arbitrados os seguintes parâmetros, válidos para ambos os estudos:

- Carga Paga (*Payload*): 199 passageiros (90% da capacidade máxima de 221 passageiros) pesando 75 kg cada, e 10075 kg de carga e bagagens distribuídos entre os porões dianteiro e traseiro, perfazendo um total de 25000 kg de carga paga;
- Peso Básico Operacional (*Basic Operating Weight*): 89800 kg (Peso da aeronave pronta para operar, contabilizando tripulação, serviço de bordo e material de conforto para os passageiros, excluindo a carga e o combustível necessário para a etapa);
- Peso Zero Combustível (*Zero Fuel Weight*): Peso total da aeronave pronta para decolar com passageiros e carga, somente faltando colocar o combustível, $89800 \text{ kg} + 25000 \text{ kg} = 114800 \text{ kg}$;
- Combustível Mínimo Requerido (*Minimum Fuel Required*): 23600 kg;
- Peso de Decolagem (*Takeoff Weight*): 138400 kg;
- Temperatura ambiente (OAT): 25 graus Celsius (ISA + 10);
- Velocidade de cruzeiro: Mach .80;
- Vento nulo na subida, em cruzeiro e na descida;
- Distância entre GIG e MAO: 1560 Milhas Náuticas.

a) Etapa Rio de Janeiro/Manaus com separação vertical de 2000 pés

Atualmente para voar do Rio de Janeiro para Manaus, estão disponíveis os seguintes níveis de vôo: FL 310, FL 350 e FL 390. Para voar de Manaus para o Rio de Janeiro, estão disponíveis os níveis FL 290, FL 330, FL 370 e FL 410.

Neste estudo, ficou arbitrado que a aeronave decolou do Rio de Janeiro com um peso de decolagem de 138400 kg (peso zero combustível de 114800 kg mais 23600 kg de combustível), portanto utilizando a tabela de altitude ótima da aeronave

B-767-300 (Figura 2.2), encontraremos uma altitude ótima de 36000 pés. Como o nível de vôo FL 370 não é disponível para o trecho Rio / Manaus, o nível mais próximo da altitude ótima disponível para se efetuar a etapa será o FL 350 (1000 pés abaixo da altitude ótima).

Com os dados acima definidos, obteremos utilizando as tabelas de consumo de subida, cruzeiro e descida, encontradas respectivamente nos Anexos 4, 5 e 6, os seguintes consumos de combustível para cada fase da etapa:

- Subida até o FL 350: 2802,00 kg;
- Cruzeiro no FL 350: 13081,65 kg;
- Descida do FL 350: 500,00 kg;
- Combustível consumido na etapa: 2802,00 kg+13081,65 kg+500,00 kg = 16383,65 kg.

Na Figura 5.3, representamos o perfil vertical do vôo, na referida etapa, apresentando o nível de vôo utilizado, as distâncias percorridas em relação ao solo e o peso da aeronave ao final de cada segmento do vôo.

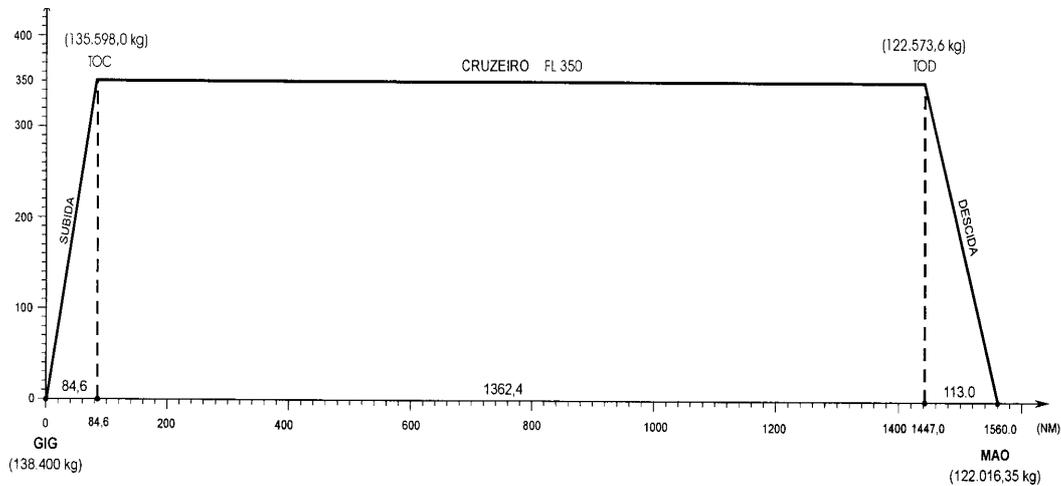


Figura 5.3: Perfil vertical do vôo GIG/MAO com separação vertical de 2000 pés

b) Etapa Rio de Janeiro/Manaus com separação vertical de 1000 pés

Com a implementação do RVSM, para voar do Rio de Janeiro para Manaus, estariam disponíveis os seguintes níveis de vôo: FL 300, FL 320, FL 340, FL 360, FL 380 e FL 400. Para voar de Manaus para o Rio de Janeiro, estariam disponíveis os níveis FL 290, FL 310, FL 330, FL 350, FL 370, FL 390 e FL 410.

Como no estudo anterior, ficou arbitrado que a aeronave decolou do Rio de Janeiro com um peso de decolagem de 138400 kg (peso zero combustível de 114800 kg mais 23600 kg de combustível), portanto utilizando a tabela de altitude ótima das aeronaves B-767-300 (Figura 2.2), encontraremos uma altitude ótima de 36000 pés. Como o nível FL 360 é disponível para o trecho Rio / Manaus, este nível será o utilizado para o despacho da aeronave, pois é o próprio nível ótimo.

Com os dados acima definidos, obteremos utilizando as tabelas de consumo de subida, cruzeiro e descida, encontradas respectivamente nos Anexos 4, 5 e 6, os seguintes consumos de combustível para cada fase da etapa:

- Subida até o FL 360: 2860,00 kg;
- Cruzeiro no FL 360: 12888,30 kg;
- Descida do FL 360: 550,00 kg;
- Combustível consumido na etapa: $2860,00 \text{ kg} + 12888,30 \text{ kg} + 550,00 \text{ kg} = 16298,3 \text{ kg}$.

Na Figura 5.4, representamos o perfil vertical do vôo, na referida etapa, apresentando o nível de vôo utilizado, as distâncias percorridas em relação ao solo e o peso da aeronave ao final de cada segmento do vôo.

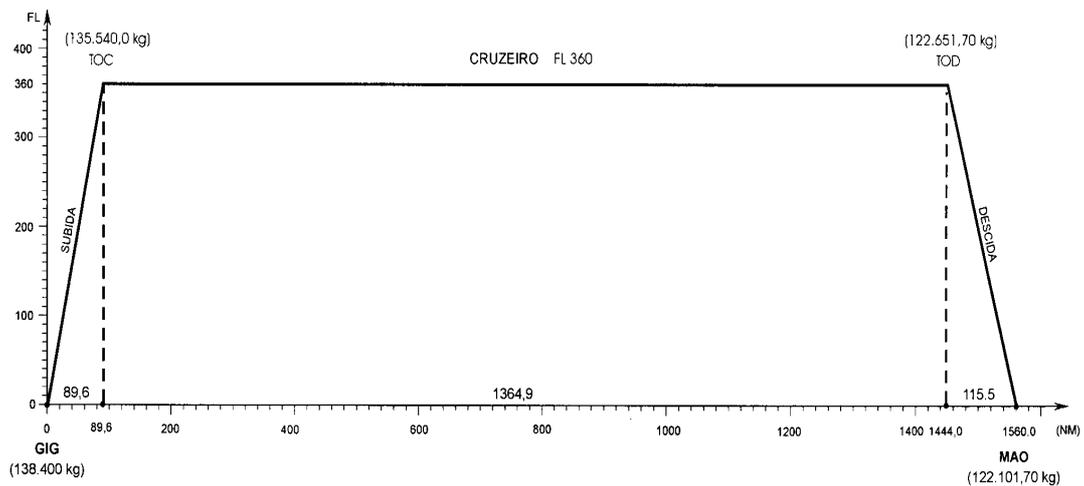


Figura 5.4: Perfil vertical do voo GIG/MAO com separação vertical de 1000 pés

5.2.3. Etapa Rio de Janeiro/Buenos Aires

O estudo será efetuado utilizando aeronaves B-777-200 equipadas com motores GE90-76B na etapa entre Rio de Janeiro, Galeão (GIG) e Buenos Aires (EZE), sendo que para efeito de comparação, serão arbitrados os seguintes parâmetros, válidos para ambos os estudos:

- Carga Paga (*Payload*): 220 passageiros (90% da capacidade máxima de 244 passageiros) pesando 75 kg cada, e 20700 kg de carga e bagagens distribuídos entre os porões dianteiro e traseiro, perfazendo um total de 37200 kg de carga paga;
- Peso Básico Operacional (*Basic Operating Weight*): 139800 kg (Peso da aeronave pronta para operar, contabilizando tripulação, serviço de bordo e material de conforto para os passageiros, excluindo a carga e o combustível necessário para a etapa);
- Peso Zero Combustível (*Zero Fuel Weight*): Peso total da aeronave pronta para decolar com passageiros e carga, somente faltando colocar o combustível, $139800 \text{ kg} + 37200 \text{ kg} = 177000 \text{ kg}$;
- Combustível Mínimo Requerido (*Minimum Fuel Required*): 23000 kg;
- Peso de Decolagem (*Takeoff Weight*): 200000 kg;
- Temperatura ambiente (OAT): 25 graus Celsius (ISA + 10);

- Velocidade de cruzeiro: Mach .84;
- Vento nulo na subida, em cruzeiro e na descida;
- Distância entre GIG e EZE: 1137 milhas náuticas.

a) Etapa Rio de Janeiro/Buenos Aires com separação vertical de 2000 pés

Atualmente para voar do Rio de Janeiro para Buenos Aires, estão disponíveis os seguintes níveis de vôo: FL 310, FL 350 e FL 390. Para voar de Buenos Aires para o Rio de Janeiro, estão disponíveis os níveis FL 290, FL 330, FL 370 e FL 410.

Neste estudo, ficou arbitrado que a aeronave decolou do Rio de Janeiro com um peso de decolagem de 200000 kg (peso zero combustível de 177000 kg mais 23000 kg de combustível), portanto utilizando a tabela de altitude ótima da aeronave B-777-200 (Figura 2.3), encontraremos uma altitude ótima de 39600 pés. O nível mais próximo da altitude ótima disponível para se efetuar a etapa será o FL 390 (600 pés abaixo da altitude ótima).

Com os dados acima definidos, obteremos utilizando as tabelas de consumo de subida, cruzeiro e descida, encontradas respectivamente nos Anexos 7, 8 e 9, os seguintes consumos de combustível para cada fase da etapa:

- Subida até o FL 390: 4650,00 kg;
- Cruzeiro no FL 390: 10150,51 kg;
- Descida do FL 390: 820,00 kg;
- Combustível consumido na etapa: $4650,00 \text{ kg} + 10150,51 \text{ kg} + 820,00 \text{ kg} = 15620,51 \text{ kg}$.

Na Figura 5.5, representamos o perfil vertical do vôo, na referida etapa, apresentando o nível de vôo utilizado, as distâncias percorridas em relação ao solo e o peso da aeronave ao final de cada segmento do vôo.

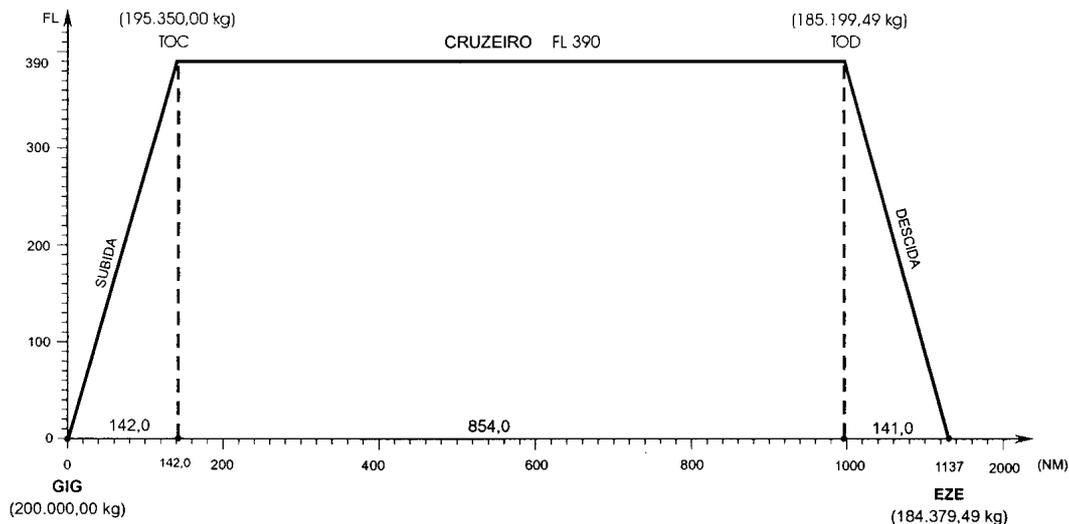


Figura 5.5: Perfil vertical do voo GIG/EZE com separação vertical de 2000 pés

b) Etapa Rio de Janeiro/Buenos Aires com separação vertical de 1000 pés

Com a implementação do RVSM, para voar do Rio de Janeiro para Buenos Aires, estariam disponíveis os seguintes níveis de voo: FL 300, FL 320, FL 340, FL 360, FL 380 e FL 400. Para voar de Buenos Aires para o Rio de Janeiro, estariam disponíveis os níveis FL 290, FL 310, FL 330, FL 350, FL 370, FL 390 e FL 410.

Como no estudo anterior, ficou arbitrado que a aeronave decolou do Rio de Janeiro com um peso de decolagem de 200000 kg (peso zero combustível de 177000 kg mais 23000 kg de combustível), portanto utilizando a tabela de altitude ótima das aeronaves B-777-200 (Figura 2.3), encontraremos uma altitude ótima de 39600 pés. Como o nível FL 400 é disponível para o trecho Rio / Buenos Aires, este nível será o utilizado para o despacho da aeronave, pois é o que mais se aproxima do nível ótimo.

Com os dados acima definidos, obteremos utilizando as tabelas de consumo de subida, cruzeiro e descida, encontradas respectivamente nos Anexos 7, 8 e 9, os seguintes consumos de combustível para cada fase da etapa:

- Subida até o FL 400: 4800,00 kg;
- Cruzeiro no FL 400: 9788,56 kg;

- Descida do FL 400: 825,00 kg;
- Combustível consumido na etapa: 4800,00 kg + 9788,56 kg + 825,00 kg = 15413,56 kg.

Na Figura 5.6, representamos o perfil vertical do vôo, na referida etapa, apresentando o nível de vôo utilizado, as distâncias percorridas em relação ao solo e o peso da aeronave ao final de cada segmento do vôo.

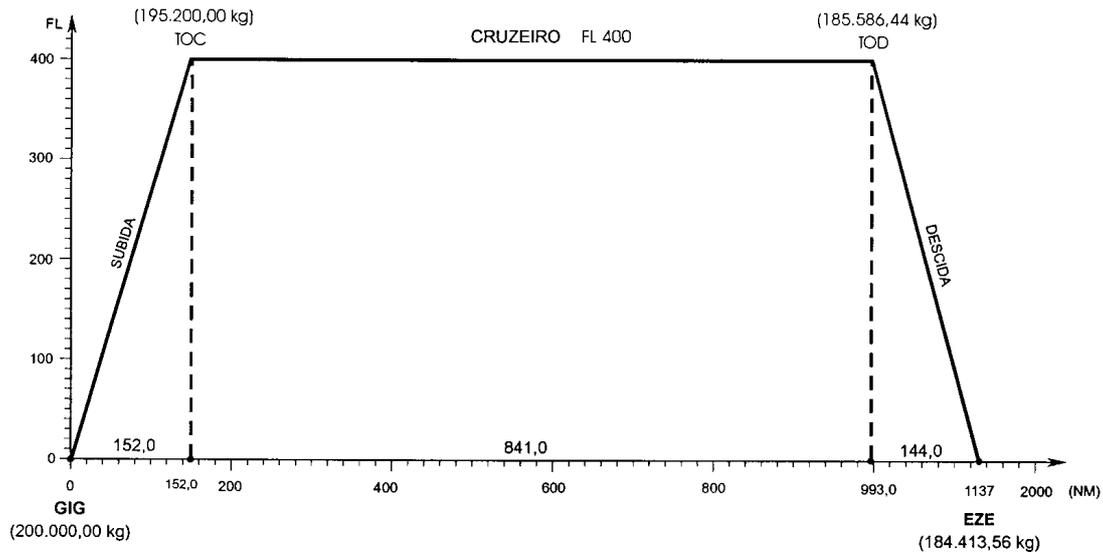


Figura 5.6: Perfil vertical do vôo GIG/EZE com separação vertical de 1000 pés

5.2.4. Etapa São Paulo / Cidade do México

O estudo será efetuado utilizando aeronaves B-777-200 equipadas com motores GE90-76B na etapa entre São Paulo/Guarulhos (GRU) e Cidade do México (MEX), sendo que para efeito de comparação, serão arbitrados os seguintes parâmetros, válidos para ambos os estudos:

- Carga Paga (*Payload*): 220 passageiros (90% da capacidade máxima de 244 passageiros) pesando 75 kg cada, e 20700 kg de carga e bagagens distribuídos entre os porões dianteiro e traseiro, perfazendo um total de 37200 kg de carga paga;

- Peso Básico Operacional (*Basic Operating Weight*): 139800 kg (Peso da aeronave pronta para operar, contabilizando tripulação, serviço de bordo e material de conforto para os passageiros, excluindo a carga e o combustível necessário para a etapa);
- Peso Zero Combustível (*Zero Fuel Weight*): Peso total da aeronave pronta para decolar com passageiros e carga, somente faltando colocar o combustível, $139800 \text{ kg} + 37200 \text{ kg} = 177000 \text{ kg}$;
- Combustível Mínimo Requerido (*Minimum Fuel Required*): 66670 kg;
- Peso de Decolagem (*Takeoff Weight*): 242670 kg;
- Temperatura ambiente (OAT): 25 graus Celsius (ISA + 10);
- Velocidade de cruzeiro: Mach .84;
- Vento nulo na subida, em cruzeiro e na descida;
- Distância entre GRU e MEX: 4073 milhas náuticas;

a) Etapa São Paulo/Cidade do México com separação vertical de 2000 pés

Atualmente para voar de São Paulo para Cidade do México, estão disponíveis os seguintes níveis de vôo: FL 310, FL 350 e FL 390. Para voar da Cidade do México para São Paulo, estão disponíveis os níveis FL 290, FL 330, FL 370 e FL 410.

Neste estudo, ficou arbitrado que a aeronave decolou de São Paulo com um peso de decolagem de 242670 kg (peso zero combustível de 177000 kg mais 66670 kg de combustível), portanto utilizando a tabela de altitude ótima da aeronave B-777-200 (Figura 2.3), encontraremos uma altitude ótima de 35600 pés. O nível mais próximo da altitude ótima disponível para se efetuar a etapa será o FL 350 (600 pés abaixo da altitude ótima).

Com os dados acima definidos, obteremos utilizando as tabelas de consumo de subida, cruzeiro e descida, encontradas respectivamente nos Anexos 7, 8 e 9, os seguintes consumos de combustível para cada fase da etapa:

- Subida até o FL 350: 4360,00 kg;
- Cruzeiro no FL 350: 30700,00 kg;
- Cruzeiro no FL 390: 19310,00 kg;
- Descida do FL 390: 720,00 kg;
- Combustível consumido na etapa: 5550,00 kg + 30420,00 kg + 19310,00 kg + 720,00 kg = 56000,00 kg.

Na Figura 5.7, representamos o perfil vertical do vôo, na referida etapa, apresentando o nível de vôo utilizado, as distâncias percorridas em relação ao solo e o peso da aeronave ao final de cada segmento do vôo.

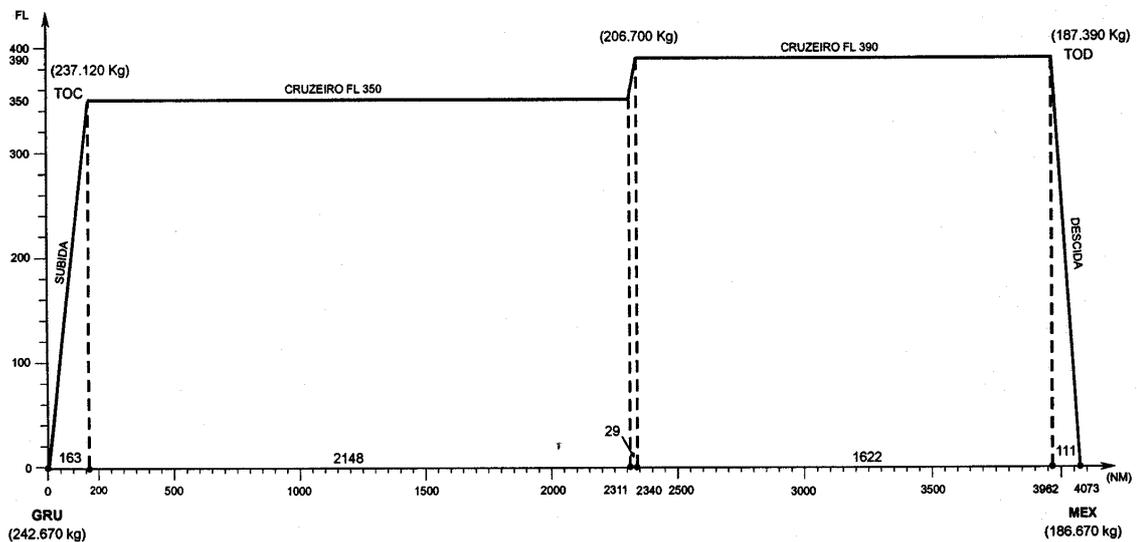


Figura 5.7: Perfil vertical do vôo GRU/MEX com separação vertical de 2000 pés

b) Etapa São Paulo/Cidade do México com separação vertical de 1000 pés

Com a implementação do RVSM, para voar de São Paulo para Cidade do México, estariam disponíveis os seguintes níveis de vôo: FL 360, FL 380 e FL 400. Para voar da Cidade do México para São Paulo, estariam disponíveis os níveis FL 370, FL 390 e FL 410.

Como no estudo anterior, ficou arbitrado que a aeronave decolou do Rio de Janeiro com um peso de decolagem de 242670 kg (peso zero combustível de 177000 kg mais 66670 kg de combustível), portanto utilizando a tabela de altitude ótima das aeronaves B-777-200 (Figura 2.3), encontraremos uma altitude ótima de 35600 pés. Como o nível FL 360 é disponível para o trecho São Paulo/Cidade do México, este nível será o utilizado para o despacho da aeronave, pois é o que mais se aproxima do nível ótimo.

Com os dados acima definidos, obteremos utilizando as tabelas de consumo de subida, cruzeiro e descida, encontradas respectivamente nos Anexos 7, 8 e 9, os seguintes consumos de combustível para cada fase da etapa:

- Subida até o FL 360: 5770,00 kg;
- Cruzeiro no FL 360: 23130,00 kg;
- Cruzeiro no FL 380: 21740,00 kg;
- Cruzeiro no FL 400: 4450,00 kg;
- Descida do FL 400: 640,00 kg;
- Combustível consumido na etapa: 5770,00 kg + 23130,00 kg + 21740,00 kg + 4450,00 kg + 640,00 kg = 55730,00 kg.

Na Figura 5.8, representamos o perfil vertical do vôo, na referida etapa, apresentando o nível de vôo utilizado, as distâncias percorridas em relação ao solo e o peso da aeronave ao final de cada segmento do vôo.

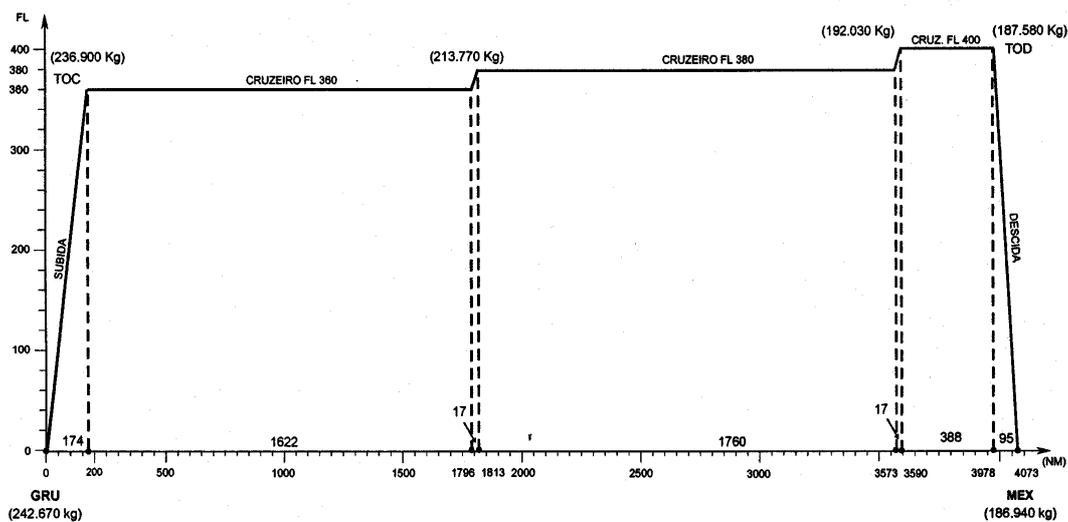


Figura 5.8: Perfil vertical do vôo GRU/MEX com separação vertical de 1000 pés

5.2.5. Considerações finais sobre o impacto energético

A Tabela 5.1 abaixo, compara o combustível consumido nos estudos comparativos realizados nas seções 5.2.1, 5.2.2, 5.2.3 e 5.2.4 respectivamente, calculando a diferença percentual de cada subseção e a diferença percentual total. Foi observada uma economia média de 0,86%, que representa valor percentual similar ao obtido (1,0%) quando da implementação do RVSM no espaço aéreo do Atlântico Norte e Europa (EUROCONTROL, 2003).

Seção	Combustível Consumido (kg)	Diferença Percentual Parcial	Diferença Percentual Total
5.2.1, a)	3475,90	1,11%	0,86%
5.2.2, b)	3437,60		
5.2.1, a)	16383,65	0,52%	
5.2.2, b)	16298,3		
5.2.3, a)	15620,51	1,32%	
5.2.3, b)	15413,56		
5.2.4, a)	56000,00	0,48%	
5.2.4, b)	55730,00		

Tabela 5.1: Comparação de combustível consumido nas etapas do estudo

Os estudos realizados, comprovaram que mesmo utilizando uma premissa conservadora, pois por simplificação dos cálculos, foi considerado que as aeronaves decolariam para uma mesma etapa, com pesos de decolagem iguais, não computando que um menor consumo de combustível na etapa, acarretaria em uma diminuição no peso de decolagem e por conseguinte um menor consumo. Também não foi computado, o fato de que as aeronaves muitas vezes não conseguem voar no nível previamente planejado, pelo mesmo já se encontrar ocupado por outra aeronave, obrigando assim que para evitar atrasos, que o vôo seja realizado em um outro nível ainda mais distante da altitude ótima.

Ficou portanto comprovado, que a implementação do RVSM no espaço aéreo da América do Sul e Caribe, poderá permitir uma economia de aproximadamente 0,86 % no consumo de combustível, confirmando os resultados obtidos no espaço aéreo do Atlântico Norte, Pacífico Norte e Europa.

5.3. Estudo Comparativo de Emissões de Poluentes

A implementação do RVSM no espaço aéreo do América do Sul e Caribe, irá proporcionar uma economia de combustível proporcional a obtida no espaço aéreo Europeu, como ficou comprovado nos estudos efetuados no item anterior. Como as emissões de poluentes na atmosfera são diretamente proporcionais a queima de combustível, o RVSM irá acarretar em uma redução de emissões (Impacto Ambiental) proporcionalmente similar à obtida no espaço aéreo Europeu.

De acordo com o estudo intitulado *Summary of the Preliminary Cost-Benefit Analysis for Implementation of RVSM in the CAR/SAM* (ICAO, 2003), a previsão de crescimento de tráfego aéreo para os próximos treze anos (2005-2017) no espaço aéreo da América do Sul e Caribe será de 3,8% ao ano. Neste período a economia de combustível esperada será de 1,63% por voo.

A Tabela 5.2 mostra os ganhos anuais em economia de combustível para os próximos 13 anos no espaço aéreo do América do Sul e Caribe, baseados na previsão de crescimento de tráfego e renovação da frota (ICAO, 2003).

GANHOS ANUAIS (USD)	
2005	32.767.375,18
2006	34.012.535,44
2007	35.305.011,79
2008	36.646.602,24
2009	38.039.173,12
2010	39.484.661,70
2011	40.985.078,84
2012	42.542.511,84
2013	44.159.127,29
2014	45.837.174,13
2015	47.578.986,74
2016	49.386.988,24
2017	51.263.693,79
TOTAL	538.008.920,35

Tabela 5.2: Ganhos em economia de combustível (ICAO, 2003)

Os ganhos em economia de combustível previstos pela ICAO, mostrados na Tabela 5.2, foram baseados em um custo estimado de 0,67 dólares americanos/galão de combustível. Portanto, para o ano de 2005, a economia obtida (USD 32.767.375,18) dividida pelo custo do combustível (USD 0,67), representaria um volume de combustível de 48.906.530,12 usg (galões americanos), que correspondem a 185.130.779,10 litros. Essa quantidade representa 147.734.361,17 kg de combustível, utilizando uma densidade média para o querosene de aviação de 0,798 kg/l.

No estudo intitulado “*The EUR RVSM Implementation Project Enviromental Benefit Analysis*” (JELINEK et al., 2002), elaborado pelo *EUROCONTROL Experimental Centre*, são comparados os índices de emissões antes e depois da implementação do RVSM no espaço aéreo europeu, ficando concluído que para uma redução de consumo de combustível anual de 310.000 toneladas, houve uma redução

de emissões de respectivamente 260 toneladas de óxidos de enxofre (SO_x), 3.500 toneladas de óxidos de nitrogênio (NO_x) e 975.000 toneladas de dióxido de carbono (CO₂).

Assumindo que a implementação do RVSM no espaço aéreo da América do Sul e Caribe obtenha percentuais de reduções de emissões similares as obtidas no espaço aéreo Europeu, uma redução de 147.734 toneladas de combustível não queimado no ano de 2005, corresponderiam a uma redução anual de emissões de respectivamente 124 toneladas de óxidos de enxofre (SO_x), 1.668 toneladas de óxidos de nitrogênio (NO_x), 464.647 toneladas de dióxido de carbono (CO₂), na atmosfera.

A previsão de crescimento para os próximos treze anos no espaço aéreo da América do Sul e Caribe é de 3,8% ao ano (ICAO, 2003). Com esta previsão de crescimento, o total de combustível economizado (não queimado) entre os anos de 2005 e 2017, atingiriam a soma de 2.425.656 toneladas, representando uma redução de emissões nestes treze anos de aproximadamente 2.034 toneladas de óxidos de enxofre (SO_x), 27.370 toneladas de óxidos de nitrogênio (NO_x) e 7.624.938 toneladas de dióxido de carbono (CO₂). A Tabela 5.3, mostra o valor anual e o somatório do total da redução de emissões prevista entre os anos de 2005 e 2017.

REDUÇÃO DE EMISSÕES (1000 KG)			
ANO	SO _x	NO _x	CO ₂
2005	124	1.668	464.647
2006	129	1.731	482.304
2007	132	1.782	496.486
2008	139	1.865	519.656
2009	144	1.936	539.405
2010	149	2.010	559.902
2011	155	2.086	581.179
2012	161	2.166	603.261
2013	167	2.248	626.186
2014	173	2.333	649.982
2015	180	2.422	674.681
2016	187	2.514	700.317
2017	194	2.609	726.932
TOTAL	2.034	27.370	7.624.938

Tabela 5.3: Redução anual de Emissões

5.3.1. Considerações finais sobre o estudo de Emissões de Poluentes

O estudo realizado sobre o impacto ambiental, demonstrou que a implementação do RVSM no espaço aéreo da América do Sul e Caribe, além de proporcionar economia no consumo de um combustível de origem fóssil, irá contribuir para a redução de emissões de poluentes na atmosfera do referido espaço aéreo, ajudando assim a minimizar as externalidades negativas do setor de transporte aéreo.

6. CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA FUTURAS PESQUISAS

O presente capítulo tem como objetivo apresentar as conclusões do autor desta tese relativas ao trabalho aqui descrito, bem como sugerir futuras linhas de pesquisa para outros estudos envolvendo a Separação Vertical Mínima de 300 Metros (RVSM) no Espaço Aéreo da América do Sul e Caribe.

Espera-se que, com o presente trabalho, tenha-se conseguido alcançar os seguintes objetivos inicialmente propostos:

- Analisar a tecnologia empregada no sistema de altimetria de uma aeronave e as modificações necessárias afim de adequa-la a este tipo de operação.
- Descrever o processo de certificação e monitoramento altimétrico;
- Desenvolver um Modelo Conceitual Simbólico de um sistema de altimetria;
- Efetuar um estudo comparativo, com a finalidade de analisar os impactos ambientais e energéticos, avaliando a economia de combustível e a redução de emissão de poluentes.

Estudos realizados pela ICAO e EUROCONTROL, demonstram que a implementação do RVSM seria a maneira mais rápida, com a melhor relação custo-benefício e utilizando tecnologia disponível, para solucionar os problemas de atrasos decorrentes de controle de tráfego aéreo, aumentar a capacidade de tráfego, além de alcançar significativa economia de combustível e redução de emissões.

A tecnologia empregada atualmente permite que as aeronaves certificadas para operarem em um espaço aéreo RVSM, mesmo voando com uma menor separação vertical entre aeronaves, mantenham adequados níveis de segurança operacional.

Este estudo procurou demonstrar de forma resumida a tecnologia necessária, afim de adequar uma aeronave para estar apta a realizar vôos de monitoramento altimétrico. Mediante os resultados obtidos nestes vôos, o operador poderá requerer

junto as autoridades aeronáuticas locais, certificação para operar em um espaço aéreo com separação vertical mínima de 300 metros (1000 pés) entre níveis de vôo (RVSM).

O processo de certificação permite que as autoridades aeronáuticas comprovem que o operador cumpriu com todos os requisitos de treinamento de operações e manutenção, que revisou os respectivos manuais e procedimentos de contingência. No processo de monitoramento altimétrico, o operador comprova por meio de vôos de teste, que a aeronave ou grupo de aeronaves cumprem com os requisitos estabelecidos de precisão altimétrica, no intuito de permitir uma operação com adequado nível de segurança.

O presente trabalho desenvolveu um modelo conceitual simbólico do sistema de altimetria de uma aeronave, conforme mostrado esquematicamente, permite uma visualização das inter-relações entre seus principais subsistemas. Isso só foi possível graças aos conceitos da Teoria Geral de Sistemas que, aplicado a este sistema operacional, nos fez entender a importância destas relações e os seus efeitos no resultado final.

Ressaltamos que o sistema apresentado se baseia em uma estrutura real e apenas expressa a organização de um sistema o que portanto não é a única solução possível e nem necessariamente a mais eficiente, e por isso pode vir a apresentar diferenças em relação a outros sistemas existentes tratando do mesmo problema de gerenciamento de dados do ar, para informação da altitude pressão, corrigida para temperatura e densidade.

Através de estudo de caso, foi realizada uma análise do impacto energético, comparando o consumo de combustível de diversos tipos de aeronaves em diferentes etapas de vôo. Nos estudos comparativos ficou comprovado que a implementação da separação vertical mínima de 300 metros entre níveis de vôo (RVSM), no espaço aéreo da América do Sul e Caribe irá proporcionar uma economia de combustível similar as obtidas nos espaços aéreos do Atlântico Norte, Pacífico Norte e Europa, podendo atingir percentuais de economia ainda maiores que os obtidos no espaço aéreo Europeu, devido as dimensões continentais do Brasil.

Enfatizamos neste estudo a importância da economia de combustível, pois o querosene de aviação é um importante componente no custo de operação de uma aeronave, representando hoje aproximadamente 45% dos custos diretos nos vôos de pequena e média distância e podendo atingir 55% nos vôos de longa distância, isto representa aproximadamente 20% dos custos totais de uma empresa aérea.

Ressaltamos que mesmo contabilizando os gastos efetuados com a aferição e certificação das aeronaves, que não foram analisados neste estudo, estes serão rapidamente compensados pela economia de combustível e pela diminuição dos atrasos devidos a congestionamento de tráfego aéreo.

Devemos também mencionar que o presente trabalho analisou o impacto ambiental decorrente da implementação do RVSM, pois a implementação da referida separação vertical irá propiciar uma redução na emissão poluentes, decorrente da utilização mais eficiente de um combustível fóssil, auxiliando assim a minimizar as externalidades negativas do setor de transporte aéreo, diminuindo a concentração de gases, que podem provocar aumento do aquecimento global, causar chuva ácida e reduzir os níveis de concentração de ozônio na atmosfera. Desta maneira a introdução do RVSM no espaço aéreo da América do Sul e Caribe, estaria contribuindo para um desenvolvimento sustentável.

De um modo geral, o estudo buscou contribuir para o desenvolvimento do conhecimento nas áreas de sistema de altimetria, métodos de certificação, impactos ambientais e energéticos em uma operação com separação vertical reduzida. Apesar da falta de informações devida ao início da implementação do RVSM no espaço aéreo da América do Sul e Caribe, o objetivo inicialmente proposto por esta pesquisa foi alcançado.

Como resultado do trabalho realizado, emitimos as seguintes sugestões para futuras pesquisas na área:

- Estudo de viabilidade de implantação de uma estação de monitoramento altimétrico fixo (HMU), próxima a terminal (TMA) da cidade de São Paulo.
- Estudo sobre o aumento de oferta de vôos devida a implementação do RVSM na América do Sul e Caribe;
- Estudo econômico sobre o impacto da implementação do RVSM na América do Sul e Caribe.

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

BERTALNFY, L. V., 1975, *Teoria Geral de Sistemas*, Rio de Janeiro, Vozes.

BOEING COMMERCIAL AIRPLANE GROUP, 1996, *Reduced Vertical Separation Minimum (RVSM)*, Airliner Magazine, July – September, Seattle, pp. 8-15.

BOEING COMMERCIAL AIRPLANE GROUP, 1999, *737-300 CFM56-3 Flight Planning and Performance Manual*. Seattle.

BOEING COMMERCIAL AIRPLANE GROUP, 1999, *767-300 CF6-80C2B6F Flight Planning and Performance Manual*. Seattle.

BOEING COMMERCIAL AIRPLANE GROUP, 2003, *777-300ER GE90-94B Flight Planning and Performance Manual*. Seattle.

BOEING COMMERCIAL AIRPLANE GROUP, 1996, *767 Systems*. Seattle.

BOEING COMMERCIAL AIRPLANE GROUP, 2003, *767 Operations Manual Volume 2*. Seattle.

BOEING COMPANY, 1969, *Jet Transport Performance Methods*. Seattle.

BOEING COMPANY, 2001, *Service Letter 767-SL-02-011-C*. Seattle.

BOEING COMPANY, 2001, *Service Letter 767-SL-34-107*. Seattle.

BOEING COMPANY, 1999, *Service Bulletin 767-34-0234*. Seattle.

BOEING COMPANY, 1998, *Service Bulletin 767-34-0237*. Seattle.

BOEING COMPANY, 1997 *Service Bulletin 767-53-0068*. Seattle.

DEPARTAMENTO DE AVIAÇÃO CIVIL, 1995, *Orientação Preliminar para Aprovação de Operadores e de Aeronaves para Operações com Separação Vertical Mínima Reduzida - NOSER IAC 3508-91-0895*. Rio de Janeiro.

DOMME, M., 1995, *The Future of International Air Passenger Transport Into a Era of Dynamic Change*. Financial Times Management Reports, London.

EUROCONTROL, 2001, *The European (EUR) RVSM Pre-Implementation Safety Case*.

EUROCONTROL, 2004, *Global Aviation Emission Study*. Eurocontrol Experimental Centre.

EUROCONTROL, JAA, 1999, *RVSM Workshop on Approval and Monitoring*. Brussels.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2004, *Guidance Material on The Approval of Operators / Aircraft for RVSM*.

ICAO, 2003, *Caribbean / South American RVSM Implementation Task Force, Caribbean / South American Reduced Vertical Separation Minimum (RVSM) Concept of Operations*.

ICAO, 2003, *Caribbean / South American RVSM Implementation Task Force, The Guidance Material on The Implementation of a 300m (1000 ft) Vertical Separation Minimum Between FL 290 and FL 410 Inclusive For Application in the Airspace of The Caribbean and South American Regions*.

ICAO, 1995, *The Guidance Material on The Implementation of a 300m (1000 ft) Vertical Separation Minimum Between FL 290 and FL 410 Inclusive For Application in the Airspace of Pacific*.

ICAO, EUROCONTROL, JAA, 1998, *Symposium RVSM for Europe*. Luxembourg.

- ICAO, 1992, *Manual on Implementation of a 300m (1000 ft) Vertical Separation Minimum Between FL 290 and FL 410 Inclusive*. Doc 9574.
- ICAO, 2003, *Summary of the Preliminary Cost-Benefit Analysis for Implementation of RVSM in the CAR/SAN*.
- JELINEK, F.; CARLIER, S.; SMITH, J.; QUESNE, A., 2002, *The EUR RVSM Implementation Project Environmental Benefit Analysis*. EUROCONTROL Experimental Centre.
- JOINT AVIATION ADMINISTRATION (JAA), 1999, *Guidance Material on the Approval of Aircraft and Operations For Flight in The Airspace Above Flight Level 290 Where a 300 m (1000 ft) Vertical Separation Minimum is Applied*, LEAFLET NO 6.
- PAVAUX, J.; LESAGE, J.L.; THÉBAULT, B.; MAIGANAN, G., HUNPHREYS, B. e HUSSON, J.P., 1995, *Air Transport: Horizon 2020 Key Factors and Future Prospects*. Institute du Transport Aérien, Paris.
- PEREIRA, AMARANTO LOPES, 1970, *Reflexões Sobre a Noção de Coerência Conceitual e Sua Importância no Estudo de Alguns Problemas Básicos de Uma Teoria Unificada de Sistemas*, UFRJ, Rio de Janeiro.
- PEREIRA, AMARANTO LOPES, 2004, *Notas de aula da disciplina TGS*, COPPE/UFRJ, Rio de Janeiro.
- DA SILVA, SAULO JOSÉ, 2001, *Impacto Sócio-Econômico do Congestionamento de Tráfego Aéreo no Brasil*. M.Sc. Dissertação, COPPE/UFRJ, Rio de Janeiro.
- SIMÕES, ANDRÉ F., 2003, *O Transporte Aéreo Brasileiro no Contexto de Mudanças Climáticas Globais: Emissões de CO₂ e Alternativas de Mitigação*, Rio de Janeiro.

SIQUEIRA, CRISTIANI DE ARAÚJO, 2005, *Navegação Aérea Segundo o Conceito CNS/ATM: Custos e Benefícios*. M.Sc. Dissertação, ITA, São José dos Campos.

ZADEH, L. A., POLAK, E., 1969, *System Theory*, McGraw-Hill

280/.74 Enroute Climb
ISA + 10°C

PRESSURE ALTITUDE FEET	UNITS MIN/KG NAM/KNOTS	BRAKE RELEASE WEIGHT KG								NOTE CHANGE IN SCALE				
		8400	8200	8000	5800	5600	5400	5200	5000	4500	4000	3500		
37000	TIME/FUEL DIST/TAS			34/ 2300 218/408	29/ 2000 180/404	25/ 1850 158/402	23/ 1700 142/400	21/ 1550 130/388	20/ 1450 119/397	16/ 1250 98/395	14/ 1050 82/394	12/ 900 68/393		
36000	TIME/FUEL DIST/TAS	41/ 2750 270/411	32/ 2250 205/405	28/ 2050 175/402	25/ 1850 156/400	23/ 1700 141/398	21/ 1600 129/397	20/ 1500 119/388	18/ 1400 110/385	16/ 1200 92/383	13/ 1050 77/381	11/ 900 64/380		
35000	TIME/FUEL DIST/TAS	32/ 2300 189/403	28/ 2050 174/400	25/ 1900 153/398	23/ 1750 141/396	22/ 1650 130/395	20/ 1550 120/394	19/ 1450 111/393	17/ 1350 103/392	15/ 1150 86/389	13/ 1000 73/389	11/ 850 61/388		
34000	TIME/FUEL DIST/TAS	28/ 2100 172/398	25/ 1950 155/388	23/ 1800 141/384	22/ 1700 130/383	20/ 1600 120/382	18/ 1500 111/381	18/ 1400 104/380	17/ 1300 97/380	14/ 1150 82/388	12/ 1000 69/387	10/ 850 56/386		
33000	TIME/FUEL DIST/TAS	25/ 1850 154/394	23/ 1850 141/382	22/ 1700 130/381	20/ 1600 120/380	18/ 1500 112/388	18/ 1450 104/388	17/ 1350 97/387	16/ 1300 91/387	14/ 1100 77/384	12/ 950 66/384	10/ 800 53/384		
32000	TIME/FUEL DIST/TAS	24/ 1850 140/390	22/ 1750 129/388	21/ 1650 120/387	19/ 1550 112/386	18/ 1450 104/386	17/ 1400 98/385	16/ 1300 91/384	15/ 1250 86/384	13/ 1100 73/383	11/ 950 62/382	10/ 800 53/381		
31000	TIME/FUEL DIST/TAS	22/ 1800 129/386	21/ 1700 120/385	19/ 1600 112/384	18/ 1500 104/383	17/ 1400 98/382	16/ 1350 92/382	15/ 1250 86/381	14/ 1200 81/381	12/ 1050 69/380	11/ 900 58/379	9/ 750 50/378		
30000	TIME/FUEL DIST/TAS	21/ 1700 119/381	20/ 1600 111/381	18/ 1550 104/380	17/ 1450 98/379	16/ 1350 92/378	15/ 1300 86/378	15/ 1250 81/378	14/ 1150 76/377	12/ 1000 65/376	10/ 900 57/375	9/ 750 47/375		
29000	TIME/FUEL DIST/TAS	19/ 1650 108/378	18/ 1550 102/376	17/ 1450 95/375	16/ 1400 90/374	15/ 1300 84/374	14/ 1250 79/374	14/ 1200 75/373	13/ 1100 70/373	11/ 1000 60/372	10/ 850 54/371	8/ 750 44/371		
28000	TIME/FUEL DIST/TAS	18/ 1550 99/371	17/ 1450 85/371	16/ 1400 87/370	15/ 1300 82/370	14/ 1250 77/369	14/ 1200 73/369	13/ 1150 69/369	12/ 1050 65/368	11/ 950 58/368	9/ 800 48/367	8/ 700 41/367		
27000	TIME/FUEL DIST/TAS	17/ 1450 90/368	16/ 1400 85/368	15/ 1350 80/365	14/ 1250 75/365	14/ 1200 71/365	13/ 1150 67/364	12/ 1100 63/364	12/ 1050 60/364	10/ 900 52/363	9/ 800 44/363	8/ 700 38/363		
26000	TIME/FUEL DIST/TAS	16/ 1400 82/362	15/ 1350 78/361	14/ 1250 73/361	13/ 1200 69/361	13/ 1150 65/361	12/ 1100 62/360	11/ 1050 58/360	11/ 1000 55/360	10/ 850 48/359	9/ 750 41/359	8/ 650 35/359		
25000	TIME/FUEL DIST/TAS	15/ 1350 75/358	14/ 1250 71/357	13/ 1200 67/357	13/ 1150 64/357	12/ 1100 60/356	11/ 1050 57/356	11/ 1000 54/356	10/ 950 51/356	9/ 850 44/356	8/ 750 38/355	7/ 650 33/355		
24000	TIME/FUEL DIST/TAS	14/ 1300 69/353	13/ 1200 65/353	12/ 1150 62/353	12/ 1100 59/353	11/ 1050 56/353	11/ 1000 53/352	10/ 950 50/352	10/ 900 47/352	9/ 800 41/352	8/ 700 35/351	7/ 600 30/351		
23000	TIME/FUEL DIST/TAS	13/ 1200 64/350	12/ 1150 60/348	12/ 1100 57/348	11/ 1050 54/348	11/ 1000 51/348	10/ 950 48/348	10/ 900 46/348	9/ 800 44/348	8/ 750 38/348	7/ 700 33/348	6/ 600 28/348		
22000	TIME/FUEL DIST/TAS	12/ 1150 59/348	12/ 1100 55/348	11/ 1050 52/346	11/ 1000 50/345	10/ 950 47/345	10/ 900 45/345	9/ 800 42/345	9/ 850 40/345	8/ 750 35/345	7/ 650 30/344	6/ 550 26/344		
21000	TIME/FUEL DIST/TAS	11/ 1100 53/342	11/ 1050 51/342	10/ 1000 48/342	10/ 950 46/342	9/ 900 43/342	9/ 800 41/342	9/ 850 39/342	8/ 800 37/342	7/ 700 32/342	6/ 600 28/342	5/ 550 24/342		
20000	TIME/FUEL DIST/TAS	11/ 1050 49/338	10/ 1000 47/338	9/ 950 44/338	9/ 900 42/338	8/ 850 40/338	8/ 800 38/338	8/ 850 36/338	8/ 750 34/338	7/ 700 30/338	6/ 600 26/338	5/ 550 22/338		
19000	TIME/FUEL DIST/TAS	10/ 1000 45/336	10/ 950 43/335	9/ 900 41/335	9/ 850 39/335	8/ 800 37/335	8/ 800 35/335	8/ 750 33/335	7/ 750 31/335	7/ 650 27/335	6/ 600 24/335	5/ 500 20/335		
18000	TIME/FUEL DIST/TAS	9/ 950 41/332	9/ 900 38/332	8/ 800 37/332	8/ 850 35/332	8/ 800 33/332	8/ 750 32/332	7/ 750 30/332	7/ 700 28/332	6/ 650 25/332	5/ 550 22/332	5/ 500 18/332		
17000	TIME/FUEL DIST/TAS	9/ 900 37/328	8/ 850 35/328	8/ 850 34/328	8/ 800 32/328	7/ 750 31/328	7/ 750 29/328	7/ 700 28/328	6/ 650 26/328	6/ 600 23/328	5/ 550 20/328	5/ 450 17/328		
16000	TIME/FUEL DIST/TAS	8/ 850 34/326	8/ 800 32/326	8/ 800 31/326	7/ 750 29/326	7/ 750 28/326	7/ 700 26/326	6/ 650 25/326	6/ 600 24/326	5/ 550 21/326	5/ 500 18/326	4/ 450 16/326		
15000	TIME/FUEL DIST/TAS	8/ 800 31/323	7/ 800 28/323	7/ 750 27/323	7/ 700 25/323	7/ 700 25/323	6/ 650 24/323	6/ 650 23/323	6/ 600 22/323	5/ 550 19/323	5/ 500 17/323	4/ 400 14/323		
14000	TIME/FUEL DIST/TAS	7/ 750 28/321	7/ 730 26/321	7/ 700 25/320	6/ 700 24/320	6/ 650 23/320	6/ 650 22/320	6/ 600 21/320	5/ 600 20/320	5/ 500 17/320	4/ 450 15/320	4/ 400 14/320		
13000	TIME/FUEL DIST/TAS	7/ 750 25/318	6/ 700 24/318	6/ 650 23/318	6/ 650 21/318	6/ 600 20/318	5/ 600 19/318	5/ 550 18/318	5/ 550 18/318	5/ 500 15/318	4/ 450 14/318	4/ 400 12/318		
12000	TIME/FUEL DIST/TAS	6/ 700 22/315	6/ 650 21/315	6/ 650 20/315	6/ 600 18/315	5/ 600 18/315	5/ 550 17/315	5/ 550 17/315	5/ 500 16/315	4/ 450 14/315	4/ 400 12/315	3/ 350 10/315		
11000	TIME/FUEL DIST/TAS	6/ 650 19/313	6/ 600 19/313	5/ 600 18/313	5/ 550 17/313	5/ 550 16/313	5/ 500 15/312	5/ 500 15/312	4/ 500 14/312	4/ 450 12/312	4/ 400 11/312	3/ 350 9/312		
10000	TIME/FUEL DIST/TAS	5/ 600 17/310	5/ 600 16/310	5/ 550 15/310	5/ 550 15/310	5/ 500 14/310	4/ 500 13/310	4/ 450 13/310	4/ 450 12/310	4/ 400 11/310	3/ 350 9/310	3/ 300 8/310		
9000	TIME/FUEL DIST/TAS	4/ 500 12/305	4/ 500 12/305	4/ 500 11/305	4/ 450 11/305	4/ 450 10/305	4/ 450 10/305	4/ 400 9/305	3/ 400 8/305	3/ 350 7/305	3/ 300 6/305	3/ 200 5/305		
8000	TIME/FUEL DIST/TAS	4/ 450 8/301	4/ 400 8/301	3/ 400 7/301	3/ 400 7/301	3/ 400 7/301	3/ 350 7/301	3/ 350 6/301	3/ 350 6/301	3/ 300 5/301	2/ 300 4/301	2/ 250 4/301		
1500	TIME/FUEL	2/ 250	2/ 250	2/ 250	2/ 250	2/ 250	2/ 200	2/ 200	2/ 200	2/ 200	1/ 150	1/ 150		

FUEL ADJUSTMENT FOR HIGH ELEVATION AIRPORTS	AIRPORT ELEVATION	2000	4000	6000	8000	10000	12000
EFFECT ON TIME AND DISTANCE IS NEGLIGIBLE	FUEL ADJUSTMENT	-50	-100	-150	-250	-300	-350

ANEXO 1: Tabela de consumo na subida do B-737-300 (Boeing, 1998)

.74M Cruise Table

37000 FT to 29000 FT

%N1

MAX TAT

FF/ENG

PRESS ALT 1000 FEET	IAS STD TAT TAS	GROSS WEIGHT 1000 KG														
		62	60	58	56	54	52	50	48	46	44	42	40	38	36	34
37	238 -33 424				90.2 -18 1211	88.6 -11 1152	87.3 -5 1101	86.2	85.1	84.2	83.4	82.6	81.8	81.1	80.4	79.8
36	244 -33 425	91.2 -22 1309	89.6 -14 1242	88.2 -8 1185	87.0 -3 1137	85.9	84.9	84.1	83.3	82.5	81.8	81.1	80.4	79.8	79.3	
35	250 -30 426	90.7 -18 1341	89.3 -11 1279	88.1 -5 1225	87.0 0 1179	86.0	85.1	84.2	83.5	82.8	82.1	81.4	80.8	80.2	79.7	79.1
34	255 -28 428	89.1 -8 1317	88.0 -3 1266	86.9 1 1222	86.0 1 1182	85.2	84.4	83.7	83.0	82.3	81.7	81.1	80.5	80.0	79.5	79.1
33	261 -26 430	87.9 -1 1308	86.9 3 1266	86.1 1 1226	85.3 1 1191	84.6	83.9	83.2	82.6	82.0	81.4	80.9	80.4	79.9	79.4	79.0
32	267 -24 432	86.9 5 1310	86.1 1 1272	85.4 1 1238	84.7 1 1206	84.0	83.4	82.8	82.2	81.7	81.2	80.7	80.2	79.8	79.4	79.0
31	273 -21 434	86.1 1 1319	85.4 1 1286	84.8 1 1255	84.2 1 1226	83.6	83.0	82.4	81.9	81.4	81.0	80.5	80.1	79.7	79.3	79.0
30	279 -19 436	85.5 1 1335	84.9 1 1305	84.3 1 1276	83.7 1 1248	83.2	82.7	82.2	81.7	81.3	80.8	80.4	80.0	79.7	79.4	79.1
29	285 -17 438	85.0 1 1355	84.4 1 1327	83.9 1 1299	83.4 1 1273	82.9	82.4	81.9	81.5	81.1	80.7	80.3	80.0	79.7	79.4	79.1

MAX TAT NOT SHOWN FOR HOTTER THAN ISA + 30°C CONDITIONS
INCREASE/DECREASE TARGET %N1 BY 1% PER 5°C ABOVE/BELOW STD TAT
INCREASE/DECREASE FUEL FLOW 1% PER 5°C ABOVE/BELOW STD TAT
INCREASE/DECREASE TAS BY 1 KT PER 1°C ABOVE/BELOW STD TAT

TURBULENT AIR PENETRATION

TARGET SPEED IAS/MACH	PRESS ALT 1000 FT	GROSS WEIGHT 1000 KG							N ₁ BLEED ADJUSTMENTS		
		35	40	45	50	55	60	65			
		APPROXIMATE POWER SETTING IN %N1 RPM							BLEED CONFIGURATION		N1 ADJUSTMENT %
280/.70	37	79	81	83	86	89			A/C OFF	+1.0	
	35	78	80	81	84	86	89		A/C HIGH	-0.5	
	30	77	78	80	81	82	84	86	ENG A/I	-1.0	
	25	76	76	77	79	80	81	82	WING A/I NORMAL HIGH	-2.0 -2.0	
	20	72	73	74	75	76	77	78			
	15	68	69	70	71	72	73	75			
	10	65	65	66	67	68	70	71			

MAX CRUISE PERCENT N1

PRESS ALT 1000 FEET	TAT DEG C											
	-55	-50	-45	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0
37	87.2	88.2	89.2	90.2	91.1	92.0	92.9	93.3	93.0	92.8	92.5	92.2
36	87.1	88.1	89.1	90.1	91.0	91.9	92.9	93.4	93.1	92.9	92.6	92.3
35	86.7	87.7	88.7	89.6	90.5	91.5	92.4	93.3	93.2	92.9	92.7	92.4
34	86.2	87.2	88.2	89.1	90.0	91.0	91.9	92.8	93.2	92.9	92.7	92.4
33	85.8	86.7	87.7	88.7	89.6	90.5	91.4	92.3	93.2	92.9	92.7	92.4
32	85.3	86.3	87.3	88.2	89.2	90.1	91.0	91.9	92.7	93.0	92.7	92.4
31	84.9	85.9	86.8	87.8	88.7	89.6	90.5	91.4	92.3	93.0	92.7	92.4
30	84.4	85.4	86.4	87.3	88.2	89.1	90.0	90.9	91.8	92.6	92.7	92.4
29	84.0	85.0	85.9	86.8	87.8	88.7	89.6	90.5	91.3	92.2	92.7	92.4

Descent

.74M/250 KIAS

PRESS ALT FT	TIME MIN	FUEL KG	DISTANCE NAM		
			LANDING WEIGHT KG		
			35000	45000	55000
37000	23	300	100	111	116
35000	23	295	95	106	111
33000	22	290	90	100	105
31000	21	285	85	94	98
29000	20	275	79	88	92
27000	19	270	74	82	86
25000	18	265	69	76	79
23000	17	255	63	70	73
21000	16	245	58	64	67
19000	14	240	53	58	61
17000	13	225	48	53	55
15000	12	215	43	47	49
10000	9	185	30	33	34
5000	6	140	18	18	18
3700	5	130	14	14	14

.70M/280/250 KIAS

PRESS ALT FT	TIME MIN	FUEL KG	DISTANCE NAM		
			LANDING WEIGHT KG		
			35000	45000	55000
37000	21	285	90	102	109
35000	20	280	85	97	104
33000	20	275	81	92	99
31000	19	270	77	88	94
29000	18	265	73	83	89
27000	18	260	70	79	85
25000	17	255	65	74	79
23000	16	250	60	68	73
21000	15	240	56	63	67
19000	14	235	51	57	61
17000	13	225	47	52	55
15000	12	215	43	47	49
10000	9	185	30	33	34
5000	6	140	18	18	18
3700	5	130	14	14	14

BASED ON FLIGHT IDLE THRUST.
 ALLOWANCES FOR A STRAIGHT-IN APPROACH ARE INCLUDED.

Flight Planning and Performance Manual

290/78 Enroute Climb
ISA + 10°C

PRESSURE ALTITUDE FEET	UNITS MIN/KG NAM/KNOTS	BRAKE RELEASE WEIGHT KG										
		190000	180000	170000	160000	150000	140000	130000	120000	110000	100000	90000
43000	TIME/FUEL DIST/TAS							25/ 3650 168/431	20/ 3050 126/426	16/ 2650 105/423	14/ 2300 89/421	12/ 2000 77/420
42000	TIME/FUEL DIST/TAS						29/ 4200 198/432	21/ 3350 138/425	18/ 2900 113/422	15/ 2550 96/420	13/ 2250 83/419	12/ 1950 72/418
41000	TIME/FUEL DIST/TAS						23/ 3700 151/425	19/ 3150 122/421	17/ 2750 103/419	14/ 2450 89/417	13/ 2150 78/416	11/ 1900 68/415
40000	TIME/FUEL DIST/TAS					26/ 4050 166/425	21/ 3450 130/420	18/ 3000 110/418	15/ 2650 95/416	14/ 2400 83/415	12/ 2100 73/414	11/ 1850 64/413
39000	TIME/FUEL DIST/TAS				28/ 4450 180/425	22/ 3700 139/419	19/ 3250 116/416	16/ 2900 101/414	15/ 2600 88/413	13/ 2300 78/412	12/ 2050 69/411	10/ 1800 60/411
38000	TIME/FUEL DIST/TAS			30/ 4850 195/425	23/ 4000 147/418	20/ 3500 123/415	17/ 3100 106/413	15/ 2800 93/411	14/ 2500 83/410	12/ 2250 73/409	11/ 2000 65/409	10/ 1750 57/408
37000	TIME/FUEL DIST/TAS		32/ 5250 209/424	25/ 4300 154/417	21/ 3750 129/413	18/ 3350 112/411	16/ 3000 98/410	15/ 2700 87/407	13/ 2450 78/407	12/ 2200 69/407	11/ 1950 61/406	9/ 1750 54/406
36000	TIME/FUEL DIST/TAS	33/ 5650 217/423	26/ 4600 162/416	22/ 4000 135/412	19/ 3600 117/409	17/ 3200 103/408	16/ 2900 91/406	14/ 2650 82/405	13/ 2400 73/405	11/ 2150 65/404	10/ 1900 58/404	9/ 1700 51/403
35000	TIME/FUEL DIST/TAS	27/ 4900 171/415	23/ 4300 142/410	20/ 3800 123/408	18/ 3450 108/406	16/ 3150 96/405	15/ 2850 86/404	13/ 2550 77/403	12/ 2300 69/402	11/ 2100 62/402	10/ 1850 55/401	9/ 1650 48/401
34000	TIME/FUEL DIST/TAS	25/ 4600 150/409	22/ 4100 130/406	19/ 3700 114/404	17/ 3350 101/403	16/ 3050 91/402	14/ 2750 82/401	13/ 2500 73/400	12/ 2250 66/399	10/ 2050 59/399	9/ 1800 52/399	8/ 1600 46/398
33000	TIME/FUEL DIST/TAS	23/ 4350 136/404	20/ 3900 120/402	18/ 3550 106/401	17/ 3250 95/399	15/ 2950 86/398	14/ 2700 77/398	12/ 2450 70/397	11/ 2200 62/397	10/ 2000 56/396	9/ 1800 50/396	8/ 1600 44/396
32000	TIME/FUEL DIST/TAS	21/ 4200 126/400	19/ 3800 112/398	17/ 3450 100/397	16/ 3150 90/396	14/ 2850 81/395	13/ 2600 73/395	12/ 2400 66/394	11/ 2150 59/394	10/ 1950 53/393	9/ 1750 47/393	8/ 1550 42/393
31000	TIME/FUEL DIST/TAS	20/ 4050 118/396	18/ 3650 105/395	17/ 3350 94/393	15/ 3050 85/393	14/ 2800 77/392	13/ 2550 70/391	11/ 2300 63/391	10/ 2100 57/391	9/ 1900 51/390	8/ 1700 45/390	8/ 1500 40/390
30000	TIME/FUEL DIST/TAS	19/ 3850 108/391	17/ 3500 97/390	16/ 3200 87/389	14/ 2950 79/388	13/ 2700 72/387	12/ 2450 65/387	11/ 2250 59/387	10/ 2050 53/386	9/ 1850 47/386	8/ 1650 42/386	7/ 1450 37/385
29000	TIME/FUEL DIST/TAS	18/ 3700 99/386	16/ 3350 89/385	15/ 3100 81/384	14/ 2850 73/383	13/ 2600 66/383	11/ 2350 60/383	10/ 2150 55/382	9/ 1950 49/382	8/ 1800 44/382	8/ 1600 39/381	7/ 1400 35/381
28000	TIME/FUEL DIST/TAS	17/ 3500 91/381	15/ 3250 83/380	14/ 2950 75/380	13/ 2750 68/379	12/ 2500 62/379	11/ 2300 56/378	10/ 2100 51/378	9/ 1900 46/378	8/ 1700 41/378	7/ 1550 37/377	7/ 1350 33/377
27000	TIME/FUEL DIST/TAS	16/ 3350 84/376	15/ 3100 76/376	13/ 2850 69/375	12/ 2600 63/375	11/ 2400 57/374	10/ 2200 52/374	9/ 2000 47/374	8/ 1850 43/374	8/ 1650 39/374	7/ 1500 34/373	6/ 1300 30/373
26000	TIME/FUEL DIST/TAS	15/ 3250 78/372	14/ 2950 71/372	13/ 2750 64/371	12/ 2500 59/371	11/ 2300 53/370	10/ 2150 49/370	9/ 1950 44/370	8/ 1750 40/370	7/ 1600 36/370	7/ 1450 32/369	6/ 1250 28/369
25000	TIME/FUEL DIST/TAS	14/ 3100 72/368	13/ 2850 65/368	12/ 2650 60/367	11/ 2450 54/367	10/ 2250 50/367	9/ 2050 45/366	8/ 1850 41/366	7/ 1700 37/366	6/ 1550 33/366	6/ 1400 30/366	6/ 1250 27/366
24000	TIME/FUEL DIST/TAS	13/ 2950 66/364	12/ 2750 60/364	11/ 2500 55/363	10/ 2350 50/363	10/ 2150 46/363	9/ 1950 42/363	8/ 1800 38/363	7/ 1650 35/362	6/ 1500 31/362	6/ 1350 28/362	6/ 1200 25/362
23000	TIME/FUEL DIST/TAS	13/ 2850 61/360	12/ 2600 56/360	11/ 2400 51/360	10/ 2250 47/359	9/ 2050 43/359	9/ 1900 39/359	8/ 1750 35/359	7/ 1600 32/359	6/ 1450 29/359	6/ 1300 26/359	5/ 1150 23/359
22000	TIME/FUEL DIST/TAS	12/ 2700 56/357	11/ 2500 52/356	10/ 2300 47/356	10/ 2150 43/356	9/ 2000 40/356	8/ 1800 36/356	7/ 1650 33/355	7/ 1500 30/355	6/ 1400 27/355	6/ 1250 24/355	5/ 1100 21/355
21000	TIME/FUEL DIST/TAS	11/ 2600 52/353	11/ 2400 48/353	10/ 2200 44/353	9/ 2050 40/352	8/ 1900 37/352	8/ 1750 33/352	7/ 1600 31/352	6/ 1450 28/352	6/ 1350 25/352	5/ 1200 22/352	5/ 1050 20/352
20000	TIME/FUEL DIST/TAS	11/ 2450 48/350	10/ 2300 44/349	9/ 2150 40/349	9/ 1950 37/349	8/ 1850 34/349	7/ 1700 31/349	7/ 1550 28/349	6/ 1400 26/349	6/ 1300 23/349	5/ 1150 21/349	5/ 1000 18/349
19000	TIME/FUEL DIST/TAS	10/ 2350 44/346	9/ 2200 40/346	9/ 2050 37/346	8/ 1900 34/346	8/ 1750 31/346	7/ 1600 29/346	6/ 1450 26/346	6/ 1350 24/346	5/ 1250 21/346	5/ 1100 19/345	4/ 1000 17/345
18000	TIME/FUEL DIST/TAS	10/ 2250 40/343	9/ 2100 37/343	8/ 1950 34/343	8/ 1800 31/343	7/ 1700 29/343	7/ 1550 26/343	6/ 1400 24/343	6/ 1300 22/343	5/ 1200 20/342	5/ 1050 18/342	4/ 950 16/342
16000	TIME/FUEL DIST/TAS	9/ 2050 34/337	8/ 1900 31/337	7/ 1750 29/337	7/ 1650 26/337	6/ 1550 24/337	6/ 1400 22/337	5/ 1300 20/337	5/ 1200 18/337	5/ 1100 17/337	4/ 950 15/337	4/ 850 13/337
14000	TIME/FUEL DIST/TAS	8/ 1850 28/331	7/ 1700 26/331	7/ 1600 24/331	6/ 1500 22/331	6/ 1400 20/331	5/ 1250 18/331	5/ 1150 17/331	4/ 1050 15/331	4/ 1000 14/331	4/ 900 12/331	3/ 800 11/331
12000	TIME/FUEL DIST/TAS	7/ 1650 22/326	6/ 1500 21/326	6/ 1450 19/326	5/ 1350 17/326	5/ 1250 16/326	5/ 1150 15/326	4/ 1050 13/326	4/ 950 12/326	4/ 900 11/326	3/ 800 10/326	3/ 700 9/326
10000	TIME/FUEL DIST/TAS	6/ 1450 17/321	5/ 1350 16/321	5/ 1250 15/321	5/ 1200 14/321	5/ 1100 13/321	4/ 1000 12/321	4/ 950 11/321	4/ 850 10/321	3/ 800 9/321	3/ 700 8/321	3/ 650 7/321
1500	TIME/FUEL	3/ 650	2/ 600	2/ 600	2/ 550	2/ 500	2/ 500	2/ 450	2/ 400	2/ 400	2/ 350	1/ 300

FUEL ADJUSTMENT FOR HIGH ELEVATION AIRPORTS	AIRPORT ELEVATION	2000	4000	6000	8000	10000	12000
EFFECT ON TIME AND DISTANCE IS NEGLIGIBLE	FUEL ADJUSTMENT	-100	-200	-350	-450	-550	-650

ANEXO 4: Tabela de consumo de subida do B-767-300 (Boeing, 1999)

.80M Cruise Table
43000 FT to 34000 FT
EPR
MAX TAT
FF/ENG

PRESS ALT 1000 FEET	IAS STD TAT TAS	GROSS WEIGHT 1000 KG															
		190	180	170	160	150	145	140	135	130	125	120	115	110	105	100	
43	226 -29 459										100.5 -18 2263	98.1 -12 2101	96.1 -7 1971	94.5 -2 1857	93.2 2 1759	91.9 6 1670	
42	231 -29 459									99.8 -17 2320	97.6 -11 2167	95.8 -6 2040	94.3 -2 1929	93.1 2 1832	91.9 6 1743	90.7 6 1667	
41	237 -29 459									99.1 -15 2375	97.1 -10 2231	95.4 -5 2107	94.1 -1 1999	92.9 3 1904	91.7 6 1816	90.6 6 1740	89.6 6 1678
40	242 -29 459						100.5 -18 2595	98.3 -13 2429	96.5 -8 2291	95.0 -4 2172	93.8 0 2068	92.7 4 1975	91.6 4 1888	90.5 4 1813	89.6 4 1752	88.8 4 1703	
39	248 -29 459					99.4 -16 2634	97.5 -11 2481	95.9 -6 2349	94.6 -2 2236	93.5 1 2136	92.4 4 2044	91.3 7 1960	90.3 7 1886	89.4 7 1826	88.7 7 1777	88.1 7 1731	
38	254 -29 459				100.4 -18 2838	96.8 -8 2529	95.4 -4 2406	94.2 -1 2298	93.1 2 2203	92.1 6 2112	91.1 6 2031	90.1 7 1959	89.3 7 1901	88.6 7 1853	88.0 7 1807	87.4 7 1764	
37	260 -29 459				97.5 -10 2708	94.8 -3 2462	93.7 1 2361	92.7 4 2269	91.7 7 2181	90.8 7 2102	89.9 7 2032	89.1 7 1977	88.5 7 1929	87.9 7 1883	87.3 7 1841	86.8 7 1799	
36	266 -29 459			98.1 -11 2897	95.3 -4 2629	93.3 3 2425	92.3 6 2335	91.4 8 2250	90.5 8 2175	89.6 8 2108	89.0 8 2055	88.4 8 2007	87.8 8 1962	87.2 8 1919	86.7 8 1878	86.2 8 1838	
35	272 -26 461	99.0 -10 3111	96.2 -3 2816	94.1 4 2593	92.3 9 2414	90.5 9 2332	89.8 9 2259	89.2 9 2196	88.6 9 2145	88.1 9 2097	87.5 9 2052	87.0 9 2010	86.5 9 1968	86.0 9 1929	85.5 9 1891		
34	278 -24 463	99.8 -10 3317	97.0 -2 3010	94.9 4 2767	93.2 10 2582	91.4 10 2417	90.6 10 2345	89.9 10 2287	89.4 10 2238	88.8 10 2190	88.3 10 2145	87.8 10 2103	87.3 10 2061	86.8 10 2021	86.3 10 1983	85.9 10 1947	

MAX TAT NOT SHOWN WHERE MAX CRUISE %N1 CAN BE SET IN ISA +30°C CONDITIONS
INCREASE / DECREASE %N1 REQUIRED BY 1% PER 5°C ABOVE / BELOW STANDARD TAT
INCREASE / DECREASE FUEL FLOW 2% PER 10°C ABOVE / BELOW STANDARD TAT
INCREASE / DECREASE TAS BY 1 KT PER 1°C ABOVE / BELOW STANDARD TAT

TURBULENT AIR PENETRATION

TARGET SPEED IAS/MACH	PRESS ALT 1000 FT	GROSS WEIGHT 1000 KG													
		190	180	170	160	150	140	130	120	110	100				
290/78	41														
	37														
	33			100	97	94	92	90	88	87	86	85	84	83	82
	29	97	95	93	92	90	89	88	87	86	85	84	83	82	81
	25	89	88	87	86	85	84	83	82	81	80	79	78	77	77
	20	85	84	83	82	81	80	79	78	77	76	75	74	73	73
	15	81	80	79	78	77	76	75	74	73	72	71	70	70	69
	10	77	76	75	74	73	72	71	70	70	69	68	67	66	65

A/ BLEED CORRECTION	REDUCE %N1
ENGINE	2.2
ENGINE AND WING	3.4

MAX CRUISE %N1

PRESS ALT 1000 FEET	TAT DEG C												
	-50	-45	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0		
43	96.2	97.2	98.3	99.3	100.4	101.4	102.4	102.3	101.2	100.3	99.4		
42	96.2	97.3	98.3	99.4	100.4	101.4	102.4	102.3	101.2	100.3	99.5		
41	96.2	97.3	98.3	99.4	100.4	101.4	102.5	102.3	101.3	100.4	99.5		
40	96.2	97.3	98.3	99.4	100.4	101.5	102.5	102.3	101.3	100.4	99.5		
39	96.2	97.3	98.4	99.4	100.4	101.5	102.5	102.3	101.3	100.4	99.5		
37	96.2	97.3	98.4	99.4	100.4	101.5	102.5	102.4	101.4	100.5	99.7		
36	96.2	97.3	98.4	99.4	100.4	101.5	102.5	102.5	101.6	100.7	99.8		
35	96.2	97.3	98.3	99.4	100.4	101.5	102.5	103.5	102.5	101.6	100.6		
34	95.8	96.9	98.0	99.0	100.0	101.1	102.1	103.1	103.0	102.1	101.2		

120000kg - 200000000
FF = 1382kg

Flight Planning and Performance Manual

Descent
.78/290/250

PRESSURE ALTITUDE (FT)	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DISTANCE (NM)			
			LANDING WEIGHT (1000 KG)			
			160	140	120	100
43000	28	525	147	143	137	126
41000	27	520	142	138	131	120
39000	26	515	137	133	125	114
37000	26	510	131	127	119	109
35000	25	500	126	121	114	104
33000	24	495	120	116	109	99
31000	23	485	115	111	104	95
29000	22	475	108	104	98	90
27000	21	465	101	97	92	84
25000	20	450	94	91	86	79
23000	19	435	87	84	80	73
21000	18	420	80	77	74	68
19000	17	405	73	71	67	62
17000	16	390	66	64	61	57
15000	15	370	59	58	56	52
10000	12	320	42	42	41	39
5000	8	235	21	21	21	20
1500	5	180	10	10	10	10

Allowances for a straight-in approach are included.

Holding
Flaps Up

PRESSURE ALTITUDE (FT)		WEIGHT (1000 KG)									
		190	180	170	160	150	140	130	120	110	100
40000	%N1							94.2	91.6	89.0	86.5
	KLAS							219	211	205	199
	FF/ENG							2120	1890	1710	1560
35000	%N1			95.4	93.3	91.3	89.3	87.2	85.1	82.8	80.6
	KLAS			254	241	233	224	217	211	205	199
	FF/ENG			2780	2520	2310	2140	1970	1800	1650	1510
30000	%N1	93.2	91.6	89.9	88.3	86.6	84.7	82.8	80.7	78.6	76.3
	KLAS	261	254	246	238	230	222	217	211	205	199
	FF/ENG	2960	2780	2610	2430	2260	2100	1940	1790	1640	1510
25000	%N1	88.6	87.1	85.5	84.0	82.2	80.4	78.6	76.4	74.2	72.0
	KLAS	259	251	244	236	228	222	217	211	205	199
	FF/ENG	2910	2740	2570	2400	2240	2080	1930	1790	1660	1520
20000	%N1	84.3	82.8	81.4	79.8	78.0	76.1	74.1	72.1	69.6	67.2
	KLAS	259	251	244	236	228	222	217	211	205	199
	FF/ENG	2870	2700	2550	2390	2240	2090	1940	1810	1670	1540
15000	%N1	80.2	78.7	77.1	75.4	73.7	71.6	69.5	67.4	65.4	63.3
	KLAS	259	251	244	236	228	222	217	211	205	199
	FF/ENG	2870	2710	2560	2410	2250	2110	1970	1830	1700	1570
10000	%N1	76.0	74.4	72.6	70.9	69.1	67.3	65.4	63.4	61.1	58.7
	KLAS	259	251	244	236	228	222	217	211	205	199
	FF/ENG	2890	2730	2580	2430	2280	2130	1990	1860	1730	1600
5000	%N1	71.4	69.9	68.4	66.8	65.1	63.1	61.1	59.0	56.9	54.8
	KLAS	259	251	244	236	228	222	217	211	205	199
	FF/ENG	2920	2760	2610	2460	2310	2170	2040	1910	1780	1650
1500	%N1	68.7	67.2	65.8	63.9	62.0	60.1	58.2	56.2	54.3	52.3
	KLAS	259	251	244	236	228	222	217	211	205	199
	FF/ENG	2940	2790	2640	2500	2350	2210	2080	1940	1810	1680

This table includes 5% additional fuel for holding in a racetrack pattern.

ANEXO 6: Tabela de consumo de descida do B-767-300 (Boeing, 1999)

310/.84 Enroute Climb
ISA + 10°C

PRESSURE ALTITUDE (FT)	UNITS MIN/KG NM/KTAS	BRAKE RELEASE WEIGHT (1000 KG)											
		250	240	230	220	210	200	190	180	170	160	150	140
43000	TIME/FUEL DIST/SPD						31/ 5850 225/459	26/ 5100 182/454	23/ 4600 160/452	21/ 4150 143/450	19/ 3800 129/449	17/ 3500 117/448	16/ 3200 106/447
42000	TIME/FUEL DIST/SPD					32/ 6100 226/457	27/ 5300 185/452	24/ 4800 163/450	21/ 4400 146/448	19/ 4000 133/447	18/ 3700 121/446	16/ 3400 110/445	15/ 3100 100/444
41000	TIME/FUEL DIST/SPD				32/ 6300 224/455	27/ 5550 187/450	24/ 5000 166/448	22/ 4600 149/447	20/ 4250 136/445	18/ 3900 124/444	17/ 3600 113/443	15/ 3300 103/442	14/ 3000 94/442
40000	TIME/FUEL DIST/SPD			32/ 6450 222/452	28/ 5750 189/448	25/ 5250 168/446	23/ 4800 152/445	21/ 4450 139/443	19/ 4100 127/442	18/ 3750 116/441	16/ 3500 107/441	15/ 3200 98/440	14/ 2950 89/439
39000	TIME/FUEL DIST/SPD		32/ 6650 220/450	28/ 5950 190/446	25/ 5450 171/444	23/ 5000 155/443	21/ 4650 142/441	20/ 4300 130/440	18/ 3950 119/440	17/ 3650 110/439	15/ 3400 101/438	14/ 3100 92/437	13/ 2850 85/436
38000	TIME/FUEL DIST/SPD	32/ 6800 218/447	28/ 6150 192/444	26/ 5650 173/442	24/ 5200 158/441	22/ 4850 145/439	20/ 4500 133/438	19/ 4150 122/438	17/ 3850 113/437	16/ 3550 104/436	15/ 3300 95/435	14/ 3050 88/435	12/ 2800 80/434
37000	TIME/FUEL DIST/SPD	29/ 6350 193/441	26/ 5850 175/440	24/ 5400 160/438	23/ 5050 147/437	21/ 4650 136/436	19/ 4350 125/435	18/ 4050 107/434	17/ 3750 98/433	15/ 3450 89/433	14/ 3200 81/433	13/ 2950 77/431	12/ 2700 70/431
36000	TIME/FUEL DIST/SPD	27/ 6050 178/438	25/ 5600 163/436	23/ 5250 150/435	21/ 4850 139/434	20/ 4550 128/433	19/ 4200 119/433	17/ 3900 110/432	16/ 3650 101/431	15/ 3350 93/431	14/ 3100 86/430	13/ 2900 79/429	12/ 2650 73/429
35000	TIME/FUEL DIST/SPD	26/ 5850 167/434	24/ 5450 154/433	22/ 5050 142/432	21/ 4750 132/432	19/ 4400 122/431	18/ 4100 113/430	17/ 3800 105/429	15/ 3550 97/429	14/ 3300 89/428	13/ 3050 83/427	12/ 2800 76/427	11/ 2600 70/426
34000	TIME/FUEL DIST/SPD	25/ 5650 158/431	23/ 5300 146/430	21/ 4950 135/429	20/ 4600 126/429	18/ 4300 116/428	17/ 4000 108/427	16/ 3700 100/427	15/ 3450 92/426	14/ 3200 86/425	13/ 3000 79/425	12/ 2750 73/424	11/ 2550 67/424
33000	TIME/FUEL DIST/SPD	24/ 5500 150/428	22/ 5100 139/427	21/ 4800 129/426	19/ 4450 119/426	18/ 4200 111/425	17/ 3900 103/424	15/ 3650 95/424	14/ 3400 88/423	13/ 3150 82/423	12/ 2900 76/422	11/ 2700 70/422	10/ 2500 64/421
32000	TIME/FUEL DIST/SPD	23/ 5300 142/425	21/ 4950 132/424	20/ 4650 122/423	18/ 4350 114/422	17/ 4050 106/422	16/ 3800 98/421	15/ 3550 91/421	14/ 3300 84/420	13/ 3050 78/420	12/ 2850 72/419	11/ 2600 67/419	10/ 2400 62/418
31000	TIME/FUEL DIST/SPD	22/ 5100 133/420	20/ 4800 123/419	19/ 4500 115/419	18/ 4200 107/418	16/ 3950 99/418	15/ 3650 92/417	14/ 3400 86/416	13/ 3200 79/416	12/ 2950 74/415	11/ 2750 68/415	11/ 2550 63/415	10/ 2350 58/414
30000	TIME/FUEL DIST/SPD	20/ 4900 123/415	19/ 4600 114/414	18/ 4300 106/414	17/ 4050 99/413	16/ 3750 92/413	15/ 3550 86/412	14/ 3300 80/412	13/ 3050 74/411	12/ 2850 69/411	11/ 2650 64/410	10/ 2450 59/410	9/ 2250 54/410
29000	TIME/FUEL DIST/SPD	19/ 4700 114/410	18/ 4400 106/410	17/ 4150 99/409	16/ 3850 92/409	15/ 3650 86/408	14/ 3400 80/408	13/ 3150 74/407	12/ 2950 69/407	11/ 2750 64/406	10/ 2550 60/406	10/ 2350 55/406	9/ 2200 51/405
28000	TIME/FUEL DIST/SPD	18/ 4500 105/406	17/ 4200 98/405	16/ 3950 92/405	15/ 3700 86/404	14/ 3500 80/404	13/ 3250 74/403	12/ 3050 69/403	11/ 2850 65/402	11/ 2650 60/402	10/ 2450 56/402	9/ 2300 52/401	8/ 2100 48/401
27000	TIME/FUEL DIST/SPD	17/ 4300 97/401	16/ 4050 91/401	15/ 3800 85/400	14/ 3550 80/400	13/ 3350 74/399	12/ 3150 69/399	12/ 2950 65/399	11/ 2750 60/398	10/ 2550 56/398	9/ 2350 52/397	9/ 2200 48/397	8/ 2050 44/397
26000	TIME/FUEL DIST/SPD	16/ 4100 90/397	15/ 3900 84/396	14/ 3650 79/396	14/ 3450 74/396	13/ 3200 69/395	12/ 3000 64/395	11/ 2800 60/394	10/ 2650 56/394	10/ 2450 52/394	9/ 2300 48/393	8/ 2100 45/393	8/ 1950 41/393
25000	TIME/FUEL DIST/SPD	15/ 3950 83/393	15/ 3700 78/392	14/ 3500 73/392	13/ 3300 69/392	12/ 3100 64/391	11/ 2900 60/391	11/ 2700 56/390	10/ 2550 52/390	9/ 2350 49/390	9/ 2200 45/389	8/ 2050 42/389	7/ 1900 39/389
24000	TIME/FUEL DIST/SPD	15/ 3800 77/388	14/ 3550 72/388	13/ 3350 68/388	12/ 3150 64/388	11/ 2950 60/387	11/ 2800 56/387	10/ 2600 52/387	9/ 2450 48/386	9/ 2250 45/386	8/ 2100 42/386	8/ 1950 39/385	7/ 1800 36/385
23000	TIME/FUEL DIST/SPD	14/ 3600 71/385	13/ 3400 67/384	12/ 3200 63/384	12/ 3050 59/384	11/ 2850 55/383	10/ 2650 52/383	10/ 2500 48/383	9/ 2350 45/382	8/ 2200 42/382	8/ 2050 39/382	7/ 1900 36/381	7/ 1750 33/381
22000	TIME/FUEL DIST/SPD	13/ 3450 66/381	12/ 3250 62/380	12/ 3100 58/380	11/ 2900 54/380	10/ 2750 51/380	10/ 2550 48/379	9/ 2400 45/379	8/ 2250 42/379	8/ 2100 39/378	7/ 1950 36/378	7/ 1800 34/378	6/ 1650 31/377
21000	TIME/FUEL DIST/SPD	12/ 3300 60/377	12/ 3100 57/377	11/ 2950 53/376	10/ 2800 50/376	9/ 2600 47/376	9/ 2450 44/376	9/ 2300 41/375	8/ 2150 39/375	7/ 2000 36/375	7/ 1850 33/374	6/ 1750 31/374	6/ 1600 29/374
20000	TIME/FUEL DIST/SPD	12/ 3150 56/373	11/ 3000 52/373	10/ 2800 49/373	10/ 2650 46/373	9/ 2500 43/372	9/ 2350 41/372	8/ 2200 38/372	8/ 2050 36/372	7/ 1950 33/371	7/ 1800 31/371	6/ 1650 29/371	6/ 1500 27/370
18000	TIME/FUEL DIST/SPD	10/ 2850 47/366	10/ 2700 44/366	9/ 2550 41/366	9/ 2450 39/366	8/ 2300 37/366	8/ 2150 34/365	7/ 2000 32/365	7/ 1900 30/365	6/ 1750 28/364	6/ 1650 26/364	5/ 1500 24/364	5/ 1400 23/363
16000	TIME/FUEL DIST/SPD	9/ 2600 39/360	9/ 2450 37/360	8/ 2350 34/359	8/ 2200 32/359	7/ 2100 31/359	7/ 1950 29/359	6/ 1850 27/359	6/ 1700 25/358	6/ 1600 24/358	5/ 1500 22/358	5/ 1400 20/357	5/ 1300 19/357
14000	TIME/FUEL DIST/SPD	8/ 2350 32/353	8/ 2200 30/353	7/ 2100 28/353	7/ 2000 27/353	6/ 1900 25/353	6/ 1750 24/353	6/ 1650 22/352	5/ 1550 21/352	5/ 1450 19/352	5/ 1350 18/351	4/ 1250 17/351	4/ 1150 15/351
10000	TIME/FUEL DIST/SPD	6/ 1850 19/342	6/ 1750 18/342	5/ 1650 17/342	5/ 1550 16/341	5/ 1400 15/341	5/ 1300 14/341	4/ 1200 13/340	4/ 1100 12/340	4/ 1000 11/340	3/ 900 10/339	3/ 800 10/339	3/ 700 10/339
1500	TIME/FUEL	3/850	3/800	2/750	2/750	2/700	2/650	2/600	2/600	2/550	2/500	1/450	1/400

FUEL ADJUSTMENT FOR HIGH ELEVATION AIRPORTS EFFECT ON TIME AND DISTANCE IS NEGLIGIBLE	AIRPORT ELEVATION (FT)	2000	4000	6000	8000	10000	12000
FUEL ADJUSTMENT (KG)		-150	-350	-500	-700	-900	-1050

Shaded area approximates optimum altitude at LRC/.84.

ANEXO 7: Tabela de consumo de subida do B-777-200 (Boeing, 2003)

.84M Cruise Table
43000 FT to 36000 FT - High Weights

PRESS ALT (1000 FT)	KIAS STD TAT KTAS	WEIGHT (1000 KG)												
		250	245	240	235	230	225	220	215	210	205	200	195	
43														
42	244	%N1											95.3	94.0
	-26	MAX TAT											-14	-10
41	482	FF/ENG											3141	2990
	250	%N1									95.3	94.1	93.0	92.2
40	-26	MAX TAT									-14	-10	-6	-2
	482	FF/ENG									3285	3134	3006	2898
39	256	%N1							95.2	94.0	93.0	92.2	91.4	90.8
	-26	MAX TAT							-13	-9	-5	-1	2	4
38	482	FF/ENG							3417	3269	3143	3034	2941	2860
	262	%N1					94.9	93.8	92.9	92.1	91.4	90.8	90.2	89.7
37	-26	MAX TAT					-12	-8	-4	0	2	5	7	
	482	FF/ENG					3541	3399	3275	3168	3075	2994	2923	2860
36	268	%N1		95.7	94.5	93.5	92.7	91.9	91.3	90.7	90.1	89.6	89.2	88.8
	-26	MAX TAT		-15	-10	-7	-3	0	3	5	7			
35	482	FF/ENG		3820	3659	3523	3404	3300	3208	3128	3056	2993	2934	2882
	274	%N1	94.1	93.2	92.4	91.7	91.1	90.6	90.0	89.6	89.1	88.7	88.3	88.0
34	-26	MAX TAT	-9	-5	-2	1	3	5						
	482	FF/ENG	3775	3646	3533	3432	3342	3262	3191	3127	3068	3014	2965	2919
33	281	%N1	92.1	91.5	90.9	90.4	89.9	89.5	89.0	88.7	88.3	87.9	87.6	87.3
	-26	MAX TAT	-1	2	4	6								
32	482	FF/ENG	3665	3567	3479	3400	3330	3267	3209	3154	3104	3057	3014	2974

Max TAT not shown where %N1 can be set in ISA + 30°C conditions.
Increase/decrease %N1 required by 1% per 5°C above/below standard TAT.
Increase/decrease fuel flow 3% per 10°C above/below standard TAT.
Increase/decrease KTAS by 1 knot per 1°C above/below standard TAT.
Shaded area approximates optimum altitude.

Max Cruise %N1

PRESS ALT (1000 FT)	TAT (°C)														
	-60	-55	-50	-45	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0	5	
42	88.7	89.7	90.8	91.8	92.8	93.8	94.8	95.8	96.8	97.8	97.3	96.9	96.5	96.0	
41	88.8	89.8	90.9	91.9	92.9	94.0	95.0	96.0	96.9	97.9	97.4	97.0	96.6	96.2	
40	88.9	89.9	91.0	92.0	93.0	94.1	95.1	96.1	97.1	98.0	97.6	97.2	96.8	96.3	
39	89.0	90.0	91.1	92.1	93.1	94.2	95.2	96.2	97.2	98.1	97.7	97.3	96.9	96.5	
38	89.0	90.0	91.1	92.1	93.1	94.1	95.2	96.2	97.2	98.1	97.7	97.3	96.9	96.5	
37	88.9	90.0	91.0	92.1	93.1	94.1	95.1	96.1	97.1	98.1	97.6	97.2	96.9	96.4	
36	88.9	90.0	91.0	92.1	93.1	94.1	95.1	96.2	97.2	98.2	97.7	97.2	96.9	96.4	

With engine anti-ice on, decrease limit %N1 by 0.4.
With engine and wing anti-ice on, decrease limit %N1 by 1.4.

Descent
.84/280/250

PRESSURE ALTITUDE (FT)	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DISTANCE (NM)		
			LANDING WEIGHT (1000 KG)		
			150	180	210
43000	29	840	140	153	161
41000	28	830	135	147	155
39000	27	820	129	141	149
37000	27	810	124	136	143
35000	26	800	118	129	137
33000	25	790	112	122	129
31000	24	770	105	115	121
29000	23	750	99	108	114
27000	22	730	93	101	106
25000	20	710	86	94	99
23000	19	680	80	87	91
21000	18	660	73	80	84
19000	17	630	67	73	76
17000	16	600	61	66	69
15000	15	570	55	59	62
10000	11	470	39	41	42
5000	7	350	23	24	24
1500	4	250	11	11	11

.84/250

PRESSURE ALTITUDE (FT)	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DISTANCE (NM)		
			LANDING WEIGHT (1000 KG)		
			150	180	210
43000	32	910	155	166	170
41000	31	900	150	160	165
39000	30	890	142	152	156
37000	29	870	134	143	148
35000	28	860	126	135	140
33000	27	840	119	127	132
31000	25	820	112	120	124
29000	24	800	105	112	116
27000	23	770	97	104	108
25000	22	750	90	97	100
23000	20	720	83	89	92
21000	19	690	76	81	84
19000	18	650	69	74	77
17000	16	620	62	67	69
15000	15	580	55	59	61
10000	11	470	39	41	42
5000	7	350	23	24	24
1500	4	250	11	11	11

.84/310/250

PRESSURE ALTITUDE (FT)	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DISTANCE (NM)		
			LANDING WEIGHT (1000 KG)		
			150	180	210
43000	26	780	128	141	150
41000	25	770	122	135	144
39000	25	760	117	129	138
37000	24	750	112	124	133
35000	23	740	107	119	127
33000	23	730	103	114	122
31000	22	720	99	109	117
29000	21	710	93	103	110
27000	20	690	88	97	103
25000	19	680	82	90	96
23000	18	660	77	84	89
21000	17	640	71	78	82
19000	16	610	66	72	76
17000	15	590	60	65	69
15000	14	570	55	59	62
10000	11	470	39	41	42
5000	7	350	23	24	24
1500	4	250	11	11	11

Allowances for a straight-in approach are included.

Livros Grátis

(<http://www.livrosgratis.com.br>)

Milhares de Livros para Download:

[Baixar livros de Administração](#)

[Baixar livros de Agronomia](#)

[Baixar livros de Arquitetura](#)

[Baixar livros de Artes](#)

[Baixar livros de Astronomia](#)

[Baixar livros de Biologia Geral](#)

[Baixar livros de Ciência da Computação](#)

[Baixar livros de Ciência da Informação](#)

[Baixar livros de Ciência Política](#)

[Baixar livros de Ciências da Saúde](#)

[Baixar livros de Comunicação](#)

[Baixar livros do Conselho Nacional de Educação - CNE](#)

[Baixar livros de Defesa civil](#)

[Baixar livros de Direito](#)

[Baixar livros de Direitos humanos](#)

[Baixar livros de Economia](#)

[Baixar livros de Economia Doméstica](#)

[Baixar livros de Educação](#)

[Baixar livros de Educação - Trânsito](#)

[Baixar livros de Educação Física](#)

[Baixar livros de Engenharia Aeroespacial](#)

[Baixar livros de Farmácia](#)

[Baixar livros de Filosofia](#)

[Baixar livros de Física](#)

[Baixar livros de Geociências](#)

[Baixar livros de Geografia](#)

[Baixar livros de História](#)

[Baixar livros de Línguas](#)

[Baixar livros de Literatura](#)
[Baixar livros de Literatura de Cordel](#)
[Baixar livros de Literatura Infantil](#)
[Baixar livros de Matemática](#)
[Baixar livros de Medicina](#)
[Baixar livros de Medicina Veterinária](#)
[Baixar livros de Meio Ambiente](#)
[Baixar livros de Meteorologia](#)
[Baixar Monografias e TCC](#)
[Baixar livros Multidisciplinar](#)
[Baixar livros de Música](#)
[Baixar livros de Psicologia](#)
[Baixar livros de Química](#)
[Baixar livros de Saúde Coletiva](#)
[Baixar livros de Serviço Social](#)
[Baixar livros de Sociologia](#)
[Baixar livros de Teologia](#)
[Baixar livros de Trabalho](#)
[Baixar livros de Turismo](#)