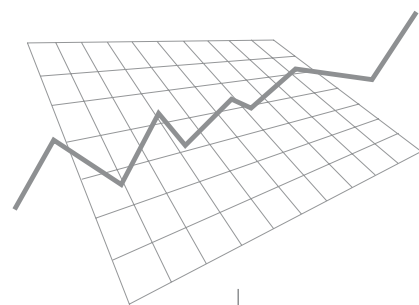




Введение в
**летно-технические
характеристики ВС**

Оригинальная версия – Airbus – Издание 1 – январь 2002
Русская версия – Издание 1 - Октябрь 2007



AIRBUS

Flight Operations Support & Services

Customer Services

1, rond-point Maurice Bellonte, BP 33

31707 BLAGNAC Cedex FRANCE

Telephone (+33) 5 61 93 33 33

Telefax (+33) 5 61 93 29 68

Telex AIRBU 530526F

SITA TLSBI7X



Введение в летно-технические характеристики ВС

Оригинальная версия – Airbus – Издание 1 – январь 2002
Русская версия – Издание 1 - Октябрь 2007



Официальное Уведомление

Брошюры «Введение в.....» издаются департаментом Airbus по Поддержке и Обеспечению Летной Эксплуатации

Брошюры «Введение в» нацелены на предоставление читателям необходимой информации и практических рекомендаций, которые позволят им повысить уровень знаний в эксплуатационной, технической и нормативно-правовой сфере, а также в вопросах обеспечения безопасности полетов.

Содержание брошюр «Введение в» не заменяет и не отменяет действующие правила или эксплуатационную документацию Airbus. В случае возникновения различий между содержанием брошюры «Введение в» и эксплуатационной документацией Airbus (AFM/(M)MEL/FCOM/QRH/FCTM/CCOM) или какими-либо другими авторизованными документами, необходимо полагаться на информацию последних.

Компания Airbus сохраняет за собой право обновлять в любой момент содержание брошюр «Введение в.....». Самая последняя версия брошюр всегда доступна на сайте <https://w3.airbusworld.com>. Печатная версия брошюр «Введение в» больше не обновляется и не распространяется. Ответственность за использование самой последней версии брошюры лежит на читателе.

В случае необходимости авиакомпания и авиационные структуры могут воспроизводить всю брошюру «Введение в» либо ее отдельные главы на любых информационных носителях. Тем не менее, запрещается изменять текст брошюры или удалять из него отдельные главы. Использование брошюры в коммерческих целях строго запрещено. Airbus SAS является единственным обладателем авторских прав на брошюру «Введение в» и ее содержание.

При использовании брошюры «Введение в» или отрывков из нее ссылка на Airbus SAS обязательна.

Airbus SAS не несет ответственности за информационные материалы, напечатанные авиакомпаниями или авиационными структурами на основе брошюры «Введение в» или отрывков из нее. Airbus не гарантирует, что информация, представленная в этих материалах, является точной, правильной, полной и обновленной. Airbus SAS не несет никакой ответственности и категорически отказывается от каких-либо обязательств по обновлению таких материалов с целью предоставления последней, точной и полной информации.

Ответственность за использование брошюры, а также за ее копирование, перевод, обновление, адаптацию и исправление возлагается на авиакомпанию или любого другого пользователя. Airbus SAS категорически отказывается от какой-либо ответственности за использование, копирование, обновление, адаптацию и исправление таких материалов.

Департамент послепродажного обеспечения Airbus
Поддержка и Обеспечение Летной Эксплуатации

ftops.ops@airbus.com

1, Rond Point Maurice Bellonte- 31707 Blagnac Cedex-France





***Настоящее издание по вопросам
безопасности полетов на русском языке
является результатом
сотрудничества компании Airbus и
Партнерства «Безопасность полетов»***

1. . ВВЕДЕНИЕ	9
А. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ	11
1. МЕЖДУНАРОДНАЯ СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА (ISA)	11
1.1. МОДЕЛИРОВАНИЕ СТАНДАРТНОЙ АТМОСФЕРЫ	11
1.1.1. МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ	11
1.1.2. МОДЕЛИРОВАНИЕ ДАВЛЕНИЯ	13
1.1.3. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЛОТНОСТИ	15
1.2. ТАБЛИЦА МЕЖДУНАРОДНОЙ СТАНДАРТНОЙ АТМОСФЕРЫ (ISA)	15
2. ПРИНЦИПЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТЫ	17
2.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ	17
2.2. ОПРЕДЕЛЕНИЯ	18
2.3. ВЛИЯНИЕ УСТАНОВКИ ВЫСОТОМЕРА И ТЕМПЕРАТУРЫ	20
2.3.1. КОРРЕКТИРОВКА УСТАНОВКИ ВЫСОТОМЕРА	20
2.3.2. КОРРЕКТИРОВКА ТЕМПЕРАТУРЫ	20
3. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ СКОРОСТИ	23
3.1. ИНДИКАТОРНАЯ ЗЕМНАЯ СКОРОСТЬ (CAS)	23
3.2. ПРИБОРНАЯ ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ (IAS)	24
3.3. ИСТИННАЯ ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ (TAS)	24
3.4. ПУТЕВАЯ СКОРОСТЬ (GS)	24
3.5. ЧИСЛО МАХА	25
3.6. ИЗМЕНЕНИЯ ИСТИННОЙ СКОРОСТИ (TAS)	26
4. АЭРОМЕХАНИКА	27
В. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ	29
1. ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ	29
1.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ПЕРЕГРУЗКАМ	29
1.2. МАКСИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ	30
1.3. МИНИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ	31
1.3.1. МИНИМАЛЬНАЯ ЭВОЛЮТИВНАЯ СКОРОСТЬ РАЗБЕГА: V_{MCG}	31
1.3.2. МИНИМАЛЬНАЯ ЭВОЛЮТИВНАЯ СКОРОСТЬ ВЗЛЕТА: V_{MCA}	32
1.3.3. МИНИМАЛЬНАЯ ЭВОЛЮТИВНАЯ СКОРОСТЬ ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ И ПОСАДКЕ: V_{MCL}	33
1.3.4. МИНИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ОТРЫВА: V_{MU}	34
1.3.5. СКОРОСТЬ СВАЛИВАНИЯ	35
2. МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЕС КОНСТРУКЦИИ	37
2.1. ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕСА ВОЗДУШНОГО СУДНА	37
2.2. МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС КОНСТРУКЦИИ (MTOW)	39
2.3. МАКСИМАЛЬНЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС КОНСТРУКЦИИ (MLW)	39
2.4. МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЕС КОНСТРУКЦИИ БЕЗ ТОПЛИВА (MZFW)	39
2.5. МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЕС КОНСТРУКЦИИ НА РУЛЕНИИ (MTW)	40
3. МИНИМАЛЬНЫЙ ВЕС КОНСТРУКЦИИ	40
4. ВЛИЯНИЕ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ	40

5. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЕЙ	41
5.1. Установка тяги и ограничения по температуре выхлопных газов (EGT)	41
5.2. ОГРАНИЧЕНИЕ ТЯГИ ПРИ ВЗЛЕТЕ	42
С. ВЗЛЕТ	43
1. ВВЕДЕНИЕ	43
2. СКОРОСТИ ПРИ ВЗЛЕТЕ	44
2.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ СКОРОСТИ ПРИ ВЗЛЕТЕ	44
2.1.1. СКОРОСТЬ ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ: V_{EF}	44
2.1.2. СКОРОСТЬ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ: V_1	44
2.1.3. СКОРОСТЬ ПОДЪЕМА НОСОВОЙ СТОЙКИ: V_R	46
2.1.4. СКОРОСТЬ ОТРЫВА: V_{LOF}	46
2.1.5. СКОРОСТЬ НАБОРА ВЫСОТЫ ПОСЛЕ ВЗЛЕТА: V_2	47
2.2. ОГРАНИЧЕНИЯ СКОРОСТИ ПРИ ВЗЛЕТЕ	48
2.2.1. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ, НА КОТОРОЙ КИНЕТИЧЕСКАЯ ЭНЕРГИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА ГАСИТСЯ ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМОЙ: V_{MBE}	48
2.2.2. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПНЕВМАТИКА: V_{TIRE}	48
2.3. СВОДНАЯ ДИАГРАММА СКОРОСТЕЙ	48
3. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВПП	49
3.1. ВЗЛЕТНЫЕ ДИСТАНЦИИ	49
3.1.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ СТАНДАРТЫ И ПРАВИЛА	49
3.1.2. ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ (TOD)	50
3.1.3. РАЗБЕГ ПРИ ВЗЛЕТЕ (TOR)	52
3.1.4. ДИСТАНЦИЯ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА (ASD)	53
3.1.5. ВЛИЯНИЕ V_1 НА ДИСТАНЦИЮ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА	55
3.2. РАСПОЛАГАЕМЫЕ ВЗЛЕТНЫЕ ДИСТАНЦИИ	56
3.2.1. РАСПОЛАГАЕМАЯ ДЛИНА РАЗБЕГА (TORA)	56
3.2.2. РАСПОЛАГАЕМАЯ ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ (TODA)	56
3.2.3. РАСПОЛАГАЕМАЯ ДИСТАНЦИЯ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА (ASDA)	57
3.2.4. УМЕНЬШЕНИЕ ДЛИНЫ ВПП ПРИ ВЫРУЛИВАНИИ ВС С РУЛЕЖНОЙ ДОРОЖКИ	58
3.2.5. ВЛИЯНИЕ V_1 НА ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС, ОГРАНИЧЕННЫЙ ДЛИНОЙ ВПП	61
4. ОГРАНИЧЕНИЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ И ПРОЛЕТЕ ПРЕПЯТСТВИЙ	62
4.1. ТРАЕКТОРИЯ ПОЛЕТА ПРИ ВЗЛЕТЕ	62
4.1.1. ОПРЕДЕЛЕНИЯ	62
4.1.2. ТРЕБОВАНИЯ К ЭЛЕМЕНТАМ ВЗЛЕТА И НАБОРА ВЫСОТЫ	62
4.1.3. МИНИМАЛЬНЫЙ И МАКСИМАЛЬНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ	64
4.1.4. СХЕМА РАЗВОРОТА ПРИ ВЗЛЕТЕ	65
4.2. ВЫСОТА ПРОЛЕТА ПРЕПЯТСТВИЙ	67
4.2.1. ТРАЕКТОРИЯ МАКСИМАЛЬНОЙ ГАРАНТИРОВАННОЙ КРУТИЗНЫ И ЧИСТАЯ ТРАЕКТОРИЯ ВЗЛЕТА	67
4.2.2. ВЫСОТА ПРОЛЕТА ПРЕПЯТСТВИЙ ПРИ ВЗЛЕТЕ ПО ПРЯМОЙ	68
4.2.3. ВЫСОТА ПРОЛЕТА ПРЕПЯТСТВИЙ ПРИ РАЗВОРОТЕ	68
4.2.4. ПОТЕРЯ ГРАДИЕНТА ПРИ РАЗВОРОТЕ	69
4.2.5. ВЗЛЕТНАЯ ГЛИССАДА С ПРЕПЯТСТВИЯМИ	70
4.2.6. ВЗЛЕТНЫЙ КОНУС	71
5. ВНЕШНИЕ ФАКТОРЫ	74
5.1. ВЕТЕР	74
5.2. ВЫСОТА ПО ДАВЛЕНИЮ	75
5.2.1. ВЛИЯНИЕ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	75

5.2.2. Влияние на двигатели	76
5.2.3. Выводы	76
5.3. Температура	76
5.3.1. Влияние на аэродинамические характеристики	76
5.3.2. Влияние на двигатели	76
5.3.3. Выводы	77
5.4. Уклон ВПП	77
5.5. Состояние ВПП (сухая, сырая, влажная, загрязненная)	77
5.5.1. Определения	77
5.5.2. Влияние на рабочие характеристики	79
5.5.3. Данные изготовителя воздушных судов	82
5.5.4. Взлетные характеристики ВС на влажных и загрязненных ВПП	83
6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОГО ВЗЛЕТНОГО ВЕСА	84
6.1. Процесс оптимизации скорости	84
6.2. Таблица определения взлетного веса (таблица RTOW)	85
7. ВЗЛЕТ ПРИ ПОНИЖЕННОМ УРОВНЕ ТЯГИ ИЛИ С ДЕФОРСИРОВАННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ	87
7.1. Взлет при пониженном уровне тяги	87
7.1.1. Определение	87
7.1.2. Взлет при пониженном уровне тяги и состоянии ВПП	88
7.1.3. Определение «гибкой» температуры	89
7.1.4. Схема взлета при пониженном уровне тяги	89
7.2. Взлет с дефорсированными двигателями	90
7.2.1. Определение	90
7.2.2. Минимальные эволютивные скорости при пониженном уровне тяги	90
7.2.3. Взлет с дефорсированными двигателями и состояние ВПП	91
7.2.4. Схема взлета с дефорсированными двигателями	92
D. ОГРАНИЧЕНИЯ ПРИ ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ	93
1. Виды отказов при полетах по маршруту	93
2. Отказы двигателей	93
2.1. Общие определения	93
2.1.1. Схема полета со снижением	93
2.1.2. Траектория максимальной гарантированной крутизны и чистая траектория полета со снижением	94
2.1.3. Запасный аэродром при взлете	95
2.2. Высота пролета препятствий по маршруту при одном неработающем двигателе	96
2.2.1. Расстояние по горизонтали до препятствия	96
2.2.2. Расстояние по вертикали до препятствия	97
2.2.3. Запасный аэродром	101
2.3. Воздушные суда с двумя двигателями	102
2.3.1. Правило 60 минут	102
2.4. Воздушные суда с четырьмя двигателями	103
2.4.1. Правило 90 минут	103
2.4.2. Высота пролета препятствий при двух отказавших двигателях	103
2.4.3. Выбор запасного аэродрома при двух отказавших двигателях	104
3. РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ ПАССАЖИРСКОГО САЛОНА В ПОЛЕТЕ	105
3.1.1. Кислородные системы	105

3.1.2. ТРЕБОВАНИЯ К КИСЛОРОДНЫМ СИСТЕМАМ ДЛЯ ПАССАЖИРОВ	106
3.1.3. ПРОФИЛЬ ПОЛЕТА	107
3.1.4. МИНИМАЛЬНЫЕ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА	108
3.1.5. Высота пролета препятствий при разгерметизации пассажирского САЛОНА	109
4. ИЗУЧЕНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ПОЛЕТА ПО МАРШРУТУ	110
Е. ПОСАДКА	111
1. ВВЕДЕНИЕ	111
2. РАСПОЛАГАЕМАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ (LDA)	111
2.1. БЕЗ ПРЕПЯТСТВИЙ ПОД ТРАЕКТОРИЕЙ ПОСАДКИ	111
2.2. С ПРЕПЯТСТВИЯМИ ПОД ТРАЕКТОРИЕЙ ПОСАДКИ	111
3. ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	112
3.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПОСАДОЧНЫЕ СКОРОСТИ	112
3.1.1. МИНИМАЛЬНАЯ ВЫБИРАЕМАЯ СКОРОСТЬ: V_{LS}	113
3.1.2. СКОРОСТЬ КОНЕЧНОГО ЭТАПА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ: V_{APP}	113
3.1.3. РАСЧЕТНАЯ СКОРОСТЬ: V_{REF}	114
3.2. ФАКТИЧЕСКАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ (ALD)	114
3.2.1. РУЧНАЯ ПОСАДКА	114
3.2.2. АВТОМАТИЧЕСКАЯ ПОСАДКА	116
3.3. ТРЕБОВАНИЯ К ХАРАКТЕРИСТИКАМ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ	117
3.3.1. НАБОР ВЫСОТЫ ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ	117
3.3.2. НАБОР ВЫСОТЫ ПРИ ПОСАДКЕ	118
3.4. ВЛИЯНИЕ ВНЕШНИХ ФАКТОРОВ	119
3.4.1. ВЫСОТА ПО ДАВЛЕНИЮ	119
3.4.2. ТЕМПЕРАТУРА	119
3.4.3. УКЛОН ВПП	119
3.4.4. СОСТОЯНИЕ ВПП	120
3.4.5. КОНФИГУРАЦИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА	120
4. ТРЕБОВАНИЯ ДЛЯ ДОПУСКА ВС К ПОЛЕТУ	121
4.1. ТРЕБУЕМАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ (RLD)	121
4.1.1. RLD НА СУХИХ ВПП	121
4.1.2. RLD НА ВЛАЖНЫХ ВПП	121
4.1.3. RLD НА ЗАГРЯЗНЕННЫХ ВПП	122
4.1.4. RLD ПРИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКЕ (DRY)	122
4.2. ТРЕБОВАНИЯ К УХОДУ НА ВТОРОЙ КРУГ	123
4.2.1. НОРМАЛЬНЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ	123
4.2.2. ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО CAT II или CAT III	123
4.3. ВЫВОДЫ	123
5. ПОЛЕТНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ	124
5.1. ОТКАЗЫ В ПОЛЕТЕ	124
5.2. ТРЕБОВАНИЯ К ПОСАДКЕ ПЕРЕГРУЖЕННОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА	124
5.3. УСЛОВИЯ АВАРИЙНОГО СЛИВА ТОПЛИВА	125
Ф. КРЕЙСЕРСКИЙ РЕЖИМ	127
1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ	127
1.1. ВВЕДЕНИЕ	127

1.2. ЗАДАННАЯ ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА ДАЛЬНОСТЬ	127
2. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ	128
2.1. КРЕЙСЕРСКИЕ СКОРОСТИ ПРИ ВСЕХ ИСПРАВНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ	128
2.1.1. Число МАХА ПРИ ПОЛЕТАХ НА МАКСИМАЛЬНУЮ ДАЛЬНОСТЬ (M_{MR})	128
2.1.2. Число МАХА ПРИ ПОЛЕТАХ В КРЕЙСЕРСКОМ РЕЖИМЕ НА МАРШРУТАХ БОЛЬШОЙ ПРОТЯЖЕННОСТИ	130
2.1.3. Число МАХА ПРИ ПОЛЕТАХ В ЭКОНОМИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ (M_{ECON})	131
2.1.4. Постоянное число МАХА	133
3. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ ВЫСОТЫ	133
3.1. ОПТИМАЛЬНАЯ КРЕЙСЕРСКАЯ ВЫСОТА	133
3.1.1. ПРИ ПОСТОЯННОМ ЧИСЛЕ МАХА	133
3.1.2. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА	135
3.2. МАКСИМАЛЬНАЯ КРЕЙСЕРСКАЯ ВЫСОТА	138
3.2.1. ПРЕДЕЛЬНОЕ ЧИСЛО МАХА НА ПОСТОЯННОЙ ВЫСОТЕ	138
3.2.2. МАКСИМАЛЬНАЯ КРЕЙСЕРСКАЯ ВЫСОТА	138
3.3. ОГРАНИЧЕНИЯ ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ НА МАРШРУТЕ	141
3.3.1. ДИАПАЗОН ИЗМЕНЕНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ	141
3.3.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПРЕДЕЛЫ МАНЕВРИРОВАНИЯ	142
3.4. Оптимизация полета в крейсерском режиме: ступенчатый набор высоты	147
4. ТАБЛИЦА ПОЛЕТА В КРЕЙСЕРСКОМ РЕЖИМЕ В FCOM	147
G. НАБОР ВЫСОТЫ	149
1. АЭРОМЕХАНИКА ПОЛЕТА	149
1.1. ОПРЕДЕЛЕНИЯ	149
1.2. УРАВНЕНИЯ НАБОРА ВЫСОТЫ	149
1.2.1. ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ (γ)	150
1.2.2. СКОРОСТЬ НАБОРА ВЫСОТЫ (RC)	151
1.2.3. ПОЛЯРА СКОРОСТИ	151
1.3. ПАРАМЕТРЫ, ОКАЗЫВАЮЩИЕ ВЛИЯНИЕ НА НАБОР ВЫСОТЫ	152
1.3.1. ЭФФЕКТ ВЫСОТЫ	152
1.3.2. ЭФФЕКТ ТЕМПЕРАТУРЫ	153
1.3.3. ЭФФЕКТ МАССЫ	153
1.3.4. ЭФФЕКТ ВЕТРА	153
2. ПОЛЕТ В РЕЖИМЕ НАБОРА ВЫСОТЫ	154
2.1. УПРАВЛЕНИЕ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ	154
2.1.1. УСТАНОВКА ТЯГИ	154
2.1.2. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ЭНЕРГИИ	154
2.1.3. ПОТОЛОК НАБОРА ВЫСОТЫ	155
2.2. СКОРОСТИ НАБОРА ВЫСОТЫ	155
2.2.1. ЗАКОН НАБОРА ВЫСОТЫ С ДАННОЙ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТЬЮ И ЧИСЛОМ МАХА	155
2.2.2. НАБОР ВЫСОТЫ С МАКСИМАЛЬНЫМ ГРАДИЕНТОМ	156
2.2.3. НАБОР ВЫСОТЫ С МАКСИМАЛЬНОЙ СКОРОСТЬЮ	156
2.2.4. НАБОР ВЫСОТЫ В МАКСИМАЛЬНО ЭКОНОМИЧНОМ РЕЖИМЕ	156
2.3. ТАБЛИЦА НАБОРА ВЫСОТЫ В FCOM	157
2.4. ДАВЛЕНИЕ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ В ПАССАЖИРСКОМ САЛОНЕ	158
H. СНИЖЕНИЕ/ПОЛЕТ В ЗОНЕ ОЖИДАНИЯ	159

1. МЕХАНИКА ПОЛЕТА	159
1.1. ОПРЕДЕЛЕНИЯ	159
1.2. УРАВНЕНИЯ СНИЖЕНИЯ	159
1.2.1. ГРАДИЕНТ СНИЖЕНИЯ (γ)	159
1.2.2. СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ (RD)	160
1.2.3. ПОЛЯРА СКОРОСТИ	161
1.3. ПАРАМЕТРЫ, ОКАЗЫВАЮЩИЕ ВЛИЯНИЕ НА СНИЖЕНИЕ	161
1.3.1. ЭФФЕКТ ВЫСОТЫ	161
1.3.2. ЭФФЕКТ ТЕМПЕРАТУРЫ	162
1.3.3. ЭФФЕКТ МАССЫ	162
1.3.4. ЭФФЕКТ ВЕТРА	163
2. ПОЛЕТ В РЕЖИМЕ СНИЖЕНИЯ	164
2.1. УСТАНОВКА ТЯГИ	164
2.2. СКОРОСТИ СНИЖЕНИЯ	164
2.2.1. ЗАКОН СНИЖЕНИЯ С ДАННОЙ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТЬЮ И ЧИСЛОМ МАХА	164
2.2.2. СНИЖЕНИЕ С МИНИМАЛЬНЫМ ГРАДИЕНТОМ (СНИЖЕНИЕ В КРЕЙСЕРСКОМ РЕЖИМЕ)	165
2.2.3. СНИЖЕНИЕ С МИНИМАЛЬНОЙ СКОРОСТЬЮ	165
2.2.4. СНИЖЕНИЕ В ЭКОНОМИЧНОМ РЕЖИМЕ	165
2.2.5. АВАРИЙНОЕ СНИЖЕНИЕ	166
2.3. ТАБЛИЦА СНИЖЕНИЯ В FCOM	166
2.4. ДАВЛЕНИЕ ПРИ СНИЖЕНИИ В ПАССАЖИРСКОМ САЛОНЕ	167
3. ПОЛЕТ В ЗОНЕ ОЖИДАНИЯ	168
3.1. СКОРОСТЬ В ЗОНЕ ОЖИДАНИЯ	168
3.2. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА В ЗОНЕ ОЖИДАНИЯ	169
I. ПЛАНИРОВАНИЕ И КОНТРОЛЬ РАСХОДА ТОПЛИВА	171
1. JAR - ПЛАНИРОВАНИЕ И КОНТРОЛЬ РАСХОДА ТОПЛИВА	171
1.1. ПОЛИТИКА В ОБЛАСТИ ТОПЛИВА	171
1.1.1. СТАНДАРТНОЕ ПЛАНИРОВАНИЕ ПОЛЕТА	171
1.1.2. ПРАВИЛА, КАСАЮЩИЕСЯ ОТДЕЛЬНЫХ АЭРОПОРТОВ	175
1.1.3. НЕОБЯЗАТЕЛЬНЫЕ ЗАПАСНЫЕ АЭРОПОРТЫ	175
1.1.4. ПРАВИЛА, КАСАЮЩИЕСЯ ТОЧКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ	175
1.1.5. ПРАВИЛА, КАСАЮЩИЕСЯ УСТАНОВЛЕННОЙ ТОЧКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ	177
1.1.6. ПРАВИЛА, КАСАЮЩИЕСЯ ETOPS	177
1.2. КОНТРОЛЬ РАСХОДА ТОПЛИВА	179
1.2.1. МИНИМАЛЬНОЕ КОЛИЧЕСТВО ТОПЛИВА В АЭРОПОРТУ ПОСАДКИ	179
1.2.2. МИНИМАЛЬНОЕ КОЛИЧЕСТВО ТОПЛИВА В АЭРОПОРТУ НАЗНАЧЕНИЯ	179
2. FAR - ПЛАНИРОВАНИЕ И КОНТРОЛЬ РАСХОДА ТОПЛИВА	181
2.1. ВИДЫ ПЕРЕВОЗОК	181
2.2. ПОЛИТИКА В ОБЛАСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТОПЛИВА	181
2.2.1. ВНУТРЕННИЕ ПЕРЕВОЗКИ	182
2.2.2. ФЛАГМАНСКИЕ И ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ПЕРЕВОЗКИ	184
2.2.3. ПРАВИЛА ПОЛЕТОВ В ИЗОЛИРОВАННЫЕ АЭРОПОРТЫ	186
2.2.4. АЭРОПОРТЫ НАЗНАЧЕНИЯ, ДЛЯ КОТОРЫХ НЕ ТРЕБУЮТСЯ ЗАПАСНЫЕ АЭРОПОРТЫ	186
2.2.5. ПРАВИЛА, КАСАЮЩИЕСЯ ИСКЛЮЧЕНИЙ ИЗ ДИСПЕТЧЕРСКИХ РАЗРЕШЕНИЙ	187
2.2.6. ПРАВИЛА ETOPS	188
2.3. КОНТРОЛЬ РАСХОДА ТОПЛИВА	188
2.3.1. МИНИМУМ ТОПЛИВА В АЭРОПОРТУ ПОСАДКИ	188

Ж. ДОБАВЛЕНИЯ	191
1. ДОБАВЛЕНИЕ 1: ИЗМЕРЕНИЕ ВЫСОТЫ - ЭФФЕКТ ТЕМПЕРАТУРЫ	191
2. ДОБАВЛЕНИЕ 2: ПРИНЦИПЫ ОПТИМИЗАЦИИ ВЗЛЕТНОГО РЕЖИМА	194
2.1. КОНФИГУРАЦИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА ПРИ ВЗЛЕТЕ	194
2.2. РАБОТА СИСТЕМ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА	195
2.3. ОПТИМИЗАЦИЯ СКОРОСТИ ПРИ ВЗЛЕТЕ	195
2.3.1. СКОРОСТНЫЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ: V_1/V_R И V_2/V_S	195
2.3.2. ВЛИЯНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА V_1/V_R	196
2.3.3. ВЛИЯНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА V_2/V_S	199
2.4. РЕЗУЛЬТАТЫ ПРОЦЕССА ОПТИМИЗАЦИИ	201
2.4.1. МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС	201
2.4.2. ВЗЛЕТНЫЕ СКОРОСТИ	202
2.4.3. ОГРАНИЧИТЕЛЬНЫЕ КОДЫ	202
2.4.4. ИНФОРМАЦИЯ КАРТЫ RTOW	204
3. ДОБАВЛЕНИЕ 3: ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВЗЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК	205
3.1. ИНЖЕНЕРНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРОГРАММЫ Р.Е.Р. для «WINDOWS»	205
3.1.1. ЧТО ТАКОЕ Р.Е.Р.?	205
3.1.2. МОДУЛЬ ПРОГРАММЫ ОПТИМИЗАЦИИ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ TLO	206
3.2. КАБИНА С МИНИМАЛЬНЫМ КОЛИЧЕСТВОМ ДОКУМЕНТОВ В БУМАЖНОМ ВИДЕ (LPC)	207
4. ДОБАВЛЕНИЕ 4: СОКРАЩЕНИЯ	208

1. ВВЕДЕНИЕ

Безопасность на воздушном транспорте достигается совместными усилиями Государства, с одной стороны, и изготовителями авиационной техники, авиакомпаниями и диспетчерами управления воздушным движением (УВД), с другой. Государство отвечает за надзор в области гражданской авиации в целях поддержания высокого уровня безопасности в масштабах всей отрасли, а главным средством осуществления такого надзора является разработка и контроль за соблюдением письменных правил. Процесс управления охватывает конкретный набор правил, предусматривающих, чтобы все воздушные суда соответствовали минимальному уровню летно-технических характеристик в рамках установленных ограничений.

Под понятием «Государственная администрация», как правило, имеется в виду полномочный орган гражданской авиации в стране регистрации воздушного судна. В Соединенных Штатах Америки, например, эта роль отведена Федеральному авиационному управлению (**FAA**), тогда как во Франции - это Генеральная дирекция гражданской авиации (**DGAC**).

У каждой страны свои правила, но международный характер воздушного транспорта подразумевает применение единых общемировых правил. С этой целью в 1948 году была создана Международная организация гражданской авиации (**ИКАО**), являющаяся **наднациональным органом**, оказывающим содействие в разработке международных минимальных рекомендуемых стандартов. 7 декабря 1944 года была подписана Чикагская Конвенция, ставшая правовой основой международной гражданской авиации.

Хотя каждая страна вместе с изготовителями воздушных судов (в США, европейских государствах, Канаде и т.д.) принимает базовые стандарты летной годности, любое из государств может иметь собственные эксплуатационные правила. Например, в одних странах (главным образом, европейских) приняты Совместные требования JAR-OPS 1, а в других применяются Правила США FAR 121.

Таким образом, «поле ограничений» является результатом взаимодействия следующих двух областей:

- **Летная годность:** охватывает конструктивные особенности воздушного судна (ограничения, летно-технические характеристики и т.д....), относящиеся к **JAR 25** или **FAR 25**.
- **Производство полетов:** охватывает правила технической эксплуатации (ограничения при взлете и посадке, планирование запаса топлива и т.д....), относящиеся к **JAR-OPS 1** или **FAR 121**.

Правила, относящиеся как к летной годности, так и к производству полетов, существуют для всех типов воздушных судов. В данном документе речь идет о «тяжелых ВС», под которыми понимаются воздушные суда с

максимальным взлетным весом более 5700 кг. Поэтому документы компании «Airbus», касающиеся летно-технических характеристик, разделены на две категории: Летная годность и Производство полетов.

- **Летная годность:** Руководство по летной эксплуатации самолета (**AFM**) учитывает положения сертификата летной годности и содержит сертифицированные данные характеристик, соответствующие требованиям JAR/FAR25.
- **Производство полетов:** Руководство по эксплуатации для летного экипажа (**FCOM**) можно рассматривать как **AOM** (часть Руководства по эксплуатации, касающуюся самого ВС), которая содержит все ограничения, процедуры и характеристики, необходимые для производства полетов воздушного судна.

На Таблице 1 приведена информация, регулирующая принципы эксплуатации тяжелых ВС:

	ИКАО	ЕВРОПА (JAA)	США (FAA)
Летная годность	Приложение 8 к Чикагской Конвенции	JAR ¹ 25	FAR ² часть 25
Правила эксплуатации	Приложение 6 к Чикагской Конвенции	JAR-OPS1	FAR часть 121

Таблица 1: Требования к тяжелым воздушным судам

Все воздушные суда семейства «Airbus» сертифицированы согласно JAR 25 и/или FAR 25. С другой стороны ответственность за соблюдение правил эксплуатации возлагается на авиакомпанию.

Данный документ разработан, чтобы показать три разные аспекта характеристик воздушных судов:

- **Физический аспект:** сведения о механике полета, аэродинамике, измерении высоты, внешних параметрах, влияющих на характеристики воздушного судна, концепциях оптимизации полета...
- **Регулятивный аспект:** описание основных правил сертификации и эксплуатации согласно **JAR** и **FAR** и вытекающих из них ограничений. Для более четкого восприятия цитируются положения регулирующих документов, разъясняющие сущность данного предмета. В таких случаях текст дается курсивом с указанием соответствующих ссылок.
- **Эксплуатационный аспект:** Описание эксплуатационных приемов, логических основ, используемых бортовыми компьютерами, эксплуатационных правил, действий пилотов и т. д.

¹ JAR: Совместные требования к летной годности, выходящие под эгидой Европейского полномочного органа – Совместного авиационного ведомства (JAA).

² FAR: Федеральные авиационные правила, выходящие под эгидой полномочного органа США – Федеральной авиационной администрации (FAA).

А. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1. МЕЖДУНАРОДНАЯ СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА (ISA)

1.1. Моделирование стандартной атмосферы

Атмосфера – газовая оболочка, окружающая Землю. Ее характеристики в масштабах всего мира различны. В силу этого стало необходимым принять усредненный набор условий, называемый **Международной стандартной атмосферой (ISA)**.

1.1.1. Моделирование температуры

Нижеследующая схема (Рисунок А1) иллюстрирует вариации температуры в рамках стандартной атмосферы:

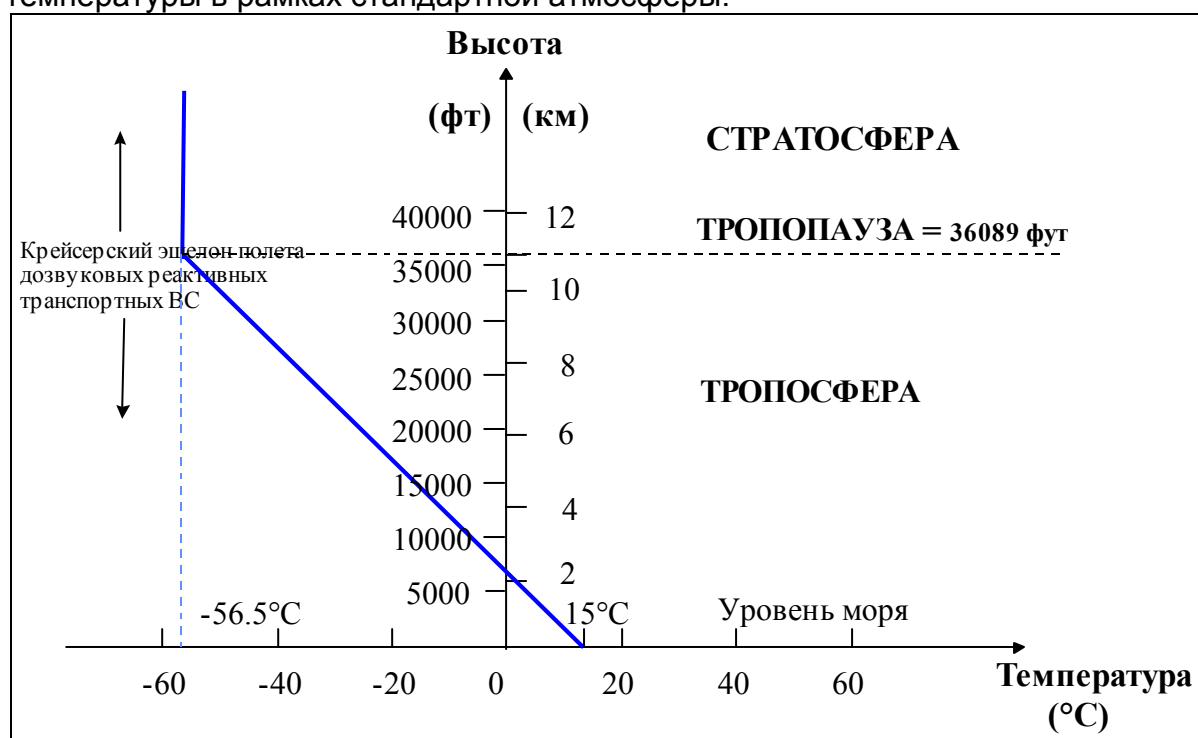


Рисунок А1: Температура ISA

Основу международной системы отсчета составляет температура 15°C на уровне моря при давлении 1013,25 гПа¹. Стандартная плотность воздуха на уровне моря составляет 1,225 кг/м³.

¹ 1013,25 гПа равны 29,92 дюймам ртутного столба, 'гПа' означает гектопаскаль.

Степень понижения температуры с высотой постоянна и составляет $-6,5^{\circ}\text{C}/1000\text{м}$ или $-1,98^{\circ}\text{C}/1000\text{фут}$ до тропопаузы. Стандартная высота тропопаузы составляет 11.000 м или 36.089 футов.

Начиная от тропопаузы и выше, температура остается постоянной и составляет $-56,5^{\circ}\text{C}$.

Таким образом, воздух, считающийся идеальным газом, в модели ISA обладает следующими характеристиками:

• **На среднем уровне моря (MSL):**

$$\text{Температура ISA} = T_0 = +15^{\circ}\text{C} = 288,15 \text{ K}$$

• **Выше MSL и ниже тропопаузы (36.089 футов):**

$$\text{Температура ISA } (^{\circ}\text{C}) = T_0 - 1.98 \times [\text{Выс. (футы)}/1000]$$

Для быстрого определения стандартной температуры на данной абсолютной высоте может использоваться следующая приближенная формула:

$$\text{Температура ISA } (^{\circ}\text{C}) = 15 - 2 \times [\text{Выс. (футы)}/1000]$$

• **Выше тропопаузы (36,089 футов):**

$$\text{Температура ISA} = -56,5^{\circ}\text{C} = 216,65 \text{ K}$$

Данная модель ISA используется как эталон при сравнении реальных атмосферных условий и соответствующих характеристик двигателя/воздушного судна. Следовательно, атмосферные условия будут выражаться как **ISA +/- ΔISA** на данном эшелоне полета.

Пример:

Рассмотрим полет, происходящий в следующих условиях:

Абсолютная высота = 33.000 футов

Фактическая температура = -41°C

Значение стандартной температуры на 33.000 футах: $\text{ISA} = 15 - 2 \times 33 = -51^{\circ}\text{C}$, тогда как фактическая температура составляет -41°C , т.е. на 10°C выше стандартной.

Вывод: Полет происходит в условиях **ISA+10**

1.1.2. Моделирование давления

Для расчета стандартного давления **P** на данной абсолютной высоте принимается, что:

- Температура по высотам является стандартной.
- Воздух является идеальным газом.

Высота, полученная по измеренному давлению, называется **барометрической высотой (PA)**, и может быть составлена таблица ее стандартных (ISA) значений (таблица A1).

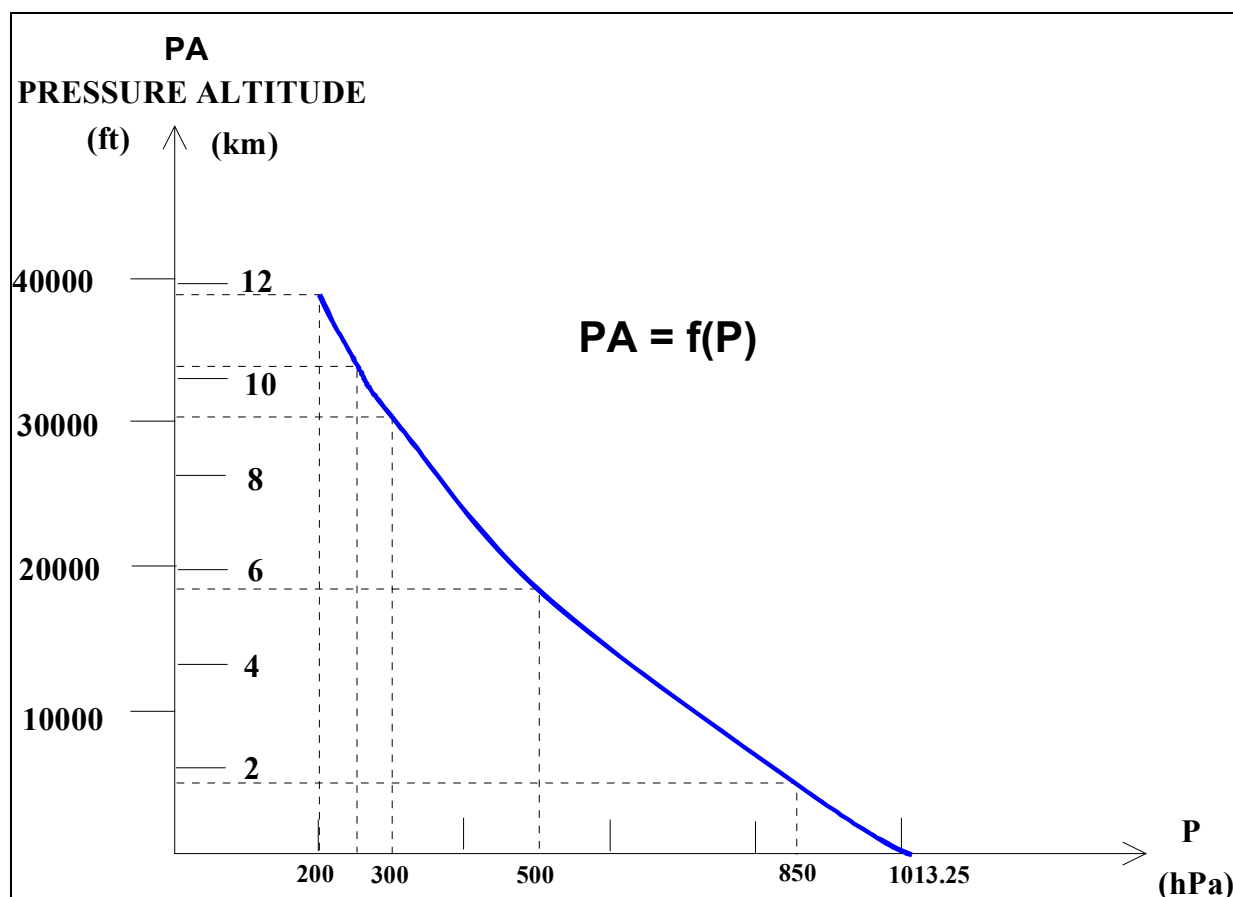


Рисунок A2: Барометрическая высота как функция давления
(Перевод надписей внутри рисунка – слева направо и сверху вниз: **БАРОМЕТРИЧЕСКАЯ ВЫСОТА;**
(фут); (км); (гПа).)

Давление (гПа)	Барометрическая высота (PA)		FL= PA/100
	(футы)	(метры)	
200	38661	11784	390
250	34000	10363	340
300	30066	9164	300
500	18287	5574	180
850	4813	1467	50
1013	0	0	0

Таблица A1: Пример табличных значений барометрической высоты

Если принять, что воздух находится в статическом равновесии, аэростатическое уравнение выглядит так:

$$dP = - \rho g dh$$

Где ρ = плотность воздуха на высоте h
 g = ускорение силы тяжести (9.80665 м/сек^2)
 dh = высота единицы объема
 dP = изменение давления на dh

Согласно уравнению состояния идеального газа:

$$\frac{P}{\rho} = RT$$

Где R = универсальная газовая постоянная ($287,053 \text{ Дж/кг/К}$)

Следовательно:

- **На среднем уровне моря (MSL):**

$$P_0 = 1013.25 \text{ гПа}$$

- **Выше MSL и ниже тропопаузы (36.089 футов):**

$$P = P_0 \left(1 - \frac{\alpha}{T_0} h\right)^{\frac{g_0}{\alpha R}}$$

Где $P_0 = 1013.25 \text{ гПа}$ (стандартное давление на уровне моря)
 $T_0 = 288.15 \text{ К}$ (стандартная температура на уровне моря)
 $\alpha = 0.0065 \text{ }^\circ\text{C/м}$
 $g_0 = 9.80665 \text{ м/сек}^2$
 $R = 287.053 \text{ Дж/кг/К}$
 h = Высота (м)

Примечание: Для малых высот понижение давления на **1 гПа** приблизительно соответствует увеличению барометрической высоты на **28 футов**.

- **Выше тропопаузы (36.089 футов):**

$$P = P_1 e^{\frac{-g_0(h-h_1)}{RT_1}}$$

Где $P_1 = 226,32 \text{ гПа}$ (стандартное давление на 11.000 м)
 $T_1 = 216.65 \text{ К}$ (стандартная температура на 11,000 м)

$$\begin{aligned}h_1 &= 11,000 \text{ м} \\g_0 &= 9.80665 \text{ м/сек}^2 \\R &= 287.053 \text{ Дж/кг/К} \\h &= \text{Высота (м)}\end{aligned}$$

1.1.3. Моделирование плотности

При расчете стандартной плотности ρ для данной высоты принимается, что воздух является идеальным газом. Поэтому на данной высоте стандартное значение плотности ρ (в кг/м^3) может быть получено следующим образом:

$$\rho = \frac{P}{RT}$$

где R = универсальная газовая постоянная (287.053 Дж/кг/К)
 P - в паскалях
 T - в кельвинах

- На среднем уровне моря (MSL):

$$\rho_0 = 1.225 \text{ кг/м}^3$$

1.2. Таблица международной стандартной атмосферы (ISA)

Параметры международной стандартной атмосферы (температура, давление, плотность) могут обеспечиваться как функция абсолютной высоты в табличной форме, как показано в таблице A2:

ВЫСОТА (футы)	Температура° (C)	ДАВЛЕНИЕ			ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЯ $\delta = P/P_0$	ПЛОТНОСТЬ $\sigma = \rho/\rho_0$	Скорость звука (узлы)	ВЫСОТА (метры)
		hPa	PSI	In.Hg				
40 000	- 56.5	188	2.72	5.54	0.1851	0.2462	573	12 192
39 000	- 56.5	197	2.58	5.81	0.1942	0.2583	573	11 887
38 000	- 56.5	206	2.99	6.10	0.2038	0.2710	573	11 582
37 000	- 56.5	217	3.14	6.40	0.2138	0.2844	573	11 278
36 000	- 56.3	227	3.30	6.71	0.2243	0.2981	573	10 973
35 000	- 54.3	238	3.46	7.04	0.2353	0.3099	576	10 668
34 000	- 52.4	250	3.63	7.38	0.2467	0.3220	579	10 363
33 000	- 50.4	262	3.80	7.74	0.2586	0.3345	581	10 058
32 000	- 48.4	274	3.98	8.11	0.2709	0.3473	584	9 754
31 000	- 46.4	287	4.17	8.49	0.2837	0.3605	586	9 449
30 000	- 44.4	301	4.36	8.89	0.2970	0.3741	589	9 144
29 000	- 42.5	315	4.57	9.30	0.3107	0.3881	591	8 839
28 000	- 40.5	329	4.78	9.73	0.3250	0.4025	594	8 534
27 000	- 38.5	344	4.99	10.17	0.3398	0.4173	597	8 230
26 000	- 36.5	360	5.22	10.63	0.3552	0.4325	599	7 925
25 000	- 34.5	376	5.45	11.10	0.3711	0.4481	602	7 620
24 000	- 32.5	393	5.70	11.60	0.3876	0.4642	604	7 315
23 000	- 30.6	410	5.95	12.11	0.4046	0.4806	607	7 010
22 000	- 28.6	428	6.21	12.64	0.4223	0.4976	609	6 706
21 000	- 26.6	446	6.47	13.18	0.4406	0.5150	611	6 401
20 000	- 24.6	466	6.75	13.75	0.4595	0.5328	614	6 096
19 000	- 22.6	485	7.04	14.34	0.4791	0.5511	616	5 791
18 000	- 20.7	506	7.34	14.94	0.4994	0.5699	619	5 406
17 000	- 18.7	527	7.65	15.57	0.5203	0.5892	621	5 182
16 000	- 16.7	549	7.97	16.22	0.5420	0.6090	624	4 877
15 000	- 14.7	572	8.29	16.89	0.5643	0.6292	626	4 572
14 000	- 12.7	595	8.63	17.58	0.5875	0.6500	628	4 267
13 000	- 10.8	619	8.99	18.29	0.6113	0.6713	631	3 962
12 000	- 8.8	644	9.35	19.03	0.6360	0.6932	633	3 658
11 000	- 6.8	670	9.72	19.79	0.6614	0.7156	636	3 353
10 000	- 4.8	697	10.10	20.58	0.6877	0.7385	638	3 048
9 000	- 2.8	724	10.51	21.39	0.7148	0.7620	640	2 743
8 000	- 0.8	753	10.92	22.22	0.7428	0.7860	643	2 438
7 000	+ 1.1	782	11.34	23.09	0.7716	0.8106	645	2 134
6 000	+ 3.1	812	11.78	23.98	0.8014	0.8359	647	1 829
5 000	+ 5.1	843	12.23	24.90	0.8320	0.8617	650	1 524
4 000	+ 7.1	875	12.69	25.84	0.8637	0.8881	652	1 219
3 000	+ 9.1	908	13.17	26.82	0.8962	0.9151	654	914
2 000	+ 11.0	942	13.67	27.82	0.9298	0.9428	656	610
1 000	+ 13.0	977	14.17	28.86	0.9644	0.9711	659	305
0	+ 15.0	1013	14.70	29.92	1.0000	1.0000	661	0
- 1 000	+ 17.0	1050	15.23	31.02	1.0366	1.0295	664	- 305

Таблица 2: Международная стандартная атмосфера (ISA)

2. ПРИНЦИПЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТЫ

2.1. Общие положения

Высотомер (Рисунок А4) – это манометр, тарированный в соответствии с законами стандартных значений давления и температуры. Окружающее атмосферное давление является единственным входным параметром, используемым в высотомере.

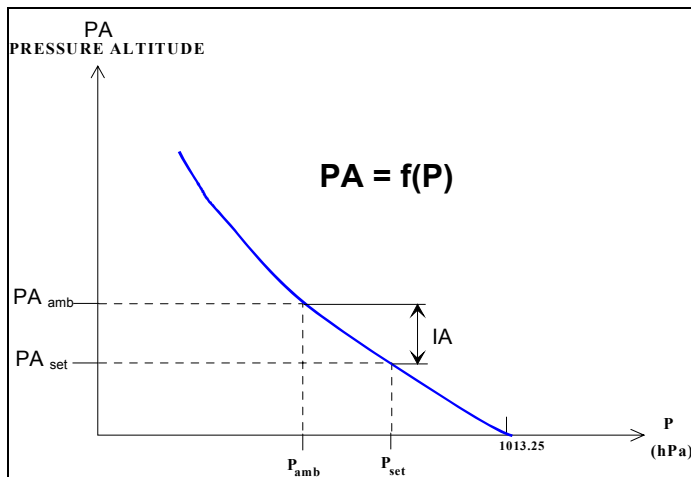


Рисунок А3: Установка барометрического давления

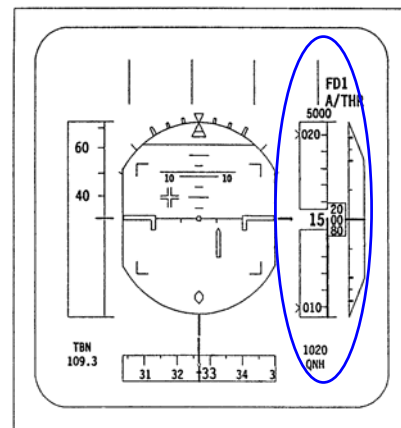


Рисунок А4: Функция высотомера на PFD

Принимая, что условия стандартны, «приборная высота» (IA) – это расстояние по вертикали между следующими двумя поверхностями давления (Рисунок А3):

- **Поверхность давления**, на которой измеряется **атмосферное давление** (фактическое местонахождение воздушного судна), и
- **Эталонная поверхность давления**, соответствующая давлению, устанавливаемому пилотом при помощи ручки **установки давления** на высотомере.

$$IA = f(P_{amb}) - f(P_{set})$$

$$IA = PA_{amb} - PA_{set}$$

2.2. Определения

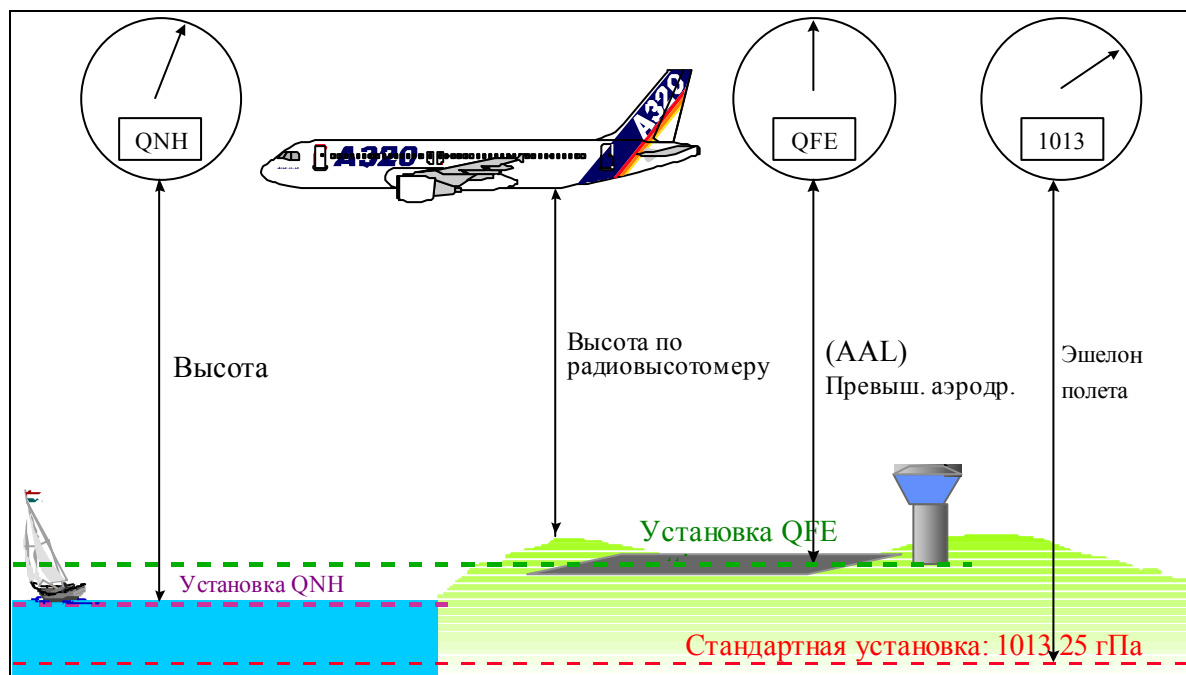


Рисунок A5: QNH и барометрическая высота

Установленное давление и приборная высота изменяются прямо пропорционально: Всякое увеличение установленного давления приводит к соответствующему увеличению приборной высоты (IA).

Задачей определения высоты является обеспечение надлежащего запаса высоты над земной поверхностью и между воздушными судами. С этой целью могут выбираться различные эксплуатационные значения давления при помощи ручки установки давления на шкале высотомера (Рисунок A5):

- **QFE** – давление в контрольной точке аэропорта. При установленном QFE высотомер показывает высоту относительно контрольной точки аэропорта (при стандартной температуре).

Примечание: Установка QFE на самолетах компании «Airbus» часто обеспечивается как опцион.

- **QNH** – это давление на среднем уровне моря. QNH вычисляется по давлению, измеренному в контрольной точке аэропорта и приведенному к среднему уровню моря с учетом закона стандартного давления. При установленном QNH высотомер показывает высоту относительно среднего уровня моря (при стандартной температуре). Следовательно, на уровне аэропорта в условиях MSA высотомер показывает топографическую высоту местности.

- **Стандартное давление** соответствует 1013 гПа. При установленном стандартном давлении высотомер показывает высоту

относительно изобарической поверхности с давлением 1013 гПа (при стандартной температуре). Цель заключается в том, чтобы обеспечить вертикальное эшелонирование между воздушными судами вне зависимости от местных колебаний давления на протяжении полета. После взлета и пересечения высоты перехода устанавливается стандартное давление.

- **Эшелон полета** соответствует приборной высоте в футах, деленной на 100, при условии, что установлено стандартное давление.
- **Высота перехода** – это приборная высота, выше которой экипажем должно быть установлено стандартное давление.
- **Эшелон перехода** – это первый располагаемый эшелон полета выше высоты перехода.

Изменения установленных значений QNH и стандартного давления происходят на высоте перехода в процессе набора высоты и на эшелоне перехода в процессе снижения (Рисунок А6).

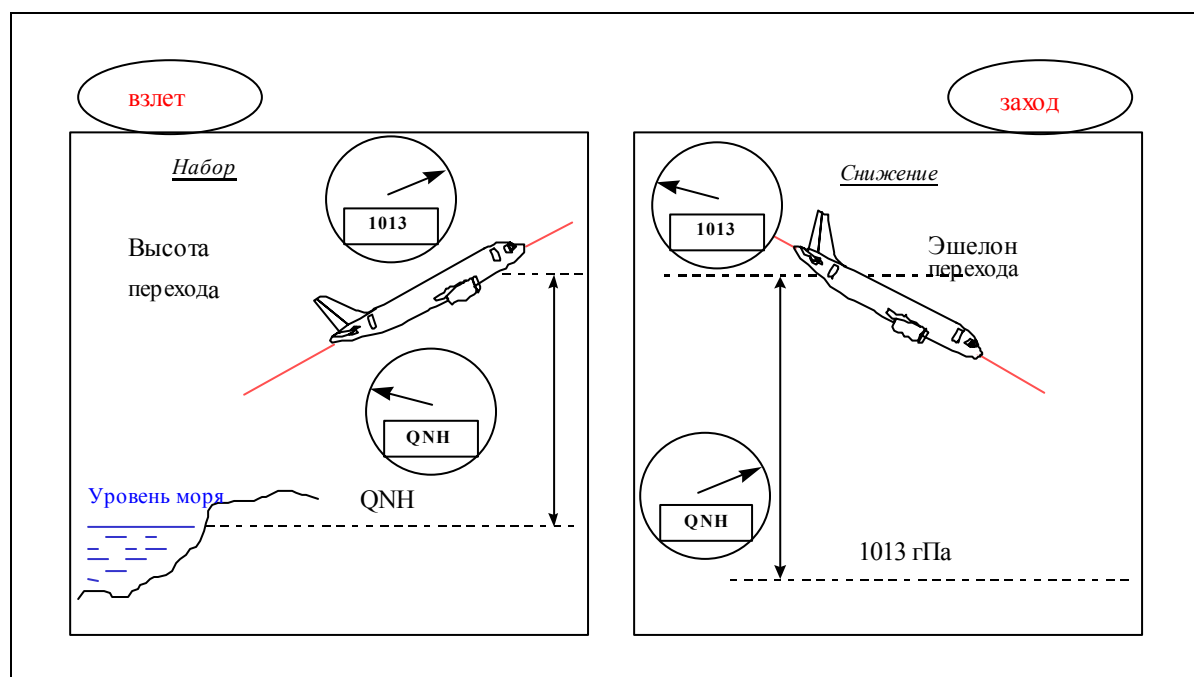


Рисунок А6: Высота перехода и эшелон перехода

Высота перехода обычно дается на картах-схемах стандартных маршрутов вылета по приборам (SID), тогда как эшелон перехода обычно сообщается органом управления воздушным движением (УВД).

2.3. Влияние установки высотомера и температуры

Истинная высота полета воздушного судна редко совпадает с приборной высотой, если высотомер установлен на 1013 гПа. Это в основном происходит в силу того факта, что давление на уровне моря обычно не соответствует 1013 гПа и/или что температура не соответствует ISA.

2.3.1. Корректировка установки высотомера

При наличии температурных условий ISA и при установленном на высотомере стандартном давлении истинную высоту полета воздушного судна можно получить из приборной высоты, если известно местное значение QNH.

$$\text{Истинная высота} = \text{Приборная высота} + 28 \times (\text{QNH}_{[\text{гПа}]} - 1013)$$

2.3.2. Корректировка температуры

При полете на данной приборной высоте **истинная высота возрастает с увеличением температуры** (Рисунок А7). Приблизительно взаимосвязь между истинной высотой и приборной высотой может быть представлена следующим образом:

$$TA = IA \frac{T}{T_{ISA}}$$

TA = Истинная высота

IA = Приборная высота

T = Фактическая температура (в кельвинах)

T_{ISA} = Стандартная температура (в кельвинах)

Пример приведен в **Добавлении 1** к данному руководству.

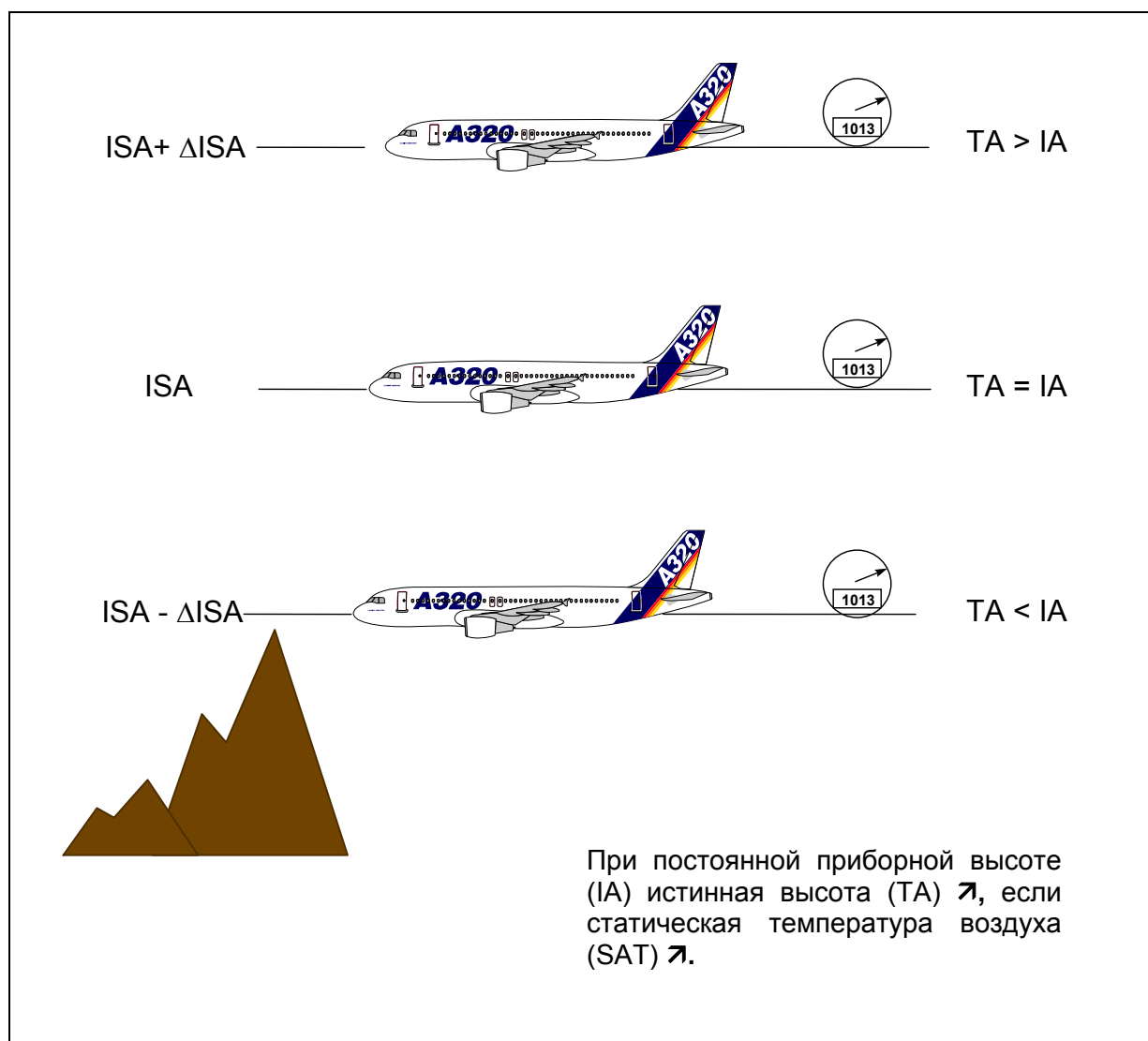


Рисунок А7: Влияние температуры на истинную высоту при постоянной приборной высоте

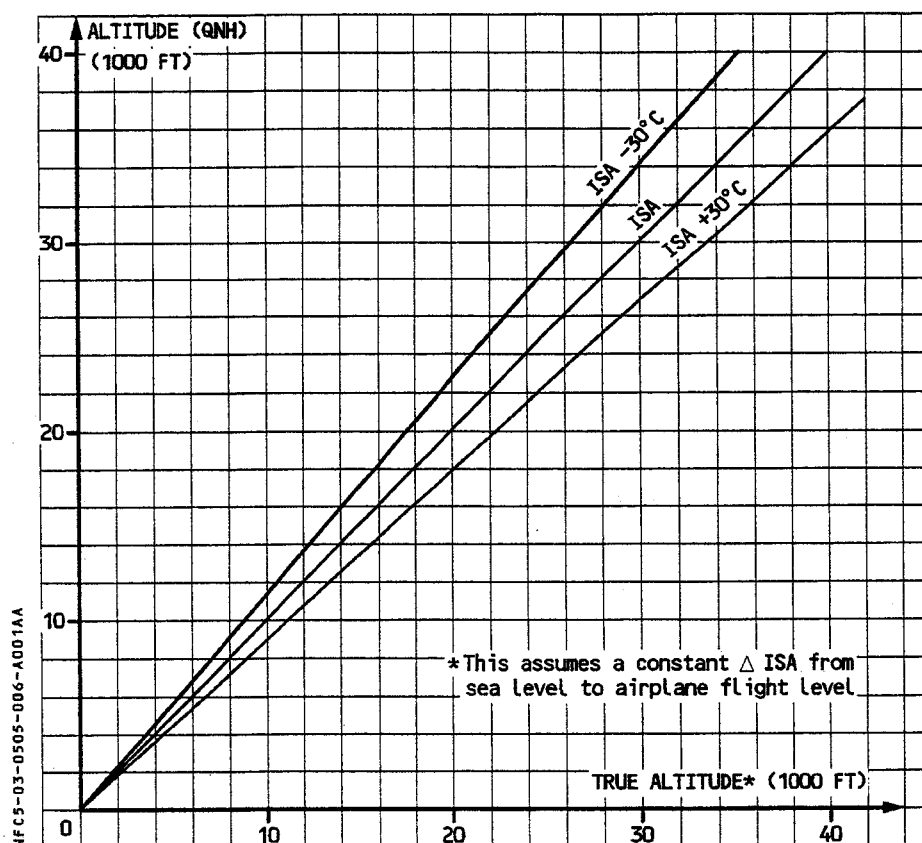
Вывод:

Чем выше температура, тем выше следует лететь.

Чем ниже температура, тем ниже следует лететь.

Температурная поправка приобретает важность при выполнении полета по маршруту вылета или прибытия в условиях очень низкой температуры. Для этой цели FCOM предлагает следующее (Таблица А3):

A319/320/321 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE OPERATING DATA	3.05.05	P 6
		SEQ 001	REV 24

ALTITUDE TEMPERATURE CORRECTION
FOR HIGH ALTITUDE USE

FOR LOW ALTITUDE USE

QNH ALTITUDE MINUS TERRAIN ELEVATION (FT)		ΔZ CORRECTION (FT)					
		500	1000	1500	2000	2500	3000
Δ ISA	- 10 °C	- 17	- 34	- 51	- 68	- 85	- 102
	- 20 °C	- 35	- 70	- 105	- 140	- 175	- 210
	- 30 °C	- 52	- 104	- 156	- 208	- 260	- 312
	- 40 °C	- 70	- 140	- 210	- 280	- 350	- 420

TRUE ALTITUDE = QNH ALTITUDE + ΔZ
 Note: A constant Δ ISA from ground to airplane level has been assumed.

Таблица АЗ: Коррекция истинной высоты в соотношении с температурой
 (Перевод надписей внутри таблицы – сверху вниз и слева направо: ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПАРАМЕТРЫ ХАРАКТЕРИСТИК В ПОЛЕТЕ; РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ДЛЯ ЛЕТНЫХ ЭКИПАЖЕЙ; КОРРЕКЦИЯ ВЫСОТЫ В СООТВЕТСТВИИ С ТЕМПЕРАТУРОЙ; ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НА БОЛЬШИХ ВЫСОТАХ; ВЫСОТА (QNH) (в тыс. фут); * Предполагается, что от уровня моря до эшелона полета ВС Δ МСА постоянна; ИСТИННАЯ ВЫСОТА (в тыс. фут); ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НА МАЛЫХ ВЫСОТАХ; ВЫСОТА QNH МИНУС ПРЕВЫШЕНИЕ МЕСТНОСТИ (в фут); КОРРЕКЦИЯ ΔZ ; Δ МСА; ИСТИННАЯ ВЫСОТА = ВЫСОТА QNH + ΔZ ; Примечание: Предполагается, что от земли до эшелона полета ВС Δ МСА постоянна.)

3. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ СКОРОСТИ

Типы скоростей, использующихся при эксплуатации воздушного судна, различны. Некоторые из них обеспечивают экипажу возможность выполнять полет, избегая области критических режимов, в то время как другие в основном используются в целях навигации и оптимизации функциональных характеристик. В силу этого в нижеследующих разделах предлагается рассмотреть различные типы скоростей, использующихся в авиации.

3.1. Индикаторная земная скорость (CAS)

Индикаторная земная скорость (CAS) соответствует разности между полным давлением (P_t) и статическим давлением (P_s). Эта разность называется динамическим давлением (q). Поскольку динамическое давление не может быть измерено непосредственно, оно замеряется при помощи двух приемников воздушного давления (Рисунок А8).

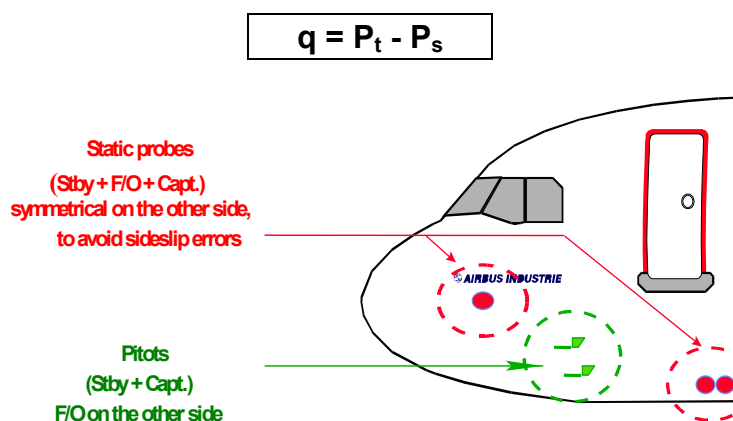


Рисунок А8: Трубки Пито и приемники статического давления

(Перевод надписей внутри рисунка – сверху вниз: Приемники статического давления (резервный пилот+ второй пилот+КВС), симметричное расположение с другого борта во избежание ошибок при боковом скольжении; Трубки Пито (резервный пилот+КВС) резервный пилот- с другого борта)

Для получения **полного давления** P_t набегающий воздушный поток задерживается в вынесенной вперед трубке, называемой трубкой Пито (Рисунок А9), которая замеряет скоростной напор. Это измерение напора учитывает окружающее давление (статический аспект) на данной высоте полета плюс перемещение воздушного судна (динамический аспект).

Статическое давление P_s измеряется при помощи нескольких симметричных приемников статического давления, расположенных под прямым углом к набегающему потоку воздуха. Такое измерение представляет давление окружающей среды на данной высоте полета (статический аспект).

$$CAS = f(P_t - P_s) = f(q)$$

Полет с постоянной CAS на участке набора высоты обеспечивает такое же аэродинамическое воздействие, как и на уровне моря, и, следовательно, позволяет устранить вариации скорости.

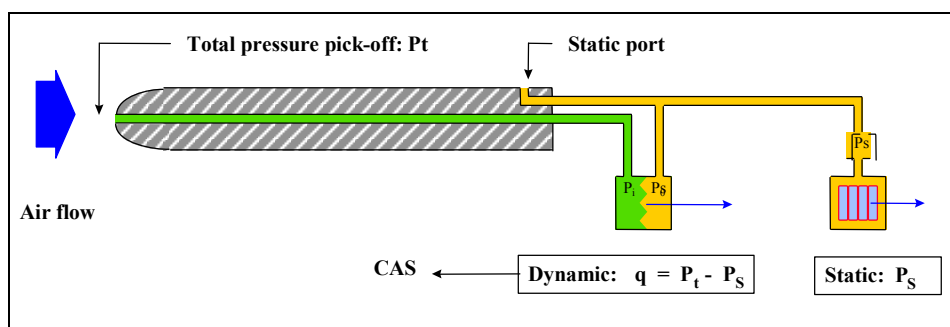


Рисунок А9: Техника определения CAS

(Перевод надписей внутри рисунка – слева направо и сверху вниз: Отбор полного давления P_t ; Отверстие для отбора статического давления; Поток воздуха; Динамическое давление; Статическое давление:.)

3.2. Приборная воздушная скорость (IAS)

Приборная воздушная скорость (IAS) – это скорость, отображающаяся на указателе скорости. Независимо от условий полета, если измерения скорости точны, то в идеале IAS должна быть равна CAS. Тем не менее, в зависимости от угла атаки воздушного судна, конфигурации закрылков, близости земной поверхности (наличия или отсутствия эффекта земли), направления ветра и иных параметров, способных оказать влияние, могут иметь место ошибки измерения, в основном касающиеся статического давления. Это приводит к небольшому различию между значениями CAS и IAS. Это различие именуется инструментальной поправкой или антенной ошибкой (K_i).

$$IAS = CAS + K_i$$

3.3. Истинная воздушная скорость (TAS)

В процессе полета воздушное судно перемещается в воздушной массе, которая сама находится в движении относительно земли. Истинная воздушная скорость (TAS) представляет собой скорость воздушного судна в движущейся системе отсчета, связанной с этой воздушной массой, или, проще говоря, скорость воздушного судна в воздушном потоке. Она может быть получена из CAS, используя значение плотности воздуха (ρ) с поправкой на сжимаемость (K).

$$TAS = \sqrt{(\rho_0/\rho)} \cdot K \cdot CAS$$

3.4. Путевая скорость (GS)

Путевая скорость (GS) представляет собой скорость воздушного судна в фиксированной земной системе отсчета. Она равняется TAS с поправкой на составляющую ветра (Рисунок А10).

$$\text{Путевая скорость} = \text{Истинная воздушная скорость} + \text{Составляющая ветра}$$

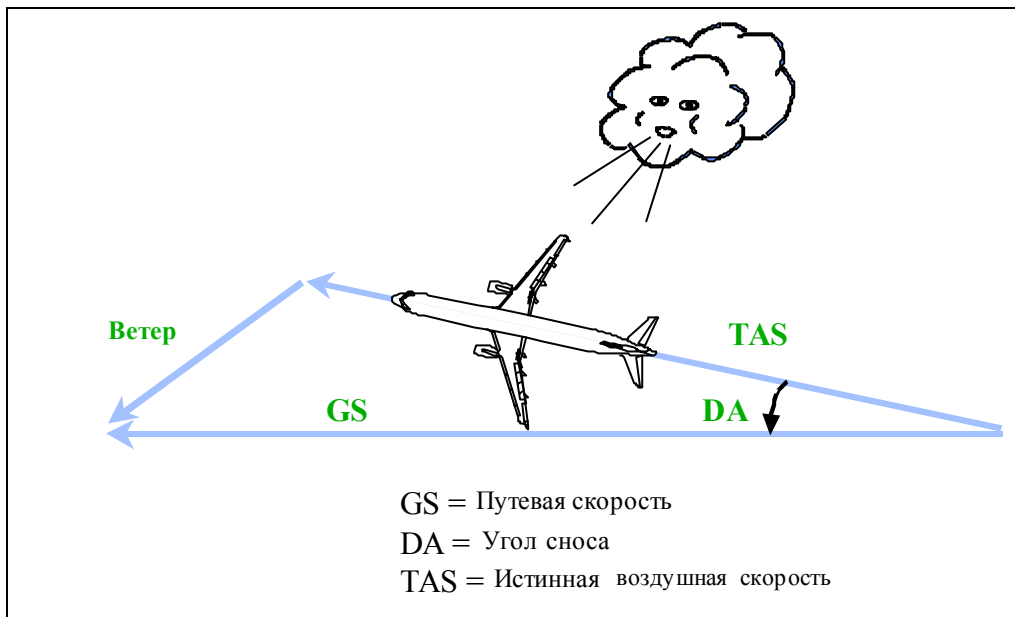


Рисунок А10: Путевая скорость и угол сноса

3.5. Число Маха

Число Маха выражает соотношение между TAS и скоростью звука.

$$M = \frac{TAS}{a}$$

Где TAS = Истинная воздушная скорость
 a = Скорость звука на высоте полета

Скорость звука в узлах равна:

$$a(kt) = 39 \sqrt{SAT(K)}$$

Где SAT = Статическая температура воздуха (окружающая температура) в кельвинах

Скорость звука зависит только от температуры. Следовательно, число Маха может быть выражено следующим образом:

$$M = \frac{TAS(kt)}{39 \sqrt{273 + SAT(^{\circ}C)}}$$

При полете с данным числом Маха в тропосфере: С увеличением барометрической высоты уменьшается SAT и соответственно истинная воздушная скорость (TAS). Или:

выше $\Rightarrow$ меньше

P_t и P_s , измеряемые соответственно трубкой Пито и приемниками статического воздушного давления, также используются при определении числа Маха. Следовательно,

$$M = f\left(\frac{P_t - P_s}{P_s}\right) = f\left(\frac{q}{P_s}\right)$$

Затем из числа Маха получается TAS для отображения на индикаторах современных воздушных судов:

$$TAS(Kt) = 39M \sqrt{273 + SAT(^{\circ}C)}$$

3.6. Изменения истинной скорости (TAS)

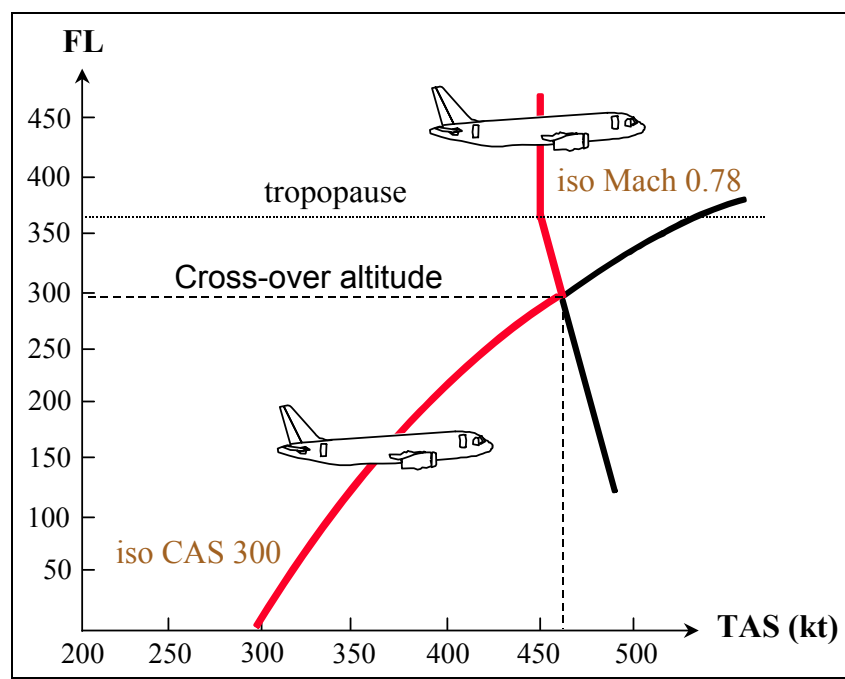


Рисунок А11: Вариации истинной воздушной скорости – профиль набора высоты на скорости 300 узлов / M0.78

Вышеприведенный график (Рисунок) показывает вариации TAS как функцию барометрической высоты для профиля набора высоты с постоянной CAS (300 узлов) и постоянным числом Маха (M0.78).

Высота, на которой данная CAS равна данному числу Маха называется **высотой схождения (cross-over altitude)**.

4. АЭРОДИНАМИКА

Для полета с постоянной скоростью в горизонтальной плоскости лобовое сопротивление должно уравниваться тягой двигателя.

Как правило, если тяга превышает лобовое сопротивление, воздушное судно может использовать этот избыток тяги для ускорения и/или набора высоты. С другой стороны, если тяги недостаточно для компенсации лобового сопротивления, воздушное судно вынуждено замедлять скорость и/или снижаться.

На воздушное судно в полете действуют четыре силы: тяга, лобовое сопротивление, подъемная сила и вес. Если воздушное судно находится в устойчивом горизонтальном полете, достигается следующее равновесие (Рисунок А12):

- Тяга (Т) при устойчивом горизонтальном полете равна лобовому сопротивлению ($D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D$),
- Вес (mg) равен подъемной силе ($L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L$).

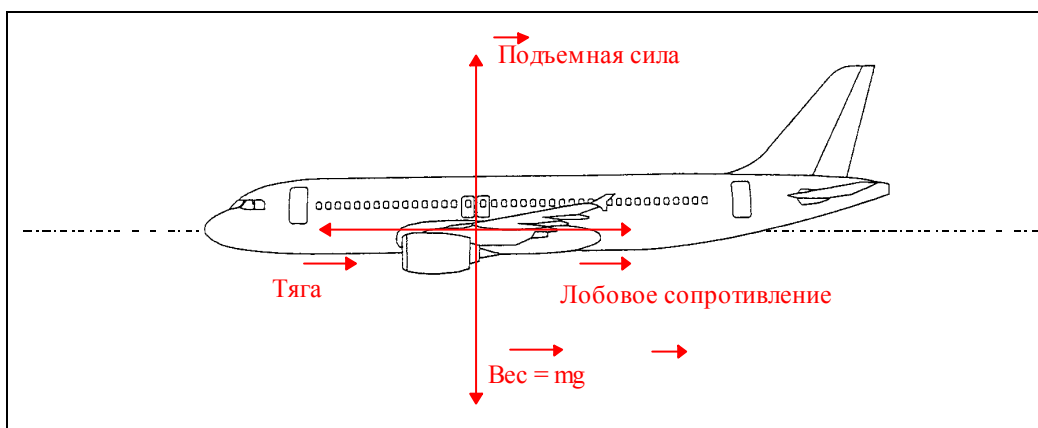


Рисунок А12: Равновесие сил в устойчивом горизонтальном полете

4.1.1.1. Стандартное уравнение подъемной силы

$$\text{Вес} = mg = \frac{1}{2} \rho S (TAS)^2 C_L \quad (1)$$

Где m = Масса воздушного судна
 g = Ускорение силы тяжести
 ρ = Плотность воздуха
 S = Площадь крыла
 C_L = Коэффициент подъемной силы

Коэффициент подъемной силы, C_L , является функцией угла атаки (α), числа Маха (М) и конфигурации воздушного судна.

4.1.1.2. Стандартное уравнение лобового сопротивления

$$\text{Тяга} = \frac{1}{2} \rho S (TAS)^2 C_D \quad (2)$$

Где C_D = Коэффициент лобового сопротивления

Коэффициент лобового сопротивления, C_D , является функцией угла атаки (α), числа Маха (M) и конфигурации воздушного судна.

4.1.1.3. Прочие формулы

- **Как функция числа Маха:**

Уравнения подъемной силы и лобового сопротивления могут выражаться через число Маха (M). В итоге уравнения выглядят так:

$$\text{Вес} = 0.7 P_s S M^2 C_L \quad (3)$$

$$\text{Тяга} = 0.7 P_s S M^2 C_D \quad (4)$$

Где P_s = Статическое давление

- **Как функция P_0 :**

Перепад давления δ включен в уравнения подъемной силы и лобового сопротивления:

$$\delta = \frac{P_s}{P_0} \quad (5)$$

Где P_0 = Давление на уровне моря
 P_s = Давление на эшелоне полета

Таким образом, нижеследующие уравнения не зависят от барометрической высоты:

$$\frac{\text{Weight}}{\delta} = 0.7 P_0 S M^2 C_L \quad (6)$$

$$\frac{\text{Thrust}}{\delta} = 0.7 P_0 S M^2 C_D \quad (7)$$

В. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС

1. ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

В процессе полета конструкция воздушного судна подвергается воздействию сил, генерируемых такими источниками, как двигатель (двигатели), аэродинамические нагрузки и силы инерции. В штилевых условиях при маневрировании воздушного судна или в условиях турбулентности в полете возникают факторы нагрузки (**n**), усиливающие перегрузки воздушного судна. Это приводит к необходимости установления таких понятий, как **максимальный вес** и **максимальная скорость**.

1.1. Ограничения по перегрузкам

JAR 25.301 Подраздел C
JAR 25.303 Подраздел C
JAR 25.305 Подраздел C
JAR 25.307 Подраздел C
JAR 25.321 Подраздел C
JAR 25.1531 Подраздел G

FAR 25.301 Подраздел C
FAR 25.303 Подраздел C
FAR 25.305 Подраздел C
FAR 25.307 Подраздел C
FAR 25.321 Подраздел C
FAR 25.1531 Подраздел G

“JAR/FAR 25.301 Перегрузка

(а) Требования прочности устанавливаются применительно к предельным перегрузкам (максимальным перегрузкам, ожидаемым при использовании в работе) и результирующим перегрузкам (предельным перегрузкам, умножаемым на предписанные коэффициенты безопасности). Если не оговорено иное, предписанные перегрузки являются предельными перегрузками.”

“JAR/FAR 25.321 Перегрузка в полете

(а) **Перегрузка в полете представляет собой отношение составляющей аэродинамической силы (действующей перпендикулярно к предполагаемой продольной оси самолета) к весу самолета. При положительной перегрузке аэродинамическая сила действует в направлении вертикально вверх относительно самолета.**”

$$n_z = \frac{\text{Lift}}{\text{Weight}}$$

За исключением случаев, когда подъемная сила равна весу и $n_z=1$ (как в прямолинейном горизонтальном полете), **кажущийся вес воздушного судна отличается от его реального веса (mg):**

$$\text{Кажущийся вес} = n_z \cdot m \cdot g = \text{Подъемная сила}$$

В одних случаях перегрузка больше единицы (на вираже, при турбулентности). В других случаях она может быть менее единицы (при «болтанке»). Конструкция воздушного судна должна выдерживать такие перегрузки в пределах, оговоренных правилами. Соответственно,

определяются границы перегрузок с тем, чтобы воздушное судно могло эксплуатироваться в этих границах без риска остаточных деформаций конструкции. Результирующие перегрузки, приводящие к разрушению, обычно превышают пределы перегрузки в полтора раза.

“JAR/FAR 25.1531 Перегрузки при маневрировании в полете

Должны устанавливаться ограничения по перегрузкам, не превышающие максимальных коэффициентов положительной эксплуатационной перегрузки, определяемых в соответствии со схемой маневрирования в разделе 25.333 (b).”

Для всех типов самолетов фирмы Airbus предельные значения перегрузок при ускорениях в процессе маневрирования устанавливаются следующим образом:

Конфигурация с убранными шасси и закрылками... $-1g \leq n \leq 2.5g$ С выпущенными предкрылками..... $0g \leq n \leq +2g$

1.2. Максимальные скорости

JAR 25.1501 Подраздел G

FAR 25.1501 Подраздел G

“JAR/FAR 25.1501 Общие положения

(а) Должны быть установлены все эксплуатационные ограничения, указанные в разделах с 25.1503 по 25.1533, а также другие ограничения с информацией, необходимой для безопасной эксплуатации.”

JAR 25.1503 Подраздел G

FAR 25.1503 Подраздел G

JAR 25.1505 Подраздел G

FAR 25.1505 Подраздел G

JAR 25.1507 Подраздел G

FAR 25.1507 Подраздел G

JAR 25.1511 Подраздел G

FAR 25.1511 Подраздел G

JAR 25.1515 Подраздел G

FAR 25.1515 Подраздел G

JAR 25.1517 Подраздел G

FAR 25.1517 Подраздел G

“JAR/FAR 25.1503 Ограничения по скорости. Общие положения

В случае, когда ограничения по скорости являются функцией веса, балансировки, высоты или числа Маха, должны устанавливаться ограничения, соответствующие всякой критической комбинации этих факторов.”

МАКСИМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦ. СКОРОСТЬ	ОПРЕДЕЛЕНИЯ	ПРИМЕРЫ ВЕЛИЧИН СКОРОСТИ ДЛЯ САМОЛЕТОВ А320-200
Максимальная эксплуатационная скорость V_{MO}/M_{MO}	JAR / FAR 25.1505 Подчасть G V_{MO} или M_{MO} – скорости, которые нельзя преднамеренно превышать ни в каком режиме полета (набора высоты, крейсерском или снижении).	$V_{MO} = 350$ узл. (IAS) $M_{MO} = M0.82$
Скорости полета с выпущенными закрылками V_{FE}	JAR / FAR 25.1511 Подчасть G V_{FE} должна устанавливаться так, чтобы она не превышала расчетной скорости полета с выпущенными закрылками.	CONF1 230 узл. CONF1+F 215 узл. CONF2 200 узл. CONF3 185 узл. CONFULL 177 узл.
Скорости полета при работе с шасси V_{LO} / V_{LE}	JAR / FAR 25.1515 Подчасть G <u>V_{LO}: Скорость полета при работе с шасси</u> Нельзя допускать, чтобы V_{LO} превышала скорость полета, обеспечивающую безопасность как при выпуске, так и при уборке шасси. Если скорость при выпуске не равна скорости при уборке, эти две скорости должны соответственно обозначаться $V_{LO(EXT)}$ и $V_{LO(RET)}$. JAR / FAR 25.1515 Подчасть G <u>V_{LE}: Скорость полета с выпущенным шасси.</u> Нельзя допускать, чтобы V_{LE} превышала скорость полета, обеспечивающую безопасность при полностью выпущенных и вставших на замки стойках шасси.	$V_{LO RET}$ (при работе с шасси: уборка) 220 узл. (IAS) $V_{LO EXT}$ (при работе с шасси: выпуск) 250 узл. (IAS) V_{LE} (с выпущенным шасси) 280 узл. / M 0.67

1.3. Минимальные скорости

1.3.1. Минимальная эволютивная скорость разбега: V_{MCG}

JAR 25.149 Подчасть B

FAR 25.149 Подчасть B

“JAR/FAR 25.149 Минимальная эволютивная скорость

(е) V_{MCG} , минимальная эволютивная скорость разбега – это индикаторная земная скорость при разбегае для взлета, на которой в случае внезапного отказа критически важного для продолжения полета двигателя возможно управление самолетом с использованием одних только основных аэродинамических рулей (на прибегая к управлению носовым колесом),

обеспечивающее безопасное продолжение взлета при нормальном пилотировании.

При определении V_{MCG} , принимая, что траектория движения самолета на разбеге со всеми работающими двигателями совпадает с осевой линией ВПП, не допускается, чтобы его траектория от точки, в которой произошел отказ такого двигателя, до точки, в которой было восстановлено параллельное осевой линии направление, отклонилась от осевой линии в боковом отношении более чем на 30 футов в любом месте”.

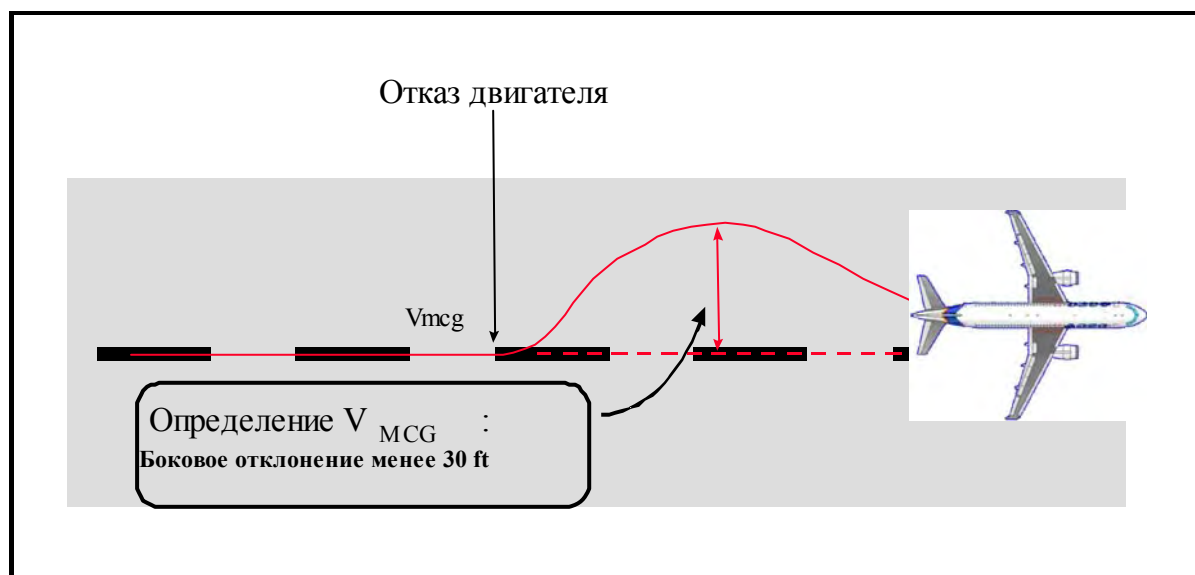


Рисунок В1: V_{MCG}

“ V_{MCG} должна устанавливаться, при:

- Любой взлетной конфигурации самолета или, по выбору пилота, наиболее критической взлетной конфигурации;
- Максимальной располагаемой взлетной мощности или тяге работающих двигателей;
- Наименее благоприятном положении центра тяжести;
- Взлетном положении триммера самолета; и
- Наименее благоприятном весе из диапазона взлетных значений веса.”

1.3.2. Минимальная эволютивная скорость взлета: V_{MCA}

JAR 25.149 Подчасть В

FAR 25.149 Подчасть В

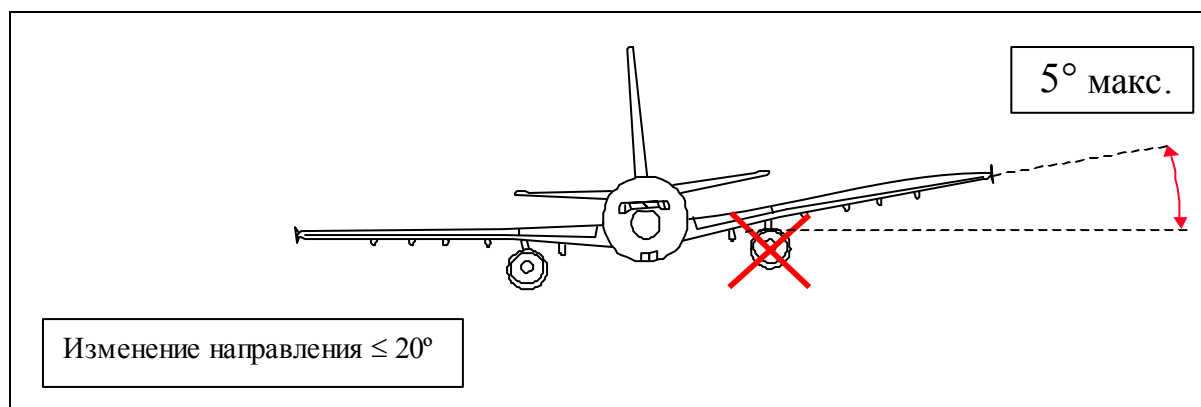
“JAR/FAR 25.149 Минимальная эволютивная скорость

(b) $V_{MC[A]}$ — это индикаторная земная скорость, на которой, в случае внезапного отказа критически важного для продолжения полета двигателя сохраняется возможность управления самолетом при неработающем двигателе и выполнения прямолинейного полета с углом крена не более 5 градусов.

(c) Нельзя допускать, чтобы $V_{MC[A]}$ превышала $1.2 V_S$ при

- Максимальной располагаемой взлетной мощности или тяге двигателей;
- Наименее благоприятном положении центра тяжести;
- Взлетном положении триммера самолета;
- Максимальном взлетном весе, приведенном к уровню моря
- Наиболее критической взлетной конфигурации самолета на всей траектории полета после отрыва, исключая участок с убраннным шасси; и
- Незначительном эффекте земли после отрыва самолета.

(d) Вывод самолета в нормальное положение не должен приводить к попаданию в какое-либо опасное пространственное положение или требовать применения нештатных приемов пилотирования, особого внимания или силы, чтобы не допустить изменения направления более чем на 20 градусов.”

Рисунок B2: V_{MCA}

1.3.3. Минимальная эволютивная скорость при заходе и посадке: V_{MCL}

JAR 25.149 Подчасть B

FAR 25.149 Подчасть B

“JAR/FAR 25.149 Минимальная эволютивная скорость

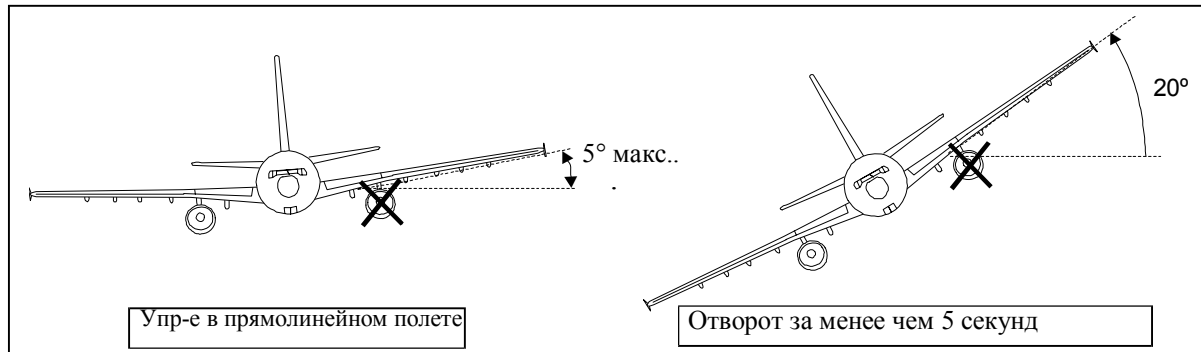
(f) V_{MCL} , - минимальная эволютивная скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями – это индикаторная земная скорость, на которой при внезапном отказе критически важного для продолжения полета двигателя сохраняется возможность управления самолетом с неработающим двигателем и выполнения прямолинейного полета с углом крена не более 5°. V_{MCL} должна устанавливаться при:

- Наиболее критической конфигурации самолета (или, по выбору пилота, любой конфигурации) для захода на посадку и посадки со всеми работающими двигателями;
- Наименее благоприятном положении центра тяжести;
- Триммере самолета, установленном для захода на посадку со всеми работающими двигателями;
- Наименее благоприятном весе или, по выбору пилота, функции веса;
- Режиме тяги работающих двигателей, установленном для ухода на второй круг.

(g) Для самолетов с тремя или более двигателями, V_{MCL-2} , минимальная эволютивная скорость захода на посадку с одним неработающим критическим двигателем – это индикаторная земная скорость, на которой при внезапном отказе второго критически важного для продолжения двигателя сохраняется возможность управления самолетом с двумя неработающими двигателями и выполнения прямолинейного полета с углом крена не более 5 градусов. V_{MCL-2} должна устанавливаться при [тех же условиях, что и V_{MCL} , за исключением того, что]:

- Самолет триммирован для захода на посадку с одним неработающим критическим двигателем;
- Установлен режим тяги работающего двигателя (двигателей), необходимой для выдерживания угла наклона глиссады захода на посадку 3 градуса с одним неработающим критически важным двигателем;
- Тяга работающего двигателя (двигателей) резко меняется сразу же после отказа второго критически важного двигателя с [прежней] тяги до:
 - режима минимальной тяги [и затем до]
 - режима тяги для ухода на второй круг

(h) При скоростях V_{MCL} и V_{MCL-2} , ... запас рулей по крену должен быть достаточным, чтобы отвернуть самолет от изначального состояния устойчивого прямолинейного полета путем создания угла крена 20 градусов на направление, необходимое для начала разворота в сторону от неработающего двигателя (двигателей) в течение не более 5 секунд”.

Рисунок В3: V_{MCL} and V_{MCL-2}

1.3.4. Минимальная скорость отрыва: V_{MU}

JAR 25.107 Подчасть В

FAR 25.107 Подчасть В

“JAR/FAR 25.107 Взлетные скорости

(d) V_{MU} – это индикаторная земная скорость, на которой или выше которой самолет может безопасно оторваться от земли и продолжать взлет...”

В процессе демонстрационного испытательного полета, в режиме малой скорости (80-100 узлов) пилот отклоняет ручку управления на себя до предела аэродинамической эффективности рулевых поверхностей. Воздушное судно медленно поднимает нос до угла атаки, при котором достигается максимальный коэффициент подъемной силы, или, **в отношении геометрически**

ограниченных ВС, пока хвост не коснется ВПП (хвост защищен бобышкой). Далее угол тангажа сохраняется вплоть до отрыва (Рисунок В4).

В ходе летных испытаний должны определяться и подтверждаться две минимальные скорости отрыва:

- со всеми работающими двигателями: $V_{MU(N)}$
- с одним неработающим двигателем: $V_{MU(N-1)}$

В случае с одним неработающим двигателем $V_{MU(N-1)}$ должна обеспечивать безопасную боковую управляемость для предотвращения касания земли двигателем.

Таким образом :

$$V_{MU(N)} \leq V_{MU(N-1)}$$

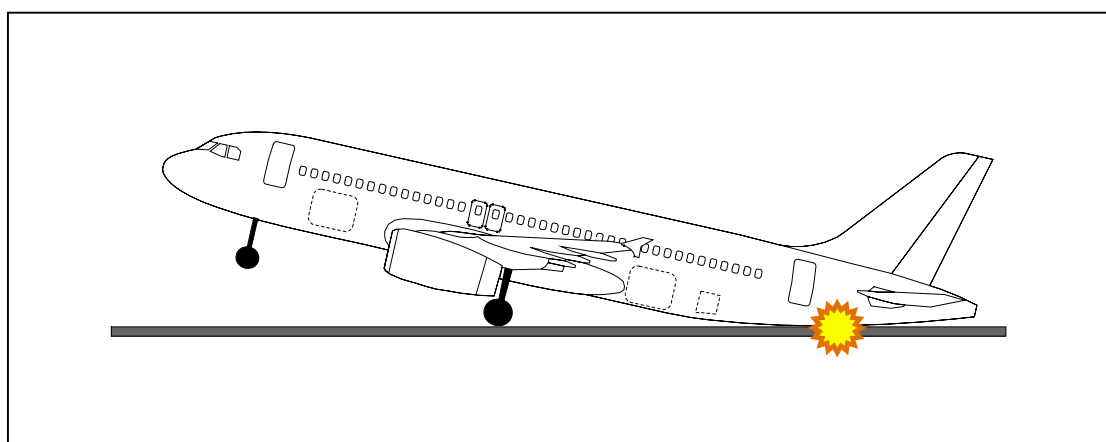


Рисунок В4: Демонстрация V_{MU} (геометрически ограниченное ВС)

1.3.5. Скорость сваливания

Скорость воздушного потока над крылом возрастает с увеличением угла атаки, а давление воздуха уменьшается, и поэтому увеличивается коэффициент подъемной силы.

Угол атаки $\nearrow \Rightarrow$ Скорость воздуха над крылом $\nearrow \Rightarrow$

{ Давление $\searrow$

{ Коэфф. подъемной силы $\nearrow$

Таким образом, коэффициент подъемной силы возрастает пропорционально углу атаки. При полете на постоянном уровне такое увеличение коэффициента подъемной силы подразумевает уменьшение потребной скорости. Действительно, подъемная сила (ПС) должна уравновешивать вес воздушного судна, который можно считать постоянным в данное время.

Угол атаки $\nearrow \Rightarrow C_L \nearrow$

Вес = $\frac{1}{2} \rho S (TAS)^2 C_L$ = постоянный

ρ = постоянна
 S = постоянна
 $Lift$ = постоянна

$C_L \nearrow \Rightarrow TAS \searrow$

Скорость не может быть меньше минимальной величины. Выше определенного значения угла атаки воздушный поток начинает отрываться от аэродинамической поверхности (Рисунок В5).

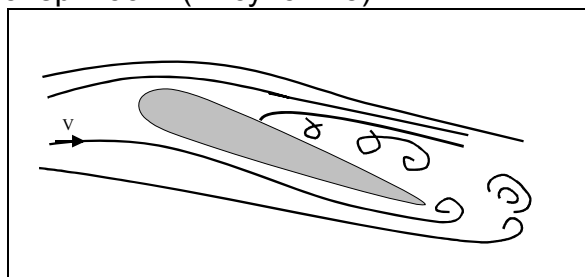


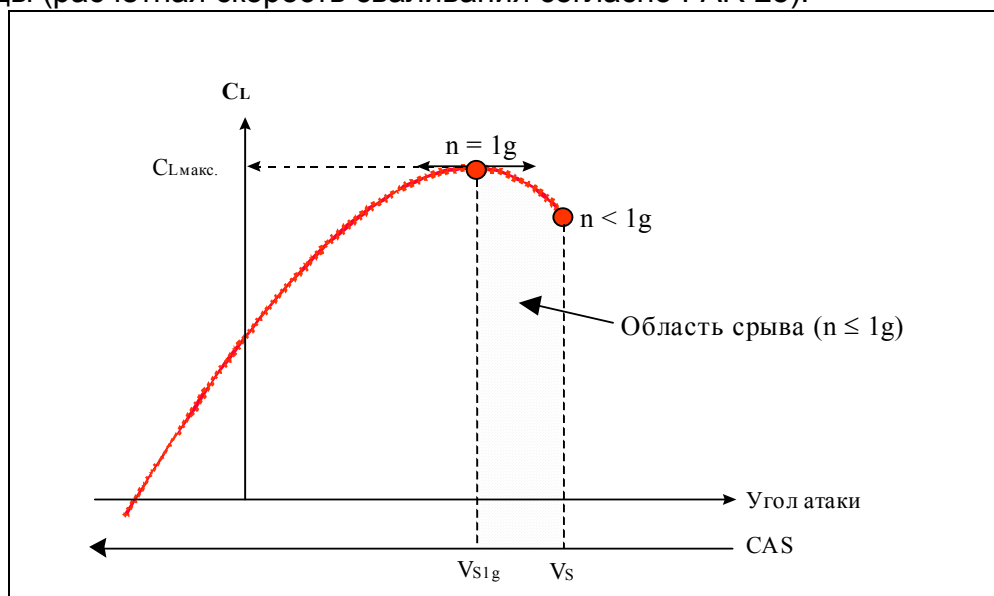
Рисунок В5: Срыв воздушного потока

Как показано на рисунке В6, коэффициент подъемной силы возрастает до максимального значения (C_{Lmax}), и резко уменьшается при дальнейшем увеличении угла атаки свыше определенной величины.

Такое явление называется **сваливанием**, и здесь важно отметить две скорости:

- Скорость V_{S1g} , соответствующая максимальному коэффициенту подъемной силы (т.е. непосредственно перед падением подъемной силы). В этот момент перегрузка все еще равна единице (расчетная скорость сваливания согласно JAR 25).

- Скорость V_S , соответствующая обычному сваливанию (т.е. в момент внезапного падения подъемной силы). В этот момент перегрузка всегда меньше единицы (расчетная скорость сваливания согласно FAR 25).

Рисунок В6: C_L как функция угла атаки

JAR 25.103 Подчасть В

“JAR 25.103 Скорость сваливания

(а) Расчетная скорость сваливания V_{SR} – это индикаторная земная скорость, определяемая пилотом. V_{SR} не может быть меньше, чем скорость сваливания при перегрузке $1g$. V_{SR} выражается формулой:

$$V_{SR} \geq \frac{V_{CLMAX}}{\sqrt{n_{zw}}}$$

Где:

V_{CLMAX} = [скорость максимального коэффициента ПС, т.е. V_{S1g}]

n_{zw} = Перегрузка, перпендикулярная траектории полета при V_{CLMAX}

Поправкой 15 к JAR 25 (октябрь 2000 г.) введено понятие **расчетной скорости сваливания V_{SR} , равной V_{S1g}** . В более ранней версии JAR 25, давалась прямая взаимосвязь между V_S и V_{S1g} с целью обеспечения единообразия между моделями ВС, сертифицированными по V_S , и моделями, сертифицированными по V_{S1g} .

Согласно JAR, взаимосвязь между V_S и V_{S1g} выглядит следующим образом:

$$V_S = 0.94 \times V_{S1g}$$

В качестве примера (см. главу «Взлет»):

- Для моделей ВС, сертифицированных по V_S (A300/A310), $V_{2мин} = 1.2 V_S$
- Для моделей ВС, сертифицированных по V_{S1g} (ВС с электрической системой управления полетом), $V_{2мин} = 1.13 V_{S1g}$

ВНИМАНИЕ: В эксплуатационной документации компании Airbus, равно как и в настоящем документе, под V_{SR} понимается V_{S1g} .

FAR 25.103 Подчасть В

“FAR 25.103 Скорость сваливания

(а) V_S - это скорость сваливания или минимальная скорость установившегося полета, в узлах, на которой самолет является управляемым при нулевой тяге при скорости сваливания или [...] при неработающих двигателях”.

FAR 25 не содержит ссылок на требование относительно скорости сваливания при перегрузке 1g. Тем не менее, воздушные суда производства компании «Airbus» с электрической системой управления полетом сертифицированы FAA, как и JAA, при V_{S1g} в качестве расчетной скорости сваливания.

2. МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЕС КОНСТРУКЦИИ ВОЗДУШНОГО СУДНА

JAR 25.25 Подчасть В

JAR 25.473 Подчасть С

JAR-OPS 1.607 Подчасть J

FAR 25.25 Подчасть В

FAR 25.473 Подчасть С

AC 120-27C

2.1. Определения веса воздушного судна

- **Установленный изготовителем вес пустого ВС (MEW):** Вес конструкции, силовой установки, внутреннего оборудования, систем и единиц оборудования, считающихся неотъемлемой частью воздушного судна. Это «сухой» вес, включающий только те жидкие компоненты, которые содержатся в закрытых системах (например, гидросмесь).
- **Эксплуатационный вес пустого ВС (OEW):** Установленный изготовителем вес пустого ВС плюс компоненты эксплуатанта, т.е. летный экипаж и бортпроводники с их багажом, неиспользуемое

топливо, двигательное масло, аварийное оборудование, туалетные химикаты и жидкости, кухонное оборудование, элементы организации бортипитания, кресла, документация и т.д.

- **Сухой эксплуатационный вес (DOW):** Полный вес воздушного судна, готового к конкретному типу полета, исключая все подлежащее использованию топливо и нагрузку в полете. Эксплуатационный вес пустого ВС плюс элементы, специфичные для данного типа полета, т.е. бортипитание, газеты, буфетное оборудование и т.д.
- **Вес ВС без топлива (ZFW):** Вес, получаемый при сложении полной полетной нагрузки (полезной нагрузки, включая грузы, пассажиров и их багаж) и сухого эксплуатационного веса.
- **Посадочный вес ВС (LW):** Вес при посадке в аэропорту назначения. Он равен весу без топлива плюс резервное топливо.
- **Взлетный вес ВС (TOW):** Вес при взлете в аэропорту вылета. Он равен посадочному весу в пункте назначения плюс топливо для полета (необходимый для полета запас топлива) или весу без топлива плюс взлетное топливо (необходимый запас топлива в момент отпускания тормозов при взлете, включая резервный запас).

$$TOW = DOW + \text{traffic load} + \text{fuel reserves} + \text{trip fuel}$$

$$LW = DOW + \text{traffic load} + \text{fuel reserves}$$

$$ZFW = DOW + \text{traffic load}$$

На рисунке В7 показаны различные весовые параметры воздушного судна, определенные правилами:

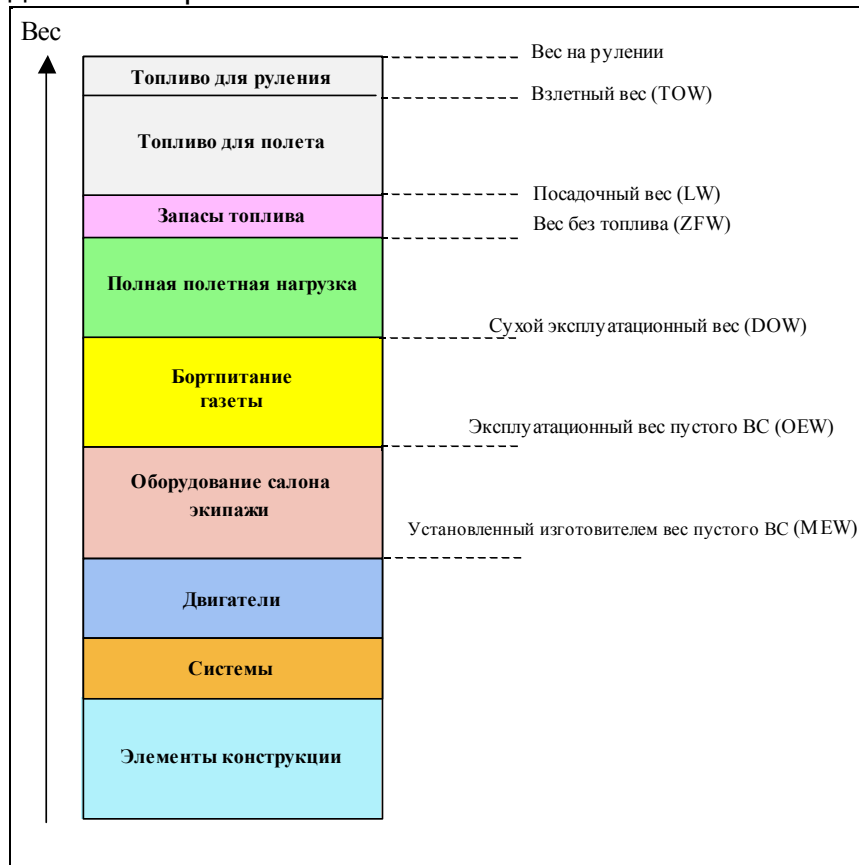


Рисунок В7: Весовые параметры воздушного судна

2.2. Максимальный взлетный вес конструкции (MTOW)

Взлетный вес (TOW) никогда не должен превышать максимальный взлетный вес конструкции (MTOW), определяемый в соответствии с критериями прочности конструкции в полете, критериями прочности шасси и конструкции при посадочном ударе с вертикальной скоростью **-1.83 м/с** (-360 фут/мин).

2.3. Максимальный посадочный вес конструкции (MLW)

Посадочный вес (LW) ограничен условиями, в которых принимается, что посадочный удар имеет место при вертикальной скорости, равной **-3.05 м/с** (-600 фут/мин). Предельной величиной является максимальный посадочный вес конструкции (MLW). Посадочный вес должен быть в рамках соотношения:

$$\begin{aligned} \text{Факт. } LW &= TOW - \text{топливо для полета} \leq MLW \\ \text{или} \\ \text{факт. } TOW &\leq MLW + \text{топливо для полета} \end{aligned}$$

2.4. Максимальный вес конструкции без топлива (MZFW)

Моменты изгиба, действующие в основании крыла, максимальны, когда количество топлива в крыльевых баках минимально (см. рисунок В8). В ходе полета количество топлива, размещаемого в крыле, m_{WF} , уменьшается. Вследствие этого необходимо ограничивать вес при отсутствии топлива в баках. Эта предельная величина называется максимальным весом конструкции без топлива (MZFW).

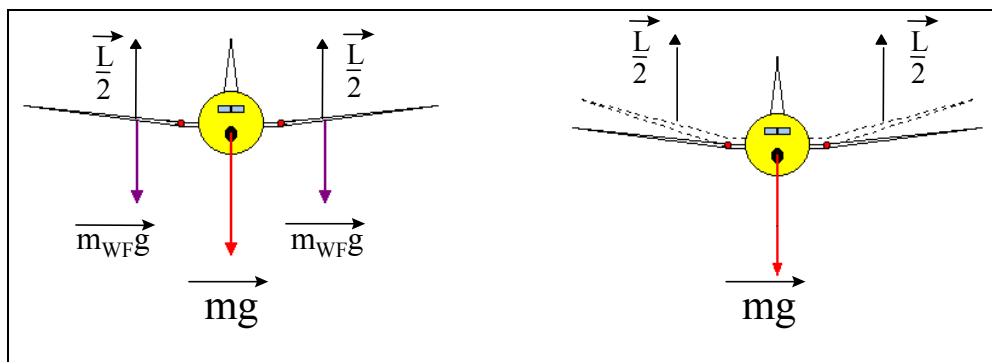


Рисунок В8: Снижение изгиба крыла за счет веса топлива

Следовательно, ограничение определяется так:

$$\text{Факт. ZFW} \leq \text{MZFW}$$

Количество топлива на взлете определяется суммой топлива для полета и запасом топлива. Соответственно:

$$\text{Факт. } TOW \leq \text{MZFW} + \text{топливо для взлета}$$

2.5. Максимальный вес конструкции на рулении (MTW)

Максимальный вес на рулении (MTW) ограничивается напряжением на амортизаторы и потенциальными изгибами стоек шасси во время разворотов на земле.

Тем не менее, обычно MTW не является ограничивающим фактором и определяется из MTOW, как это показано ниже:

MTW – топливо для руления > MTOW

3. МИНИМАЛЬНЫЙ ВЕС КОНСТРУКЦИИ ВОЗДУШНОГО СУДНА

JAR 25.25 Подчасть В

FAR 25.25 Подчасть В

Минимальным весом является наименьший вес, выбираемый эксплуатантом, при котором соблюдаются все условия приложения структурной нагрузки и каждому применимому полетному требованию из Части 25 JAR/FAR Part 25.

Обычно нагрузки от воздушных порывов и турбулентности считаются одним из критериев, определяющих минимальный вес конструкции.

4. ВЛИЯНИЕ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ

JAR 25.1527 Subpart G

FAR 25.1527 Subpart G

“JAR/FAR 25.1527

Следует устанавливать крайние значения окружающей температуры воздуха и высоты полета, при которых разрешается производить полет, обусловленные летными характеристиками, особенностями конструкции, силовых установок, функциональными характеристиками или характеристиками оборудования.”

Результатом такого определения явился так называемый диапазон влияния окружающей среды, в котором фигурируют предельные значения барометрической высоты и температуры. В пределах этого диапазона установлены летно-технические характеристики воздушного судна и обеспечивается соответствие бортовых систем требованиям сертификации.

На нижеследующем рисунке (B9) показан пример диапазона влияния окружающей среды для самолета A320, опубликованного в Руководстве по эксплуатации для летных экипажей (FCOM).

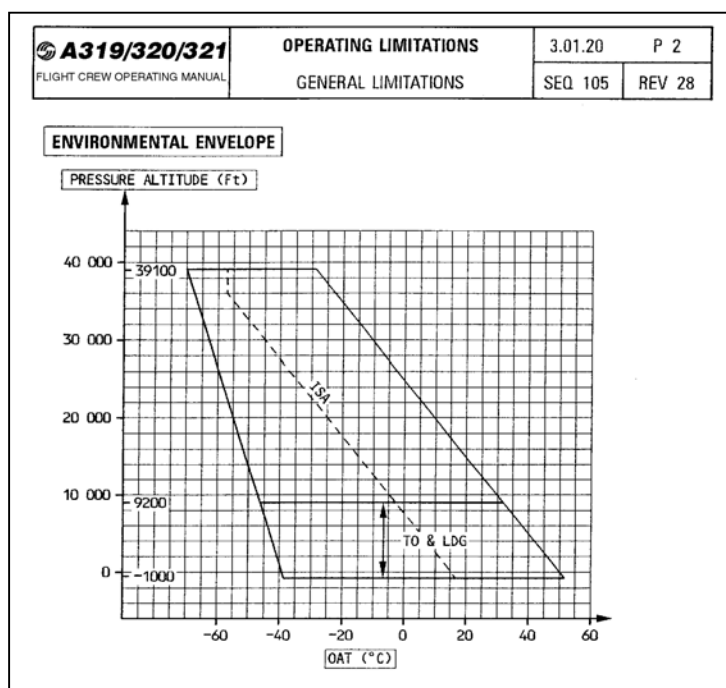


Рисунок В9: Влияние окружающей среды на А320

5. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЕЙ

5.1. Установка тяги и ограничения по температуре выхлопных газов (EGT)

JAR 25.1521 Подчасть G

FAR 25.1521 Подчасть G

Главной причиной ограничений по эксплуатации двигателей является предельная температура выхлопных газов (EGT) (Рисунок В10).

A320 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	OPERATING LIMITATIONS		3.01.40	P 7
	SYSTEMS		REV 17	SEQ 020

POWER PLANT
1 – THRUST SETTING / EGT LIMITS :

OPERATING CONDITION	TIME LIMIT	EGT LIMIT	NOTE
TO and GA	5 mn	890° C	
	10 mn		Only in case of engine failure
MCT	Unlimited	855° C	
CL	Unlimited	855° C	
STARTING		725° C	

Рисунок В10: Ограничения по эксплуатации двигателей

- **Взлетная тяга (TOGA)** представляет собой максимальную располагаемую тягу для взлета. Она сертифицирована для использования в течение максимального времени **10 минут** в случае **отказа двигателя** на взлете или **5 минут со всеми работающими двигателями**.

- Тяга **для ухода на второй круг (TOGA)** – это максимальная располагаемая тяга для ухода на второй круг. Пределы времени ее использования те же, что и для взлета.

- **крейсерская, номинальная тяга (МСТ)** – это максимальная тяга, которая может использоваться в полете неограниченно по времени. Этот режим должен устанавливаться в случае отказа двигателя, когда режим TOGA недопустим в силу ограничения по времени.

- Тяга **для набора высоты (CL)** представляет собой максимальную располагаемую тягу на участке набора высоты до эшелона крейсерского полета. Следует отметить, что максимальная тяга для набора высоты больше, чем максимальная располагаемая тяга на участке крейсерского полета.

5.2. Ограничение тяги при взлете

На рисунке В11 показано влияние барометрической высоты и температуры наружного воздуха на максимальную взлетную тягу данного типа двигателя.

На данной барометрической высоте температура не оказывает воздействия на взлетную тягу двигателя при значениях ниже так называемой **расчетной температуры (T_{ref})** или **температуры номинального режима тяги**. Выше такой исходной температуры тяга двигателя ограничена по температуре выхлопных газов (EGT). Как следствие этого, располагаемая тяга уменьшается с повышением температуры.

С другой стороны, при данной температуре всякое увеличение барометрической высоты приводит к уменьшению располагаемой взлетной тяги.

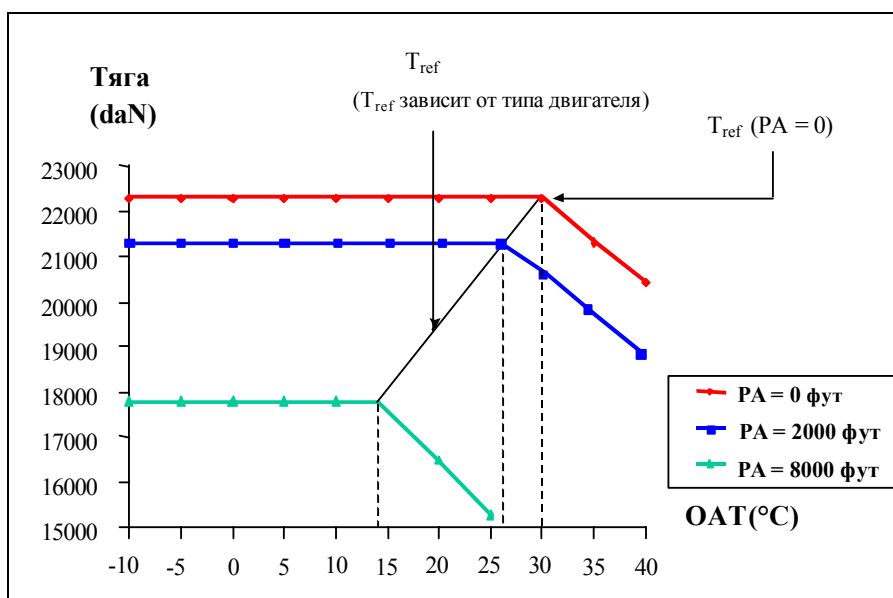


Рисунок В11: Зависимость тяги TOGA от OAT и PA для данного типа двигателя

С. ВЗЛЕТ

1. ВВЕДЕНИЕ

При выполнении взлета следует постоянно учитывать возможность отказа двигателя и экипаж должен быть готов к своевременным действиям в случае такого отказа.

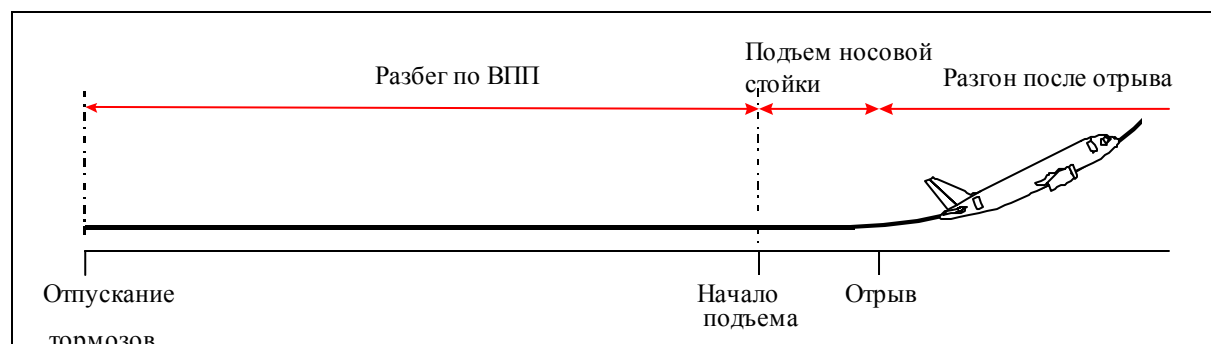


Рисунок С1: Профиль взлета

На участке взлета пилот должен создать условия, при которых скорость и угол атаки достаточны для уравнивания подъемной силы и силы тяжести воздушного судна.

В конце участка разгона по ВПП пилот отклоняет штурвал на себя, чтобы начать **подъем носовой стойки**. На этом участке сохраняется ускорение и увеличивается угол атаки, чтобы добиться увеличения подъемной силы. Реакция земли постепенно уменьшается вплоть до момента **отрыва**.

Как уже упоминалось, при определении характеристик должна учитываться **возможность отказа двигателя** на участке разбега. Для воздушных судов, сертифицированных в соответствии с FAR/JAR, должен учитываться отказ **наиболее критически важного для продолжения полета двигателя**.

JAR 1.1

FAR 1.1

“JAR/FAR 1.1: Под «критически важным для продолжения полета двигателем» понимается двигатель, отказ которого наихудшим образом повлиял бы на летные характеристики или управляемость воздушного судна”, т.е. один из внешних двигателей воздушного судна с четырьмя двигателями.

2. СКОРОСТИ ПРИ ВЗЛЕТЕ

2.1. Эксплуатационные скорости при взлете

2.1.1. Скорость при отказе двигателя: V_{EF}

JAR 25.107 Подчасть B

FAR 25.107 Подчасть B

“JAR/FAR 25.107

(а)(1) V_{EF} – индикаторная земная скорость, на которой предположительно происходит отказ критически важного двигателя. V_{EF} должна устанавливаться эксплуатантом, но не может быть ниже чем V_{MCG} .”

2.1.2. Скорость принятия решения: V_1

JAR 25.107 Подчасть B

FAR 25.107 Подчасть B

V_1 - максимальная скорость, на которой экипаж может принять решение о прекращении взлета, будучи уверен, что сможет остановить воздушное судно в пределах ВПП.

“JAR/FAR 25.107

(а)(2) V_1 в выражении индикаторной земной скорости устанавливается эксплуатантом; однако V_1 не может быть меньше, чем V_{EF} плюс скорость, достигнутая при неработающем критически важном двигателе в течение отрезка времени между временем отказа этого двигателя и моментом, когда пилот убедился в отказе двигателя и отреагировал на него, о чем свидетельствует принятие пилотом первых мер (например, применение тормозов, уменьшение тяги, включение аэродинамических тормозов) для остановки самолета в ходе испытаний по прерыванию взлета.”

V_1 может устанавливаться эксплуатантом, имея ввиду, что отказ двигателя произошел на скорости V_{EF} . Учитываемое время между отказом критически важного двигателя на скорости V_{EF} и осознанием этого пилотом на скорости V_1 составляет 1 секунду. Таким образом:

$$V_{MCG} \leq V_{EF} \leq V_1$$

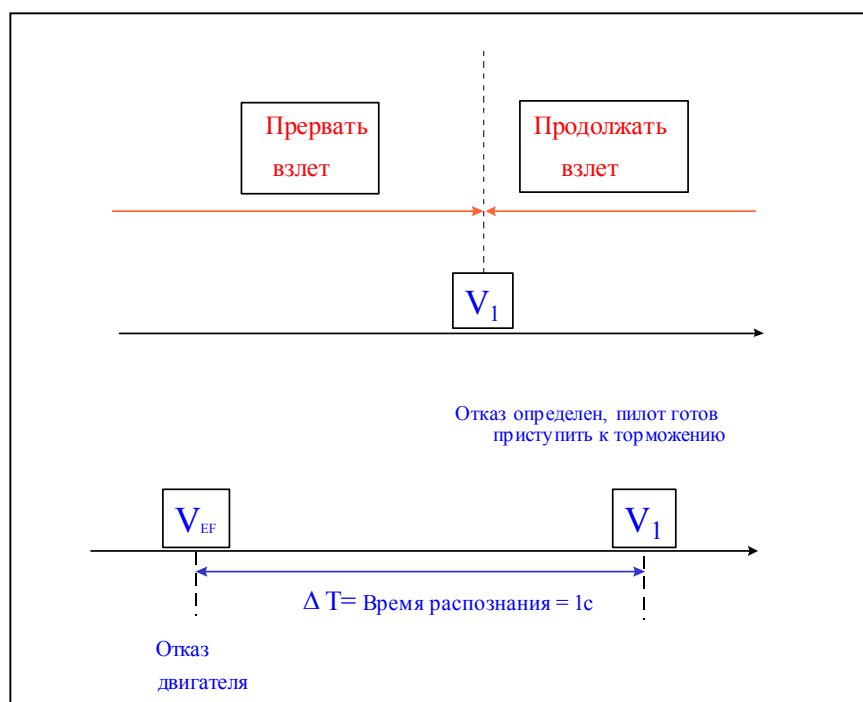


Рисунок С2: Скорость принятия решения

Эта скорость вводится экипажем в многоцелевой блок управления и индикации (MCDU) в ходе подготовки к полету, и отображается как «1» на первичном индикаторе хода полета (PFD) в ходе разбега при взлете (См. рисунок С3).

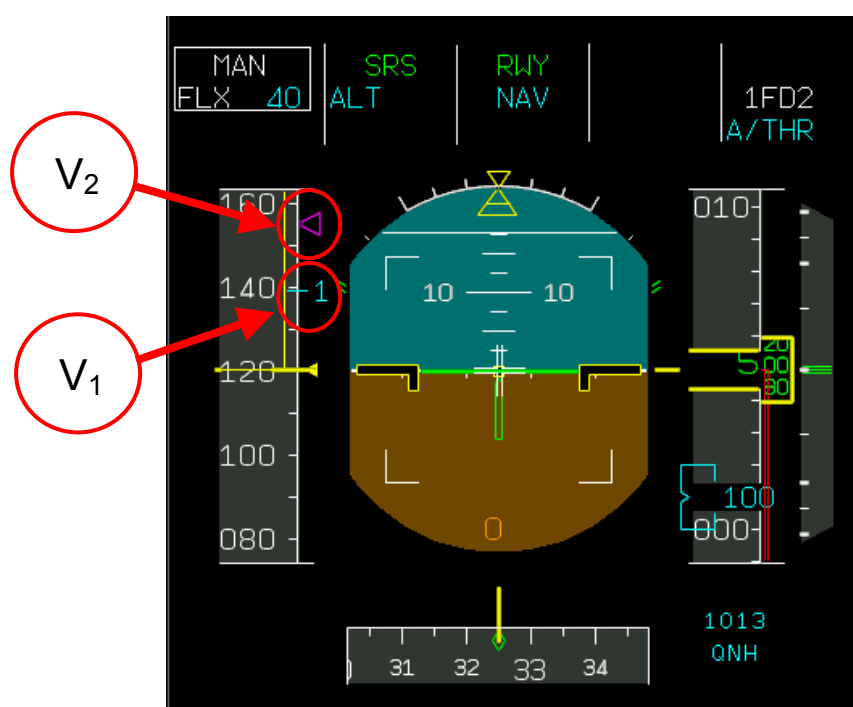


Рисунок С3: Информация, отображаемая на PFD

2.1.3. Скорость подъема носовой стойки: V_R

JAR 25.107 Подчасть B

FAR 25.107 Подчасть B

V_R – скорость, на которой пилот начинает подъем носовой стойки шасси с соответствующим темпом примерно 3° в секунду.

“JAR/FAR 25.107

(е) V_R в выражении индикаторной земной скорости, [...] не может быть меньше чем:

- V_1 ,
- $105\% V_{MCA}$
- Скорость, позволяющая достичь V_2 до того, как будет набрана высота 35 футов над поверхностью взлета, или
- Скорость, которая при поднятии носовой стойки самолета с максимальным темпом приведет к достижению [удовлетворительной] V_{LOF} ”

V_R вводится экипажем в MCDU в ходе подготовки к полету.

$$V_R \geq 1.05 V_{MCA}$$

2.1.4. Скорость отрыва: V_{LOF}

JAR 25.107 Подчасть B

FAR 25.107 Подчасть B
FAR AC 25-7A

“JAR/FAR 25.107

(f) V_{LOF} – индикаторная земная скорость, на которой самолет оказывается в воздухе.”

Следовательно, это скорость, при которой подъемная сила становится больше веса.

“JAR/FAR 25.107

(е) [...] V_{LOF} не [должна] [быть] менее чем $110\% V_{MU}$ при всех работающих двигателях и не менее чем $105\% V_{MU}$, определяемой тяговооруженностью, соответствующей условию с одним неработающим двигателем.”

Правилами предусмотрен особый случай, касающийся воздушных судов, ограниченных геометрически или имеющих ограничения по эффективности руля высоты при больших углах атаки.

Воздушное судно считается геометрически ограниченным, если при максимальном угле атаки (хвостовая часть воздушного судна касается земли, в то время как основное шасси все еще находится на земле) не достигается максимальный коэффициент подъемной силы. В этих условиях граничные значения могут быть снижены следующим образом:

“JAR 25.107 (действительно только для JAR)

(е) [...] в особом случае, когда отрыв ограничен геометрией самолета или эффективностью руля высоты, вышеуказанные граничные значения могут быть снижены до 108% в условиях со всеми работающими двигателями и до 104% в условиях с одним неработающим двигателем.”

“AC 25-7A (действительно только для FAR)

Для геометрически ограниченных самолетов предписываемые § 25.107(e) 110% V_{MU} могут быть уменьшены до приемлемой с эксплуатационной точки зрения величины 108%, если для геометрически ограниченного самолета обеспечивается эквивалентная летная годность.”

ВС «Airbus», как и большинство гражданских самолетов, являются геометрически ограниченными. В отношении таких воздушных судов правила сертификации, трактуемые JAR и FAR, различны, как это видно из Таблицы C1:

	JAR	FAR
Геометрическое ограничение	$V_{LOF} \geq 1.04 V_{MU (N-1)}$ $V_{LOF} \geq 1.08 V_{MU (N)}$	$V_{LOF} \geq 1.05 V_{MU (N-1)}$ $V_{LOF} \geq 1.08 V_{MU (N)}$
Аэродинамическое ограничение	$V_{LOF} \geq 1.05 V_{MU (N-1)}$ $V_{LOF} \geq 1.10 V_{MU (N)}$	

Таблица C1: Ограничение скорости V_{LOF}

2.1.5. Скорость набора высоты после взлета: V_2

JAR 25.107 Подчасть B

FAR 25.107 Подчасть B

V_2 – минимальная скорость набора высоты, которая должна быть на высоте 35 футов над поверхностью ВПП в случае отказа двигателя.

“JAR/FAR 25.107

(b) V_{2min} , в значении индикаторной земной скорости не может быть меньше чем:

- $1,13 V_{SR}^1$ (JAR) или $1,2 V_S$ (FAR) для самолетов с газотурбинными силовыми установками [...]
- $1,10 \cdot V_{MCA}$

(c) V_2 в выражении индикаторной земной скорости должна устанавливаться эксплуатантом с целью обеспечения, как минимум, градиента набора высоты, предписываемого JAR 25.121(b), но не может быть меньше чем:

- V_{2min} ; и
- V_R плюс приращение скорости, располагаемое до достижения высоты 35 футов над поверхностью взлета.”

Эта скорость должна вводиться экипажем в ходе подготовки к полету, и она указывается красным треугольником на шкале скоростей (см. Рисунок C3).

$$V_2 \geq 1,1 V_{MCA}$$

$$V_2 \geq 1,13 V_{s1g} \text{ (BC фирмы «Airbus» с электрической системой управления)}$$

$$V_2 \geq 1,2 V_S \text{ (Прочие типы BC фирмы «Airbus»)}$$

¹ V_{SR} представляет собой скорость сваливания при перегрузке 1g - V_{s1g} (см. главу “Ограничения по эксплуатации воздушных судов”).

² Воздушные суда производства «Airbus», имеющие электрическую систему управления, утверждены FAA для специальных условий при характеристической скорости сваливания с перегрузкой 1g.

2.2. Ограничения скорости при взлете

2.2.1. Максимальная скорость, на которой кинетическая энергия ВС гасится тормозной системой: V_{MBE}

Если взлет прерван, тормоза должны абсорбировать и охладить нагрев, соответствующий кинетической энергии воздушного судна в точке принятия решения ($1/2 \cdot TOW \cdot V_1^2$).

JAR 25.109 Подчасть B

FAR 25.109 Подчасть B

“JAR/FAR 25.109

(h) При летных испытаниях с целью демонстрации дистанции прерванного взлета при максимальной кинетической энергии торможения не должно допускаться использование более чем 10% допустимого диапазона износа тормозов на каждом из колес самолета.”

Тормоза обладают максимальной абсорбционной способностью, известной как максимальная энергия торможения. В целях сертификации эта абсорбционная способность должна осуществляться тормозами, имеющими определенную степень износа (только для ВС, сертифицированных после поправки 42). В итоге скорость, на которой возможна полная остановка ВС при данном взлетном весе, ограничена максимальным значением (V_{MBE}). Таким образом, для данного взлетного веса:

$$V_1 \leq V_{MBE}$$

2.2.2. Максимальная скорость использования пневматика: V_{TIRE}

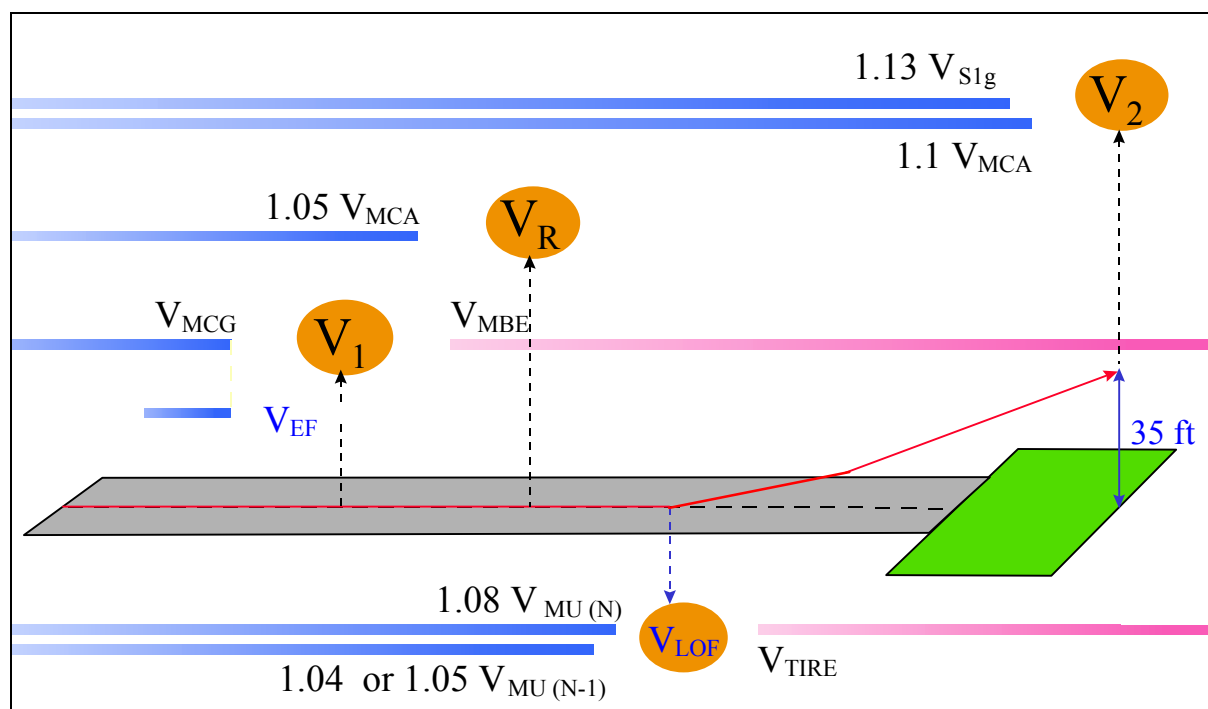
Фирма-изготовитель пневматиков устанавливает максимальную скорость, развиваемую на земле, чтобы не допустить возрастания центробежных сил и увеличения нагрева, способных повредить конструкцию. Из этого следует, что:

$$V_{LOF} \leq V_{TIRE}$$

Почти для всех моделей воздушных судов, производимых «Airbus», V_{TIRE} составляет 195 узлов (скорость движения по земле).

2.3. Сводная диаграмма скоростей

Нижеследующий рисунок иллюстрирует взаимосвязь и регулирующие рамки, установленные между сертифицированными скоростями (V_{S1G} , V_{MCG} , V_{MCA} , V_{MU} , V_{MBE} , V_{TIRE}) и эксплуатационными скоростями при выполнении взлета (V_1 , V_R , V_{LOF} , V_2).

Рисунок С4: Сводная диаграмма взлетных скоростей и ограничений, касающихся V_1 , V_R , V_{LOF} и V_2

3. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВПП

3.1. Взлетные дистанции

3.1.1. Эксплуатационные стандарты и правила

Различные типы ВС «Airbus» прошли сертификацию в разное время и соответствуют различным сертификационным правилам. Существенное изменение имело место, когда FAA опубликовала поправку к Части 25 FAR, известную как «Поправка 25-42». Этой поправкой, вступившей в силу 1 марта 1978 г., внесены изменения в стандартные взлетные характеристики, придавшие им более ограничительный характер.

В итоге в **Поправку 25-42** включено требование о том, чтобы дистанция прерванного взлета включала **две секунды продолженного ускорения** после достижения скорости V_1 , прежде чем пилот предпримет какие-либо действия по остановке самолета. Она также ввела понятие **дистанции прерванного взлета со всеми работающими двигателями**. Это изменение привело к увеличению дистанций прерванного взлета для самолетов, по которым заявка на сертификат типа была подана после вступления в силу поправки 25-42. **A320** стал первым самолетом, сертифицированным по этому правилу. Он же был и последним.

Хотя сертификация типа самолетов производилась в разное время, что сделало возможным использование различных поправок, продолжалось производство обеих групп самолетов, которые конкурировали на рынке продаж и обслуживания общих маршрутов. Самолеты, сертифицированные по типу в соответствии со стандартами, введенными поправкой 25-42, оказались в проигрыше в отношении полезной нагрузки, несмотря на то, что с точки зрения безопасности взлетные характеристики ВС могли быть лучше, чем у

конкурирующего ВС, от которого не требовалось соответствия последним стандартам.

Такое несоответствие стандартов летной годности привело к созданию ситуации в международной торговле, повлиявшей на конкурентоспособность более поздних модификаций самолета А320. На совещании, проходившем в июне 1990 года, FAA и JAA пришли к соглашению о совместном пересмотре текущих стандартов взлетных характеристик с целью устранения выявленных несоответствий, не снижая уровня безопасности. В марте 1992 года JAA распространило извещение о предлагаемой поправке (NPA) 25B,D,G-244: «Дистанции прерванного взлета и связанные с ними вопросы летных характеристик», вслед за которым в июле 1993 года вышло уведомление FAA о предлагаемом введении правила (NPRM) 93-8. Изменения в правилах, предложенные в NPA и NPRM, были по существу аналогичными и известны как «пост- поправка 42».

В итоге в NPA 244 и NPRM 93-08 (**пост-поправка 42**) предлагались следующие изменения правил:

- 1 – Заменить две секунды продолженного ускорения после достижения V_1 граничной дистанцией, равной **двум секундам на скорости V_1**
- 2 – Ввести требование о том, чтобы при определении потребной для взлета длины ВПП учитывалось **состояние поверхности ВПП (сухая или влажная)**.
- 3 – Ввести требование о том, чтобы способность тормозной системы останавливать движение самолета после посадки и при прерванном взлете обеспечивалась **тормозами с износом, соответствующим предельному межремонтному сроку**.

После взаимных консультаций с отраслевыми специалистами в октябре 2000 года NPA 244 была включена в JAR 25 (поправка 15), в то время как NPRM 93-08 в феврале 1998 года была включена в FAR 25 (поправка 25-92). Определения, содержащиеся в последующих разделах, относятся к последним стандартам летной годности (т.е. пост-поправки 42).

Напомним, что сертификационный статус моделей самолетов «Airbus» выглядит следующим образом:

- **Пост-поправка 42:** **A300, A300-600, A310**
- **Поправка 25-42:** **A320¹**
- **Пост-поправка 42:** **A318, A319, A320¹, A321, A330, A340**

3.1.2. Взлетная дистанция (TOD)

JAR 25.113 Подчасть B Для данных эксплуатационных условий (температура, барометрическая высота, вес и т.д.): а) Взлетная дистанция при сухой ВПП представляет собой большее из следующих значений:	FAR 25.113 Подчасть B (температура, барометрическая высота, вес и т.д.): а) Взлетная дистанция при сухой ВПП представляет собой большее из следующих значений:
---	---

- **TOD_{N-1 dry}** = Дистанция, покрываемая от момента отпуска тормозов до точки, в которой ВС достигает высоты 35 футов над

¹ Некоторые самолеты А320 сертифицированы в соответствии с поправкой 25-42, другие – по пост- поправке 42.

взлетной поверхностью, считая, что отказ критически важного двигателя произошел на V_{EF} и определен на V_1 ,

- **1,15 $TOD_{N\ dry}$** = 115% дистанции от момента отпускаания тормозов до точки, в которой ВС достигает высоты 35 футов над взлетной поверхностью при всех работающих двигателях.

TOD_{dry} = максимальная величина $\{TOD_{N-1\ dry}, 1.15\ TOD_{N\ dry}\}$

b) Взлетная дистанция на **влажной** ВПП представляет собой **большее** из следующих значений:

- **TOD_{dry}** = Взлетная дистанция на сухой ВПП (см. выше),
- **$TOD_{N-1\ wet}$** = Дистанция от момента отпускаания тормозов до точки, в которой ВС достигает высоты 15 футов над взлетной поверхностью, с обеспечением достижения скорости V_2 до того, как ВС достигнет высоты 35 футов над взлетной поверхностью, считая, что отказ критически важного двигателя произошел на V_{EF} и определен на V_1 .

TOD_{wet} = максимальная величина $\{TOD_{dry}, TOD_{N-1\ wet}\}$

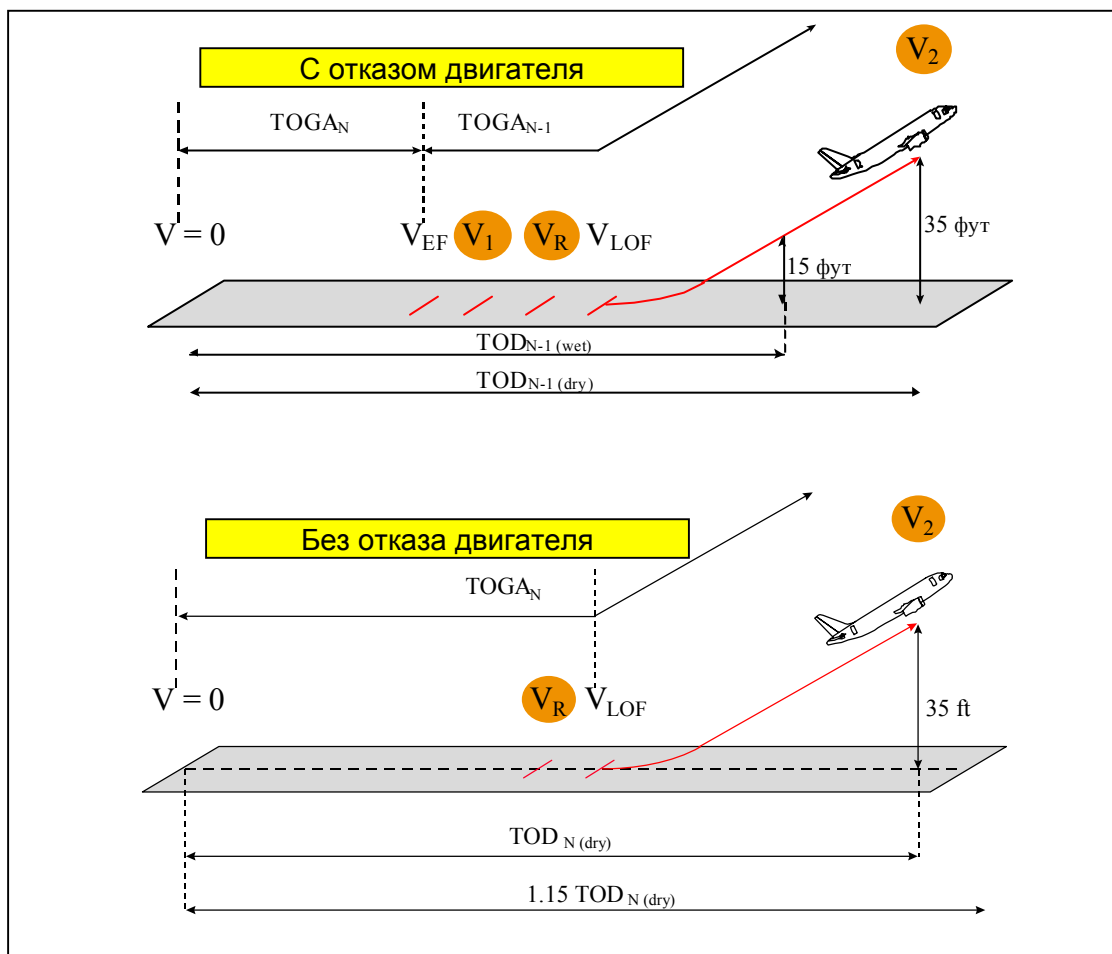


Рисунок C5: Взлетная дистанция (TOD)

3.1.3. Разбег при взлете (TOR)

JAR 25.113 Подчасть B

FAR 25.113 Подчасть B

3.1.3.1. Незагрязненная ВПП

а) Длина разбега при взлете с **сухой ВПП** представляет собой **большее** из следующих значений (Рисунок С6):

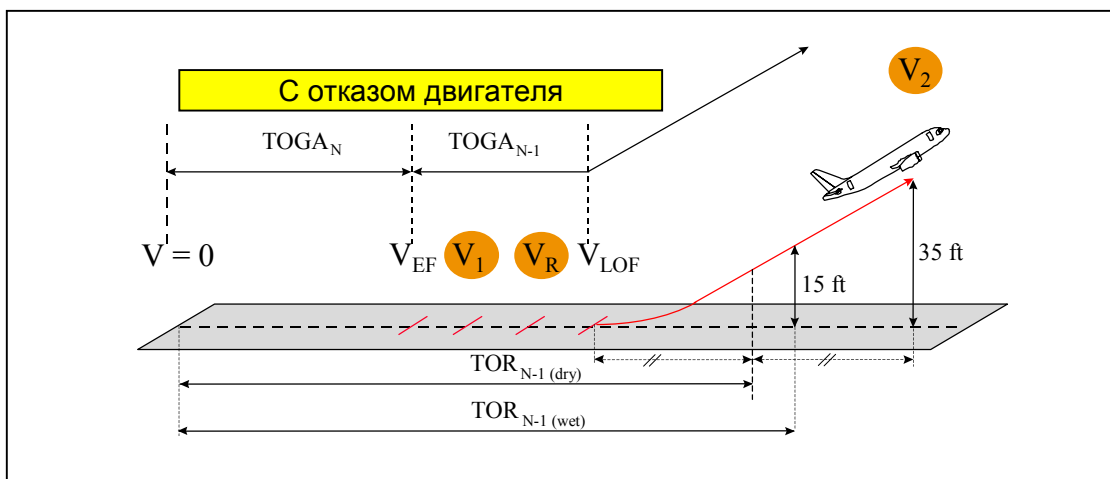
- **$TOR_{N-1 \text{ dry}}$** = Дистанция, покрываемая с момента отпущания тормозов до равноудаленной точки между точкой, в которой достигается V_{LOF} , и точкой, в которой ВС достигает высоты 35 футов над взлетной поверхностью, считая, что отказ критического двигателя произошел на V_{EF} и определен на V_1 ,
- **$1,15 TOR_N \text{ dry}$** = 115 % дистанции, покрываемой с момента отпущания тормозов до равноудаленной точки между точкой, в которой достигается V_{LOF} , и точкой, в которой ВС достигает высоты 35 футов над взлетной поверхностью, считая, что все двигатели работают.

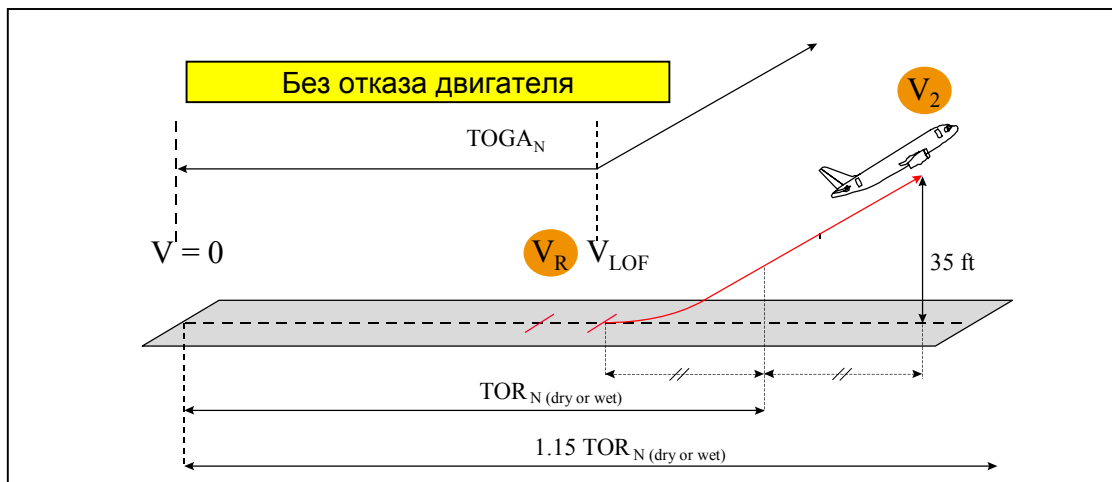
TOR_{dry} = максимальная величина $\{TOR_{N-1 \text{ dry}}, 1,15 TOR_N \text{ dry}\}$

б) Длина разбега при взлете с **влажной ВПП** представляет собой **большее** из следующих значений:

- **$TOR_{N-1 \text{ wet}}$** = Дистанция, покрываемая от момента отпущания тормозов до точки, в которой ВС достигает высоты 15 футов над взлетной поверхностью, с обеспечением достижения скорости V_2 до того, как ВС достигнет высоты 35 футов над взлетной поверхностью, считая, что отказ критически важного двигателя произошел на V_{EF} и определен на V_1 . Она равна $TOD_{N-1 \text{ wet}}$.
- **$1,15 TOR_N \text{ wet}$** = 115 % дистанции, покрываемой с момента отпущания тормозов до равноудаленной точки между точкой, в которой достигается V_{LOF} , и точкой, в которой ВС достигает высоты 35 футов над взлетной поверхностью, считая, что все двигатели работают.

TOR_{wet} = максимальная величина $\{TOR_{N-1 \text{ wet}}, 1,15 TOR_N \text{ wet}\}$





С6: Длина разбега при взлете (TOR) с полосой, свободной от препятствий

3.1.3.2. Загрязненная ВПП

Разбег при взлете равен взлетной дистанции независимо от состояния ВПП (сухая или влажная).

3.1.3.3. Влажная ВПП

При влажной ВПП разбег при взлете с одним отказавшим двигателем всегда равен взлетной дистанции с одним отказавшим двигателем (т.е. от момента отпускания тормозов до высоты 15 футов). Следовательно, **полоса, свободная от препятствий, не дает какого-либо выигрыша в летных характеристиках при влажной ВПП**, так как TOR всегда является более ограничивающим (TORA меньше чем TODA).

3.1.4. Дистанция прерванного взлета (ASD)

JAR 25.109 Подчасть B

FAR 25.109 Подчасть B

а) Дистанция прерванного взлета при **сухой ВПП** представляет собой **большее** из следующих значений:

- **ASD_{N-1 dry}** = Сумма дистанций, требуемых для:
 - Разгона самолета со всеми работающими двигателями до скорости V_{EF} ,
 - Разгона от V_{EF} до V_1^1 , считая, что отказ критически важного двигателя происходит на V_{EF} , а пилот впервые приступает к прерыванию взлета на V_1
 - Полной остановки²³
 - Плюс дистанция, эквивалентная 2 секундам при постоянной⁷ скорости V_1
- **ASD_{N dry}** = Сумма дистанций, требуемых для:

¹ Задержка между V_{EF} и V_1 равна 1 секунде

² ASD должна устанавливаться для "колесных тормозов с предельно допустимой степенью износа"

[JAR/FAR 25.101]

³ ASD не определяется для реверса тяги на сухой ВПП

- Разгона самолета со всеми работающими двигателями до скорости V_1 , считая, что пилот приступает к действиям по прерыванию взлета на скорости V_1
- Полной остановки со всеми все еще работающими двигателями
- Плюс дистанция, эквивалентная 2 секундам на постоянной скорости V_1

$$ASD_{dry} = \text{максимальная величина } \{ASD_{N-1 \text{ dry}}, ASD_{N \text{ dry}}\}$$

б) Дистанция прерванного взлета с **влажной ВПП** представляет собой **большее** из следующих значений:

- ASD_{dry}
- $ASD_{N-1 \text{ wet}}$ = то же определение, что и для $ASD_{N-1 \text{ dry}}$, только при влажной ВПП¹
- $ASD_{N \text{ wet}}$ = то же определение, что и для $ASD_{N \text{ dry}}$, только при влажной ВПП

$$ASD_{wet} = \text{максимальная величина } \{ASD_{dry}, ASD_{N-1 \text{ wet}}, ASD_{N \text{ wet}}\}$$

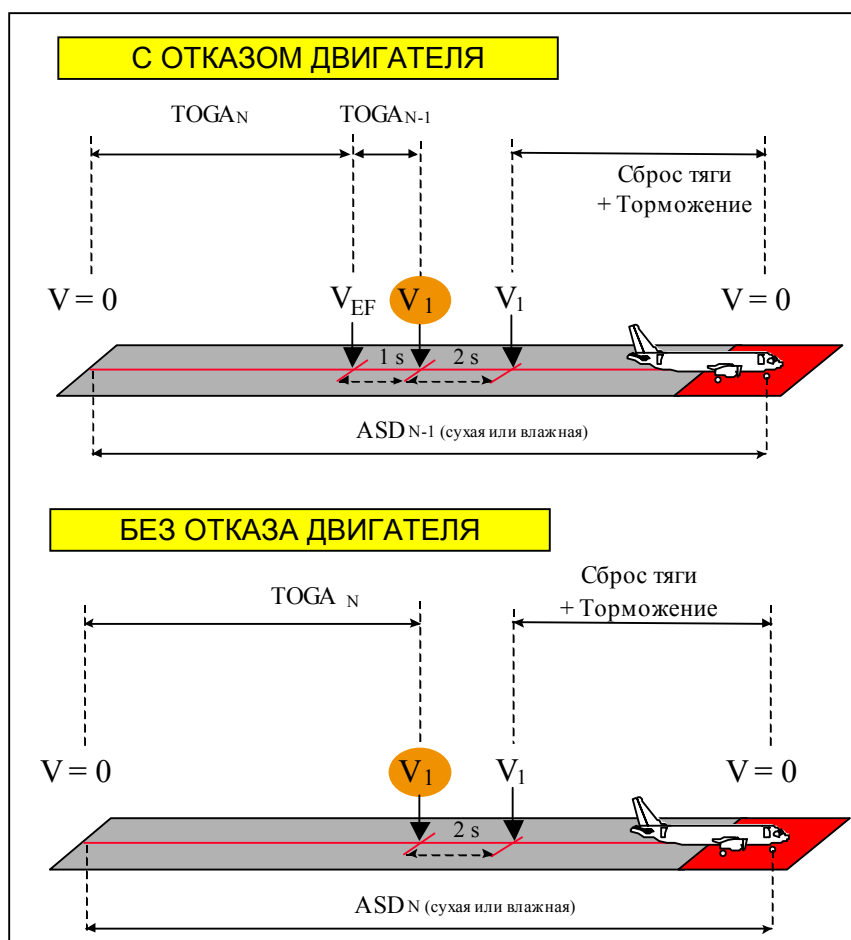


Рисунок С7: Дистанция прерванного взлета (ASD)

¹ Определение ASD для влажной ВПП может включать использование реверса тяги при его безопасности и надежности [JAR/FAR 25-109 (e)(f)]

3.1.5. Влияние V_1 на дистанцию прерванного взлета

Для данного взлетного веса всякое **увеличение V_1** приводит к **уменьшению как TOD_{N-1} , так и TOR_{N-1}** . Причина этого в том, что при более высокой скорости V_1 участок разгона со всеми работающими двигателями длиннее, и, следовательно, если отказ двигателя происходит на V_{EF} , та же скорость V_2 может быть достигнута на высоте 35 футов при более короткой дистанции.

С другой стороны, **TOD_N и TOR_N не зависят от V_1** , поскольку отказа двигателя не происходит и поэтому ничто не сказывается на этапе разгона и на потребной дистанции для достижения высоты 35 футов.

И наоборот, для данного взлетного веса всякое **увеличение V_1** приводит к **увеличению как ASD_{N-1} , так и ASD_N** . Действительно, при более высокой скорости V_1 удлиняется участок разгона от момента отпускания тормозов до V_1 , удлиняется участок замедления скорости от V_1 до полной остановки и удлиняется участок, проходимый за 2 секунды на постоянной скорости V_1 .

В итоге может быть составлен следующий график, представляющий зависимость взлетной дистанции/дистанции прерванного взлета от скорости V_1 . На этом графике ясно видно, что минимальная дистанция достигается при конкретной скорости V_1 . Эта скорость называется «сбалансированной V_1 », а соответствующая дистанция именуется «сбалансированным полем»

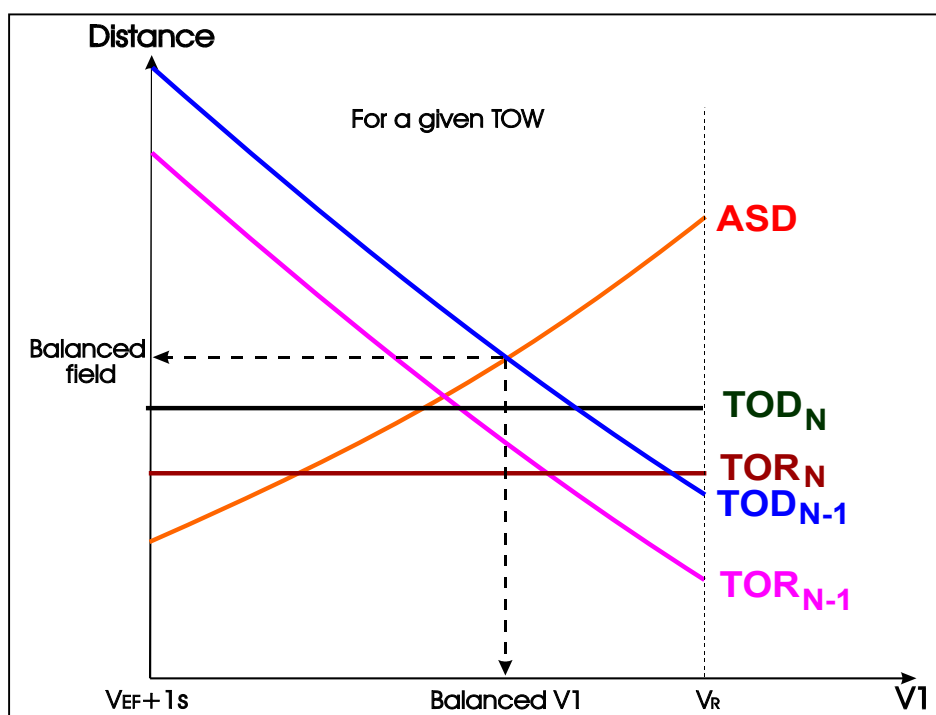


Рисунок С8: Влияние V_1 на дистанцию прерванного взлета для данного веса
(Перевод надписей внутри рисунка – слева направо и сверху вниз: Дистанция; Для данного TOW; Сбалансированное поле; Сбалансированная V_1 .)

3.2. Располагаемые взлетные дистанции

3.2.1. Располагаемая длина разбега (TORA)

JAR-OPS 1.480 Subpart F

JAR-OPS 1.480 Подчасть F

“JAR-OPS 1.480

(a)(9) **Располагаемая длина разбега (TORA):** Длина ВПП, объявленная соответствующим полномочным органом как располагаемая и пригодная для разбега взлетающего самолета.”

TORA является равной либо длине ВПП, либо дистанции от входной точки ВПП (на пересечении с РД) до конца ВПП (Рисунок С9).

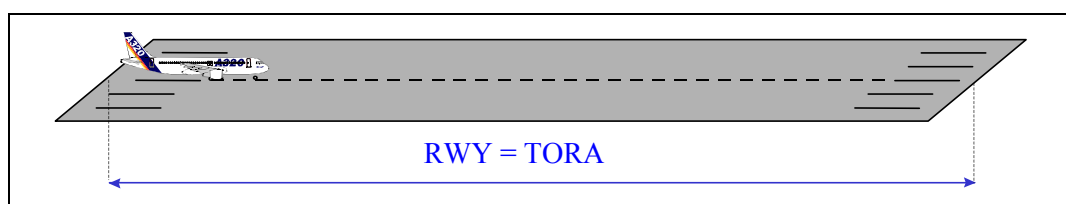


Рисунок С9: Определение TORA

JAR-OPS 1.490 Подчасть G

FAR 121.189 (c)(3) Подчасть I

“JAR-OPS 1.490

(b)(3) **Длина разбега при взлете не должна превышать располагаемую длину разбега”.**

$$TOR \leq TORA$$

3.2.2. Располагаемая взлетная дистанция (TODA)

JAR 1.1 Общие определения

FAR 1.1 Общие определения

ВПП может быть увеличена за счет площади, называемой **полосой, свободной от препятствий (В России – концевые и боковые полосы безопасности)**. Эта полоса представляет собой площадь за пределами ВПП со следующими характеристиками: Она должна:

- Располагаться на равном удалении по обе стороны от осевой линии ВПП и находиться под контролем полномочного органа аэропорта.
- Выражаться как полоса, свободная от препятствий, простирающаяся от торца ВПП с повышающимся уклоном не более 1,25%.
- Иметь ширину не менее 152 м (500 футов).
- Не иметь выступающих объектов или складок местности. Огни порога могут выступать над плоскостью, если их высота над торцом ВПП составляет не более 0,66 м (26 дюймов) и если они расположены по обе стороны от ВПП.

JAR-OPS 1.480 Подчасть F

“JAR-OPS 1.480

(а)(7) **Располагаемая взлетная дистанция (TODA):** Располагаемая длина разбега плюс располагаемая длина полосы, свободной от препятствий.”

Как показано на рисунке С10, **располагаемая взлетная дистанция (TODA)** соответствует располагаемой длине разбега (TORA) плюс полоса, свободная от препятствий (CWY), если таковая имеется.

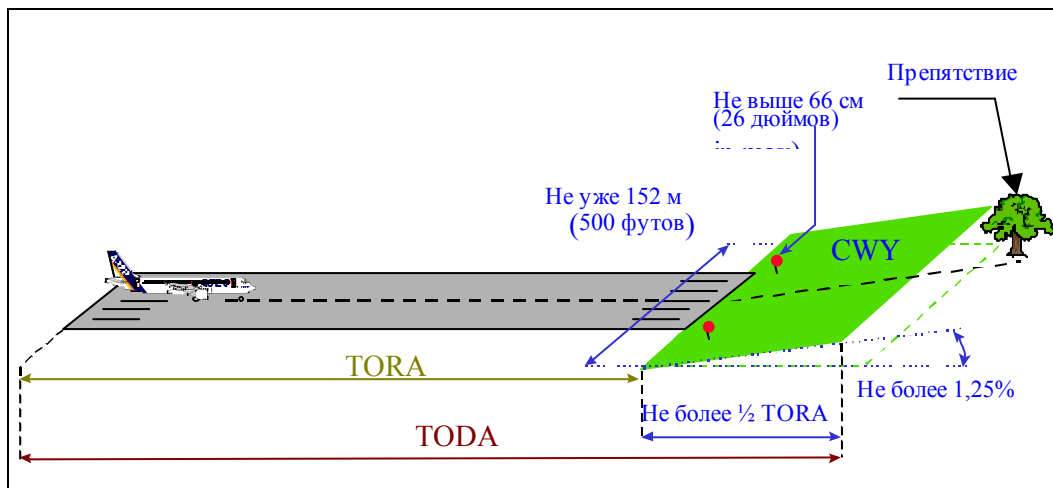


Рисунок С10: Определение TODA

JAR-OPS 1.490 Подчасть G

FAR 121.189 (с)(2)Подчасть I

“JAR-OPS 1.490

(b)(2) **Взлетная дистанция не должна быть больше располагаемой взлетной дистанции с полосой, свободной от препятствий, не превышающей половину располагаемой длины разбега.”**

$$TOD \leq TODA$$

3.2.3. Располагаемая дистанция прерванного взлета (ASDA)

JAR 1.1 Общие определения

FAR 1.1 Общие определения

ВПП может быть продлена за счет площади, называемой **концевой полосой торможения**. Концевая полоса торможения представляет собой площадь за пределами ВПП со следующими характеристиками. Она должна быть:

- Не меньшей ширины, чем ВПП и располагаться на равном удалении по обе стороны от продолжения осевой линии ВПП.
- Способной выдержать самолет в случае прерванного взлета, не приводя к повреждению конструкции самолета.
- Выделена полномочным органом аэропорта для использования при гашении скорости самолета в случае прерванного взлета.

JAR-OPS 1.480 Подчасть F

“JAR-OPS 1.480

(a)(1) **Располагаемая дистанция прерванного взлета (ASDA):** Располагаемая длина разбега при взлете плюс длина концевой полосы торможения, если эта концевая полоса торможения объявлена соответствующим полномочным органом как пригодная и способная нести массу самолета в преобладающих условиях эксплуатации.”

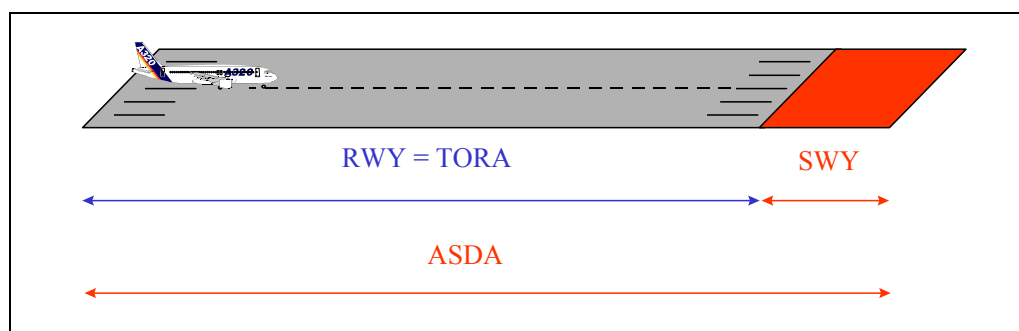


Рисунок C11: Определение ASDA

JAR-OPS 1.490 Подчасть G

FAR 121.189 (c)(1) Подчасть I

“JAR-OPS 1.490

(b)(1) Дистанция прерванного взлета не должна быть больше располагаемой дистанции прерванного взлета.”

$$ASD \leq ASDA$$

3.2.4. Уменьшение длины ВПП при выруливании ВС с рулежной дорожки

Как правило, самолеты занимают ВПП для взлета, выруливая с пересекающей рулежной дорожки. Самолет должен быть развернут вдоль ВПП в направлении взлета. Правила FAA не содержат прямого указания эксплуатантам ВС учитывать расстояние на ВПП, используемое при занятии самолетом исходного положения для взлета. В отличие от этого, правила JAA требуют, чтобы это расстояние было учтено:

JAR-OPS 1.490 Подчасть G

IEM OPS 1.490

“JAR-OPS 1.490

(c)(6) [...] эксплуатант должен учитывать любое уменьшение длины ВПП при занятии самолетом исходного положения для взлета.”

Следует вносить коррективы в схему установки ВС вдоль оси ВПП при расчете взлетных характеристик всякий раз, когда пути выруливания на ВПП не позволяют разместить самолет вблизи порога.

Корректировки взлетной дистанции/разбега при взлете (TOD/TOR) производятся на основе исходного расстояния от начала ВПП до основных стоек шасси, поскольку высота условного препятствия измеряется от основного шасси, как показано расстоянием "А" на рисунке C12. Корректировка дистанции

прерванного взлета (ASD) базируется на исходном расстоянии от начала ВПП до носовой стойки шасси, как показано расстоянием "B" на рисунке C12.

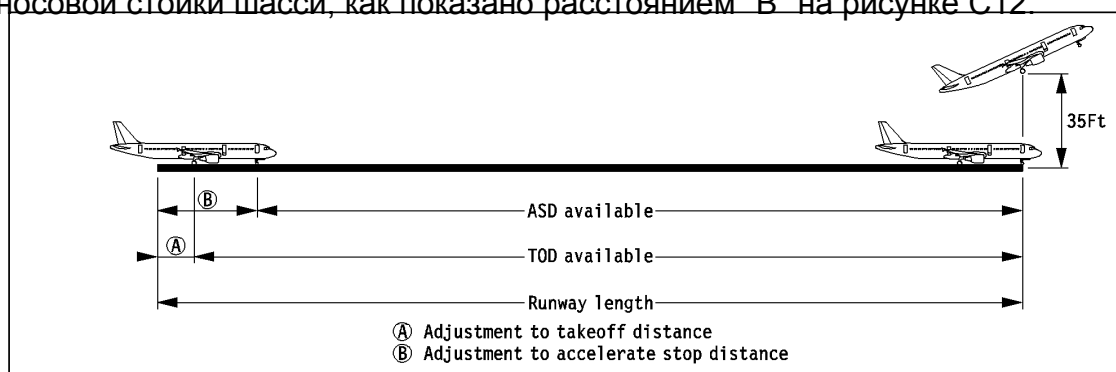


Рисунок C12: Корректировки при занятии самолетом исходного положения для взлета
(Перевод надписей внутри рисунка – сверху вниз и слева направо: 35 футов; Располагаемая ASD; Располагаемая TOD; Длина ВПП; Корректировка взлетной дистанции; Корректировка дистанции прерванного взлета.)

Для ВПП со смещенными взлетными порогами или имеющих площадки для достаточного маневрирования вряд ли нужны корректировки. Обычно необходимо учитывать рулежные дорожки, подведенные к ВПП под углом 90°, и необходимость выполнения разворота на 180° по поверхности ВПП. Нижеприведенные таблицы (C2 и C3) содержат минимальные корректировки расстояния при установке ВС вдоль оси ВПП применительно к случаям, связанным как с дистанцией взлета/разбега (TOD/TOR), так и дистанцией прерванного взлета (ASD), которые вызваны необходимостью выполнения разворота на 90° при выруливании на ВПП и маневрирования с разворотом на 180° по поверхности ВПП. Подробности можно найти в Руководстве "Airbus" по функциональной программе (PPM)

3.2.4.1. Выруливание на ВПП под углом 90 градусов

90 Degree Runway Entry			
Aircraft Model	Maximum Effective Steering Angle	Minimum Line up Distance Correction	
		TODA (m)	ASDA (m)
A300 all models	58.3°	21.5	40.2
A310 all models	56°	20.4	35.9
A320 all models	75°	10.9	23.6
A319 all models	70°	11.5	22.6
A321 all models	75°	12.0	28.9
A330-200 (Mod 47500)	62°	22.5	44.7
A330-200 (Mod 46810)	55.9°	25.8	48.0
A330-300 (Mod 47500)	65°	22.9	48.3
A330-300 (Mod 46863)	60.5°	25.1	50.5
A340-200 (Mod 47500)	62°	23.3	46.5
A340-200 (Mod 46863)	59.6°	24.6	47.8
A340-300 (Mod 47500)	62°	24.4	50
A340-300 (Mod 46863)	60.6°	25.2	50.8
A340-500	65°	23.6	51.6
A340-600	67°	24.6	57.8

Таблица C2: Расстояния при установке вдоль оси ВПП с разворотом на 90°

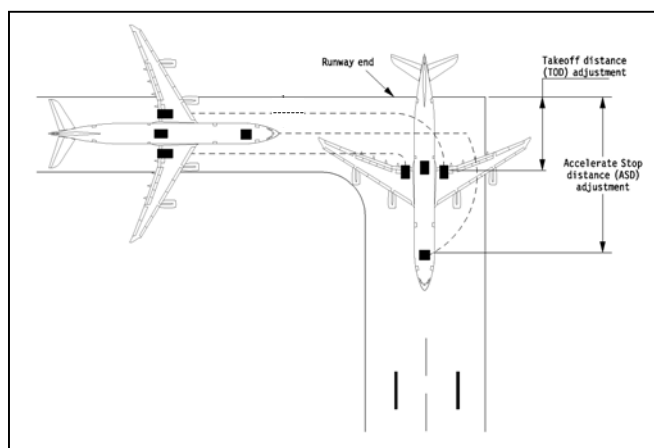


Рисунок С13: Рулежная дорожка под углом 90°
(Перевод надписей внутри рисунка –слева направо и сверху вниз: Торец ВПП; Корректировка взлетной дистанции (TOD); Корректировка дистанции прерванного взлета (ASD).)

3.2.4.2. Разворот на 180 градусов

Разворот на 180 градусов					
Модель ВС	Минимальная корректировка расстояния при установке ВС вдоль оси ВПП*		Минимальная потребная ширина ВПП (м)	Номинальное расстояние при установке ВС вдоль оси ВПП шириной 60 м **	
	TODA (м)	ASDA (м)		TODA (м)	ASDA (м)
Все модели А300	26.5	45.2	66.1	38.0	56.7
Все модели А310	23.3	38.8	61.6	29.0	44.5
Все модели А320	16.5	29.1	28.7	16.5	29.1
Все модели А319	15.1	26.2	31.1	15.1	26.2
Все модели А321	20.9	37.8	33.1	20.9	37.8
А330-200 (Модель 47500)	30.1	52.3	68.2	43.3	65.5
А330-200 (Модель 46810)	31.9	54.1	81.6	55.0	77.1
А330-300 (Модель 47500)	33.2	58.5	70.0	47.9	73.3
А330-300 (Модель 46683)	34.2	59.6	78.8	55.4	80.8
А340-200 (Модель 47500)	31.5	54.8	71.4	47.4	70.6
А340-200 (Модель 46683)	32.2	55.4	76.6	51.8	75.1
А340-300 (Модель 47500)	34.1	59.7	76.0	53.3	78.9
А340-300 (Модель 46683)	34.4	60.0	79.2	55.9	81.5
А340-500	35.9	63.9	72.8	52.8	80.8
А340-600	41.1	74.3	76.6	60.7	93.9

Таблица С3: Расстояния при установке ВС вдоль оси ВПП с разворотом на 180°

* Потребное расстояние при установке ВС вдоль оси ВПП с разворотом на 180 градусов с максимальным углом поворота и с торцом в створе осевой линии покрытия ВПП. Необходима указанная минимальная ширина ВПП (левая часть рисунка С14).

** Потребное расстояние при установке ВС вдоль оси ВПП с разворотом на 180 градусов при ширине ВПП 60 м (правая часть рисунка С14).

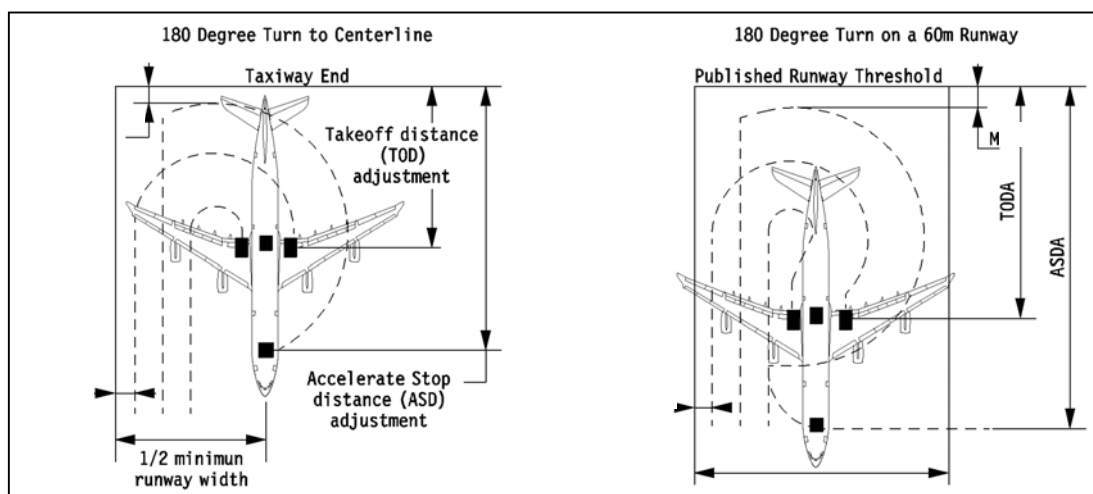


Рисунок С14: Разворот на 180°

(Перевод надписей внутри рисунка – слева направо и сверху вниз: Разворот на 180 градусов в створ осевой линии; Разворот на 180 градусов на ВПП шириной 60 м; Торец ВПП; Опубликованный порог ВПП; Корректировка взлетной дистанции (TOD); Корректировка дистанции прерванного взлета (ASD); ½ минимальной ширины ВПП.)

3.2.5. Влияние V_1 на взлетный вес, ограниченный длиной ВПП

Учитывая требования к ВПП ($TOR \leq TORA$, $TOD \leq TODA$ и $ASD \leq ASDA$), можно узнать максимальный взлетный вес (MTOW) применительно к каждому ограничению, связанному с длиной ВПП. Например, если для данного взлетного веса TOD равна TODA, этот взлетный вес является максимальным в отношении ограничения взлетной дистанции.

Как отмечалось ранее, для данного взлетного веса любое увеличение V_1 влечет за собой уменьшение TOD_{N-1} и TOR_{N-1} и увеличение ASD, но не оказывает никакого влияния на TOD_N и TOR_N .

Вследствие этого для данной ВПП (т.е. при данных значениях TORA, TODA и ASDA) всякое увеличение V_1 ведет к увеличению $MTOW_{TOD(N-1)}$ и $MTOW_{TOR(N-1)}$, а также к уменьшению $MTOW_{ASD}$, но не оказывает влияния на $MTOW_{TOD(N)}$ и $MTOW_{TOR(N)}$.

На графике (Рисунок С15) представлена зависимость величин взлетного веса, ограниченного дистанциями разгона и прерванного взлета, от V_1 . Этот график ясно показывает, что максимальный взлетный вес достигается в конкретном диапазоне V_1 .

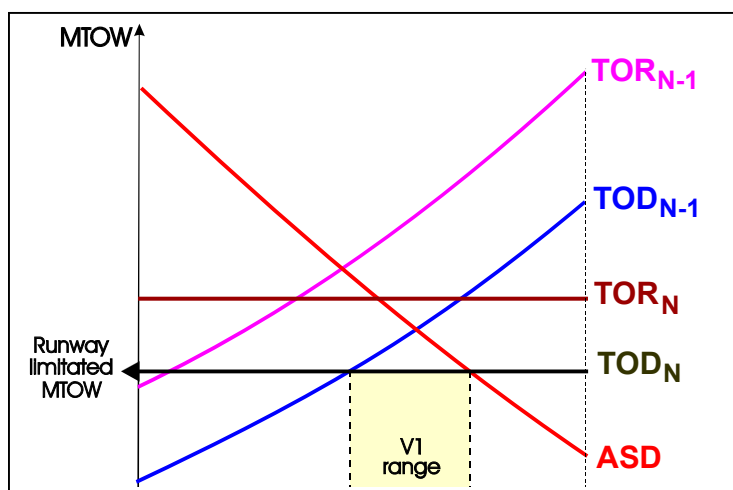


Рисунок С15: Взлетный вес, ограниченный длиной ВПП

4. ОГРАНИЧЕНИЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ И ПРОЛЕТЕ ПРЕПЯТСТВИЙ

4.1. Траектория полета при взлете

4.1.1. Определения

JAR 25.111 Подчасть В
JAR 25.115 Подчасть В

FAR 25.111 Подчасть В
FAR 25.115 Подчасть В

“JAR/FAR 25.111

(а) **Траектория взлета** простирается от начала движения из неподвижного состояния до точки, в которой самолет находится на высоте:

- 1500 футов над взлетной поверхностью, или
- На высоте, где завершается переход от взлетной конфигурации к конфигурации полета по маршруту¹ и достигается скорость конечного участка взлета²,

в зависимости от того, которая из точек выше”.

“JAR/FAR 25.115 (а)

Траектория полета при взлете начинается с высоты 35 футов над взлетной поверхностью в конце взлетной дистанции.”

Регулятивные определения **траектории взлета** и **траектории полета при взлете** предполагают, что воздушное судно разгоняется по земле до точки, в которой достигается скорость V_{EF} и критически важный двигатель выходит из строя, оставаясь неработающим в течение остального участка взлета. Далее, скорость V_2 должна быть достигнута до того, как воздушное судно наберет 35 футов над взлетной поверхностью, и оно должно сохранять скорость не менее чем V_2 , пока не будет набрана высота 400 футов над взлетной поверхностью.

4.1.2. Требования к элементам взлета и набора высоты

JAR 25.121 Подчасть В

FAR 25.121 Подчасть В

Траектория полета при взлете может подразделяться на несколько участков. Каждый участок характеризуется заметным изменением конфигурации, тяги и скорости. Более того, конфигурация, вес и тяга воздушного судна должны соответствовать наиболее критическому состоянию, преобладающему на участке. И, наконец, траектория полета должна базироваться на характеристиках воздушного судна без влияния земли. Как общее правило, считается, что воздушное судно находится вне зоны влияния земли, если оно достигает высоты, равной его размаху крыла.

¹ Конфигурация полета по маршруту: конфигурация с убранными шасси и закрылками, режим максимальной продолжительной тяги (МСТ).

² Скорость конечного участка взлета: Скорость выше, чем $1,25 V_s$, устанавливаемая равной скорости «зеленой точки» (скорости наилучшего градиента набора высоты)



Рисунок С16: Траектория взлета и определения различных участков

После отказа двигателя на V_{EF} , какими бы ни были эксплуатационные условия, воздушное судно должно следовать с минимальным градиентом набора высоты, как это требуется согласно JAR/FAR 25.121.

В нижеследующей таблице (С4) приведены различные требования и параметры состояния воздушного судна на четырех участках взлета: минимальный потребный градиент набора высоты с одним неработающим двигателем, конфигурация закрылков/предкрылков, режим тяги двигателя, значения скорости, конфигурация шасси...

		ПЕРВЫЙ УЧАСТОК	ВТОРОЙ УЧАСТОК	ТРЕТИЙ УЧАСТОК	КОНЕЧН. УЧАСТОК
Минимальный градиент набора высоты (число двигателей N-1)	2-двиг.	0.0%	2.4%	-	1.2%
	4-двиг.	0.5%	3.0%	-	1.7%
Начало с момента		достижения V_{LOF}	полностью убранного шасси	достижения высоты разгона (не менее 400 футов)	перехода к маршрутной конфигурации
Конфигурация предкрылков/закрылков		Взлет	Взлет	Уборка предкрылков/закрылков	Конфигурация с убранными предкрылками/закрылками
Номинальная тяга двигателя		TOGA/FLEX	TOGA/FLEX	TOGA/FLEX	MCT
Значения скорости		V_{LOF}	V_2	Разгон от V_2 до «зеленой точки»	Скорость «зеленой точки»
Шасси		Уборка	Убрано	Убрано	Убрано
Значения веса		Вес в начале уборки шасси	Вес при полностью убранном шасси	Вес в начале участка разгона	Вес в конце участка разгона
Влияние земли		Отсутствует	Отсутствует	Отсутствует	Отсутствует

Таблица C4: Характеристики участков взлета

4.1.3. Минимальный и максимальный градиент набора высоты

4.1.3.1. Минимальный градиент набора высоты

JAR 25.111 Подчасть B

FAR 25.111 Подчасть B

“JAR/FAR 25.111

(с)(2) Самолет должен достичь V_2 , прежде чем он окажется на высоте 35 футов над взлетной поверхностью, и сохранять скорость не ниже V_2 до тех пор, пока не окажется на высоте 400 футов над взлетной поверхностью”

“JAR/FAR 25.111

(с)(3) В любой точке траектории полета при взлете, начиная от точки, в которой самолет достигает высоты 400 футов над взлетной поверхностью, не допускается, чтобы располагаемый градиент набора высоты был менее чем:

- 1.2% для самолета с двумя двигателями
- 1.7% для самолета с четырьмя двигателями”

Таким образом, до высоты 400 футов должна выдерживаться постоянная скорость не менее V_2 . Выше 400 футов воздушное судно должно следовать с минимальным градиентом набора высоты, который может быть преобразован в способность к разгону в горизонтальном полете. Следовательно, **регулятивный минимум высоты разгона фиксируется на 400 футах** над взлетной поверхностью.

Тем не менее, в любой момент нахождения на участке разгона должна обеспечиваться высота пролета препятствий. Следовательно, **минимальная эксплуатационная высота разгона равна или превышает 400 футов** (Рисунок С16).

4.1.3.2. Максимальный градиент набора высоты

Максимальная взлетная тяга (TOGA) сертифицирована для использования в течение максимум 10 минут в случае отказа двигателя на взлете и в течение максимум 5 минут со всеми работающими двигателями.

Режим максимальной продолжительной тяги (МСТ), не ограниченный по времени, может устанавливаться только при конфигурации для полета по маршруту (т.е., когда воздушное судно имеет конфигурацию с убранными шасси и закрылками и следует со скоростью «зеленой точки»).

В результате **конфигурация для полета по маршруту** (конец третьего участка) **должна создаваться не более чем через 10 минут после взлета**, тем самым, обеспечивая возможность определения **максимальной высоты разгона** (Рисунок С16).

4.1.4. Схема разворота при взлете

Некоторые аэропорты расположены в местах, имеющих препятствия, которые могут вызывать необходимость разворота в ходе выполнения нестандартной схемы вылета. Вылеты с разворотами осуществляются, когда для этого имеются необходимые условия.

Правила JAR и FAR дают различное толкование условий разворота. Поэтому в нижеследующих параграфах речь пойдет отдельно об обоих видах требований.

JAR-OPS 1.495 Подчасть G**“JAR-OPS 1.495**

(с)(1) Не разрешается менять траекторию полета до точки, в которой траектория минимальной гарантированной крутизны при взлете достигает высоты, равной половине размаха крыла, но не менее 50 футов над превышением конца располагаемой длины разбега”.

ТИП ВОЗДУШНОГО СУДНА	РАЗМАХ КРЫЛА	Минимальная высота над концом TORA, на которой допускается изменение ЛП = не менее {половины размаха крыла, 50 ft}
A300-B2/B4/600	44,84 м (147 фут 1 дюйм)	Половина размаха крыла = 74 фута
A310-200/300	43,90 м (144 фут 1 дюйм)	Половина размаха крыла = 73 фута
A318/A319/A320/A321	34,10 м (111 фут 10 дюйм)	Половина размаха крыла = 56 футов
A330-200/300	60,30 м (197 фут 10 дюйм)	Половина размаха крыла = 99 футов
A340-200/300	60,30 м (197 фут 10 дюйм)	Половина размаха крыла = 99 футов
A340-500/600	63,50 м (208 фут 2 дюйм)	Половина размаха крыла = 105 футов

Таблица С5: Минимальная высота для начала изменения линии пути

“JAR-OPS 1.495

(с)(1) Вслед за тем до высоты 400 футов предполагаемый крен самолета достигает не более 15°. Выше 400 футов крен может достигать более 15°, но не более 25°.” (см. таблицу С6)

“JAR-OPS 1.495

(с)(3) Эксплуатант может использовать специальные схемы, подлежащие утверждению полномочным органом, допускающие применение увеличенных углов крена не более 20° на высоте между 200 и 400 футами или не более 30° выше 400 футов.”

Максимальный угол крена при развороте (JAR)		
	Стандартная схема	Особо утвержденная схема
Ниже 200 футов	15°	15°
Между 200 и 400 футами	15°	20°
Выше 400 футов	25°	30°

Таблица С6: Максимальный угол крена при развороте

FAR 121.189 Подчасть I

“FAR 121.189

(f) По замыслу данного раздела предполагается, что самолету не создается крен до достижения высоты 50 футов, [...] а после чего максимальный крен не превышает 15 градусов¹.”

¹ Правило FAA аналогично рекомендациям Приложения 6 ИКАО.

4.2. Высота пролета препятствий

4.2.1. Траектория максимальной гарантированной крутизны и чистая траектория взлета

Зачастую вокруг ВПП могут находиться препятствия, которые необходимо учитывать перед взлетом, чтобы быть уверенным в способности воздушного судна пролететь над ними. Должен быть учтен запас вертикального расстояния между воздушным судном и каждым препятствием на траектории взлета. При уменьшении градиента набора такой запас может определяться **траекторией максимальной гарантированной крутизны и чистой траекторией взлета**.

JAR 25.115 Подчасть B

FAR 25.115 Подчасть B

Траектория МАКСИМАЛЬНОЙ ГАРАНТИРОВАННОЙ КРУТИЗНЫ = Траектория полета, по которой воздушное судно фактически следует при взлете, т.е.:

“JAR/FAR 25.115

(a) [...] от высоты 35 футов при взлете в конце взлетной дистанции [до конца траектории взлета]”

ЧИСТАЯ траектория взлета = Траектория максимальной гарантированной крутизны минус обязательное уменьшение.

“JAR/FAR 25.115

(b) Данные чистой траектории взлета должны определяться таким образом, чтобы они представляли фактическую траекторию [максимальной гарантированной крутизны] полета при взлете, уменьшенную в каждой точке на величину градиента, равную:

- 0.8% для самолетов с двумя двигателями
- 1.0% для самолетов с четырьмя двигателями”

Чистый градиент = Полный градиент – Градиентные потери

	Градиентные потери
Двухдвигательные ВС	0.8%
Четырехдвигательные ВС	1.0%

Таблица С7: Величины градиентных потерь

Градиентная потеря между чистой и полной траекториями полета должна учитываться на первом, втором и конечном участках взлета (Рисунок С17).



Рисунок С17: Траектория максимальной гарантированной крутизны и чистая траектория взлета

4.2.2. Высота пролета препятствий при взлете по прямой

JAR-OPS 1.495 Подчасть G

FAR 121.189 (d)(2) Подчасть I

“JAR-OPS 1.495

(а) Эксплуатант обеспечивает, чтобы чистая траектория взлета проходила над всеми препятствиями с запасом вертикального расстояния не менее 35 футов”.

В качестве примера, для воздушного судна с двумя двигателями минимальный потребный градиент набора высоты на втором участке должен составлять 2,4%. Но согласно правилу, чистая траектория полета должна обеспечивать пролет любого препятствия с запасом высоты не менее 35 футов (Рисунок С17). Иногда это может потребовать, чтобы градиент на втором участке был больше чем 2,4% и, как следствие, максимальный взлетный вес придется соответственно уменьшать. Это случай из области ограничений по препятствиям.

4.2.3. Высота пролета препятствий при развороте

В отношении запаса высоты над препятствиями при развороте правила JAR и FAR расходятся. Правило FAR не предполагает какого-либо дополнительного запаса высоты при развороте, поскольку угол крена имеет предел 15°. Таким образом, нижеследующее правило целиком относится к JAR-OPS:

JAR-OPS 1.495 Подчасть G

“JAR-OPS 1.495

(с)(2) В любой части чистой траектории взлета, если самолет наклоняется более чем на 15°, [...] запас расстояния по вертикали над всеми препятствиями должен составлять не менее 50 футов”.

	Запас высоты над препятствиями
Угол крена $\leq 15^\circ$	35 футов
Угол крена $> 15^\circ$	50 футов

Таблица С8: Минимальный запас вертикального расстояния между чистой траекторией полета и препятствиями

4.2.4. Потеря градиента при развороте

В процессе разворота на воздушное судно действует не только его вес (W), но еще и горизонтальная перегрузка (F_a). Результирующая сила называется «кажущимся весом» (W_a), и его величина равняется весу, умноженному на перегрузку ($n_z \cdot W$).

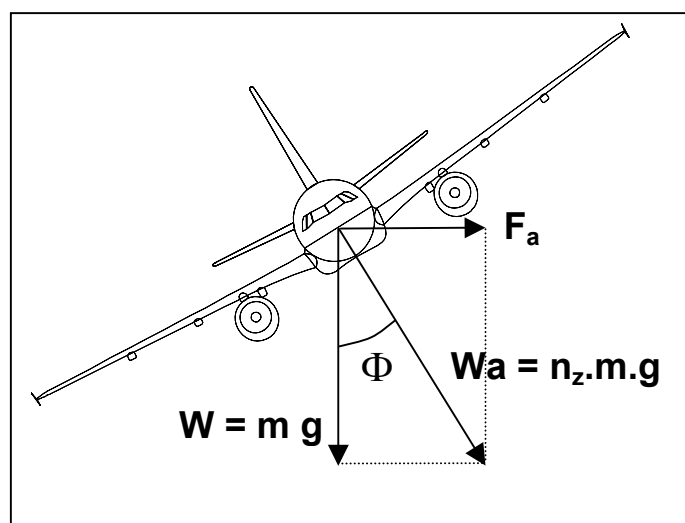


Рисунок С18: Перегрузка при развороте

Из рисунка С18 выше видно, что перегрузка (n_z) может быть выражена через угол крена (Φ) следующим образом:

$$n_z = \frac{1}{\cos \phi}$$

Таким образом, при накренивании воздушного судна перегрузка возрастает до значения больше единицы. Это влечет за собой потерю градиента набора высоты, поскольку угол набора выражается посредством следующего (см. главу «Набор высоты»):

$$\gamma\% = \frac{\text{Thrust}}{n_z \cdot \text{Weight}} - \frac{1}{L/D}$$

(Перевод формулы: числитель – Тяга; знаменатель – Вес)

AMC-OPS 1.495

“AMC OPS 1.495

(с)(4) В Руководстве по летной эксплуатации самолета обычно приводится уменьшенное значение градиента набора высоты при развороте с креном

15°. Для углов крена менее 15° следует применять пропорциональные величины, если изготовителем Руководства по летной эксплуатации самолета не представлены иные данные”.

Взаимосвязь между потерей градиента и углом крена, показанная на рисунке C19, излагается в Руководстве по летной эксплуатации (AFM), а также в Руководстве по программе характеристик (PPM), издаваемыми «Airbus».

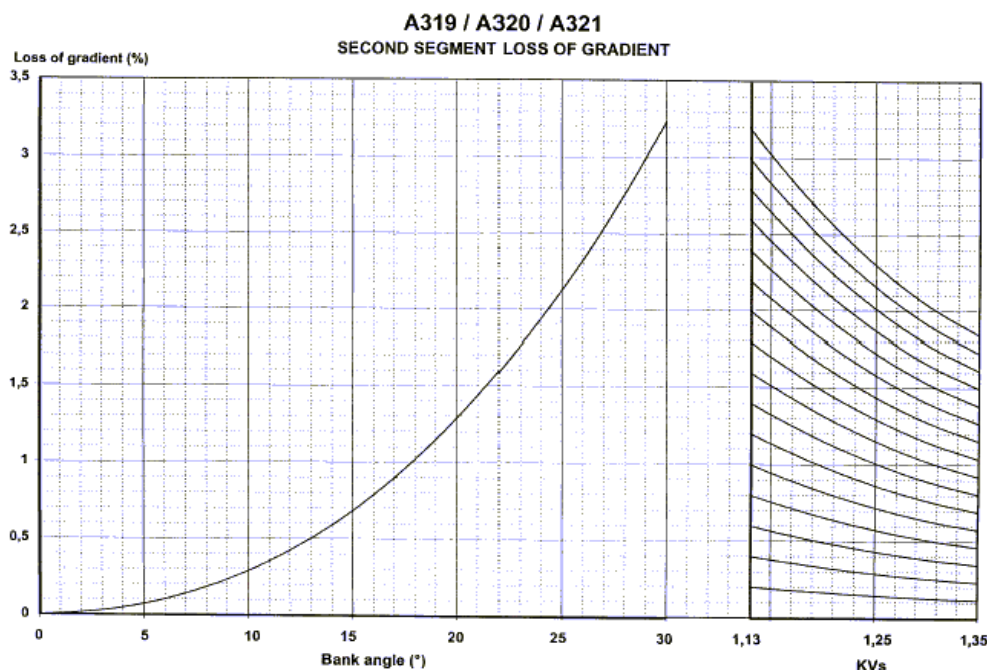


Рисунок C19: Зависимость потери градиента от угла крена (на примере самолетов семейства A320)
(Перевод надписей к рисунку – сверху вниз и слева направо: **ПОТЕРЯ ГРАДИЕНТА НА ВТОРОМ УЧАСТКЕ ДЛЯ САМОЛЕТОВ A319/A320/A321**; Потеря градиента (%); Угол крена (°).)

На воздушных судах производства «Airbus» с электрической системой управления полетом автопилот не позволяет при взлете с одним неработающим двигателем создавать крен с углом более 15°. Некоторые стандартные схемы вылета по приборам с неработающим двигателем (EOSID) требуют выполнения разворота с углом крена 20° или более. При необходимости разворота с креном более 15° воздушное судно должно управляться вручную.

4.2.5. Взлетная глиссада с препятствиями

При учете препятствий должен рассчитываться максимальный взлетный вес в момент отпускания тормозов, с тем, чтобы чистая траектория взлета обеспечивала пролет наиболее существенного препятствия с запасом высоты 35 футов (или 50 футов, если угол крена превышает 15°).

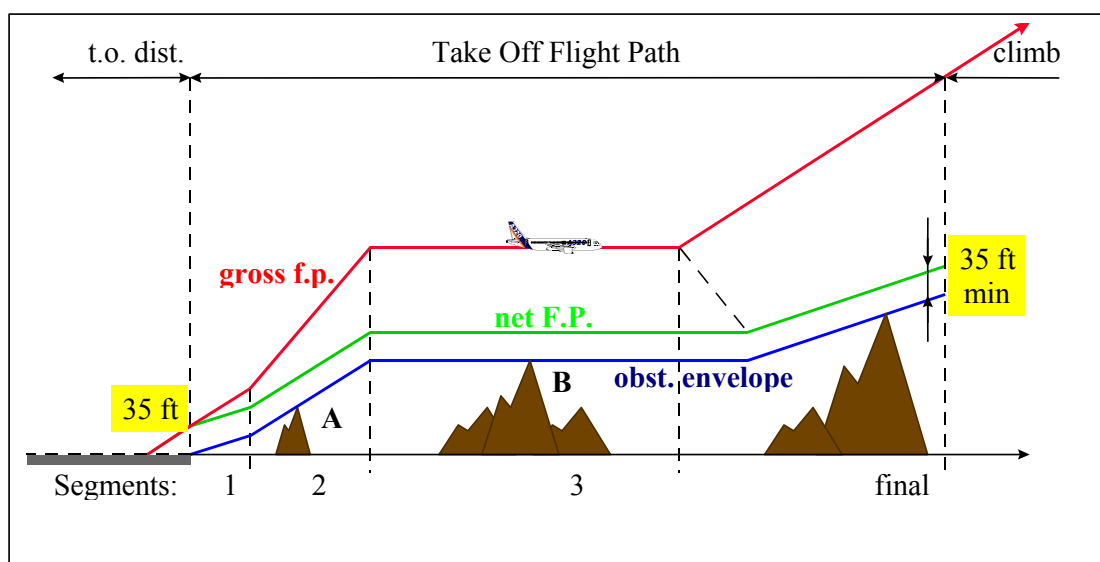


Рисунок С20: Траектория взлета с препятствиями

(Перевод надписей внутри рисунка – слева направо и сверху вниз: Взлетная дистанция; Траектория взлета; Набор высоты; Траектория максимальной гарантированной крутизны; Не менее 35 футов; Чистая траектория взлета; Огибающая препятствий; 35 футов; Участки: 1 2 3 конечный.)

Препятствие А (Рисунок С20) обуславливает применение на втором участке минимального чистого градиента набора высоты, и поэтому значение полного градиента на втором участке минимально. В итоге это ведет к ограничению взлетного веса.

Препятствие В способствует определению минимальной высоты разгона. Эта высота должна находиться между 400 футами и максимальной высотой разгона (10 минут полета в режиме TOGA). Минимальная высота разгона обеспечивает вертикальный зазор в 35 футов (или 50 футов) между чистой траекторией и препятствием.

Участок чистого разгона длиннее участка полного разгона, так как предполагается, что оба участка преодолеваются за одно и тоже время полета.

4.2.6. Взлетный конус

Взлетный конус представляет собой область, окружающую траекторию взлета, в пределах которой должен обеспечиваться пролет всех препятствий, проектируемых на заданную линию пути. Границы этой области, называемой также сектором выхода, имеют различное толкование в правилах JAR и FAR, и будут обсуждаться по отдельности в нижеследующем разделе.

JAR-OPS 1.495 Подчасть G
AMC-OPS 1.495

“JAR-OPS 1.495

(а) Эксплуатант обеспечивает, чтобы чистая траектория взлета проходила над всеми препятствиями [...] на горизонтальном удалении не менее 90 м плюс $0,125 \times D$, где D – горизонтальное расстояние, пройденное самолетом от конца располагаемой взлетной дистанции или конца взлетной дистанции, если планируется разворот до окончания располагаемой взлетной дистанции. Для самолетов с размахом крыла менее 60 м. может использоваться горизонтальный запас до препятствия, равный половине размаха крыла самолета плюс 60 м плюс $0,125 \times D$.”

Половина ширины в начале сектора выхода представляет собой функцию размаха крыла воздушного судна. Нижеследующая таблица (С9) дает величины для каждого типа воздушного судна:

ТИП ВОЗДУШНОГО СУДНА	РАЗМАХ КРЫЛА	Половина ширины в начале сектора выхода (1/2 E ₀)
A300-B2/B4/600	44,4 м (147 фут 1 дюйм)	83 м (271 фут)
A310-200/300	43,90 м (144 фут 1 дюйм)	82 м (269 фут)
A318/A319/A320/A321	34,10 м (111 фут 10 дюйм)	78 м (253 фут)
A330-200/300	60,30 м (197 фут 10 дюйм)	90 м (296 фут)
A340-200/300	60,30 м (197 фут 10 дюйм)	90 м (296 фут)
A340-500/600	63,50 м (208 фут 2 дюйм)	90 м (296 фут)

Таблица С9: Половина ширины в начале сектора выхода согласно JAR-OPS

“JAR-OPS 1.495

(d) В тех случаях, когда при полете по заданной траектории не требуется изменять линию пути более чем на 15°, эксплуатанту не надо учитывать препятствия, отстоящие в боковом отношении более чем на:

- 300 м, если пилот способен выдерживать требуемую навигационную точность в пределах всей зоны учета препятствий, или
- 600 м для полетов в любых иных условиях”.

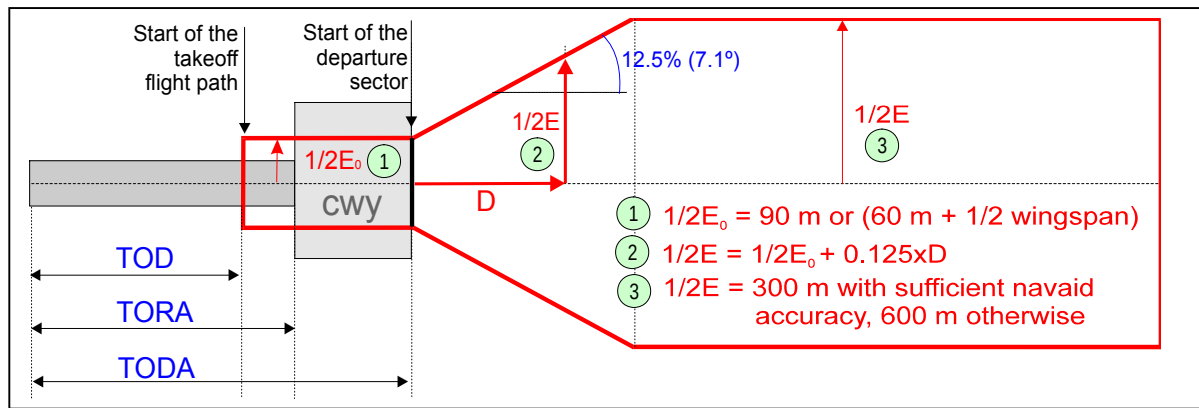
“JAR-OPS 1.495

(e) В тех случаях, когда при полете по заданной траектории необходимо изменять линию пути более чем на 15°, эксплуатанту не надо учитывать препятствия, отстоящие в боковом отношении более чем на:

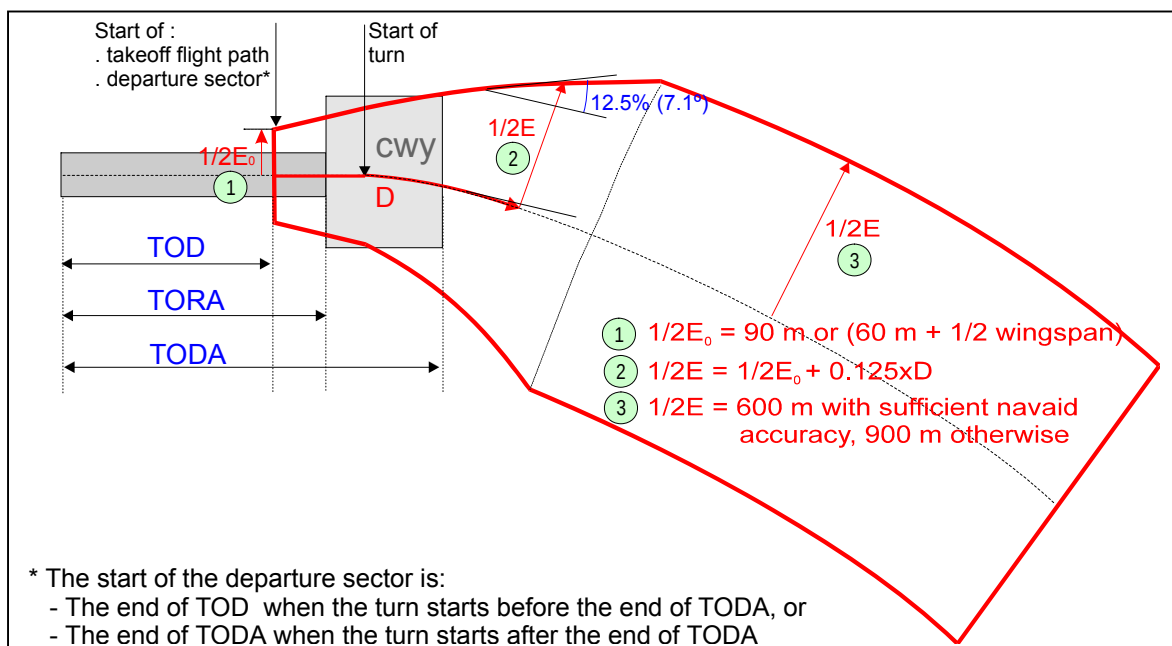
- 600 м, если пилот способен выдерживать требуемую навигационную точность в пределах всей зоны учета препятствий, или
- 900 м для полетов в любых иных условиях”.

Определение **требуемой навигационной точности** дается в AMC-OPS 1.495. Она может достигаться за счет либо навигационных средств, либо путем использования внешних ориентиров, как в случае визуального наведения по курсу (при полетах в ВМУ днем).

На нижеследующих рисунках С21 и С22 представлены секторы выхода в трактовке JAR-OPS:

Рисунок C21: Сектор выхода согласно JAR-OPS (изменение ЛП $\leq 15^\circ$)

(Перевод надписей внутри рисунка – слева направо и сверху вниз: $1/2E_0 = 90 \text{ м}$ или $(60 \text{ м} + 1/2 \text{ размаха крыла})$; $1/2E = 1/2E_0 + 0.125xD$; $1/2E = 300 \text{ м}$ при достаточной навигационной точности, 600 м в иных случаях.)

Рисунок C22: Сектор выхода согласно JAR-OPS (изменение ЛП $> 15^\circ$)

(Перевод надписей внутри рисунка – слева направо и сверху вниз: Начало: .траектории взлета . сектора выхода*; Начало разворота; $1/2E_0 = 90 \text{ м}$ или $(60 \text{ м} + 1/2 \text{ размаха крыла})$; $1/2E = 1/2E_0 + 0.125xD$; $1/2E = 600 \text{ м}$ при достаточной навигационной точности, 900 м в иных случаях; * Началом вектора выхода является: - конец TOD, если разворот начинается до конца TODA, или – конец TODA, если разворот начинается после конца TODA.)

Следует отметить, что рекомендации ИКАО относительно сектора выхода (Приложение 6) аналогичны определениям JAR-OPS.

FAR 121.189 Подчасть I

“FAR 121.189

(d)(2) Ни одно лицо, эксплуатирующее самолет транспортной категории с газотурбинными двигателями, не может выполнять взлет на этом самолете при весе, большем, указанного в Руководстве по летной эксплуатации самолета, [...] который позволяет сохранять чистую траекторию взлета, проходящую на горизонтальном удалении от всех препятствий [...] в пределах границ аэропорта не менее 200 футов, а за пределами границ не менее 300 футов.”

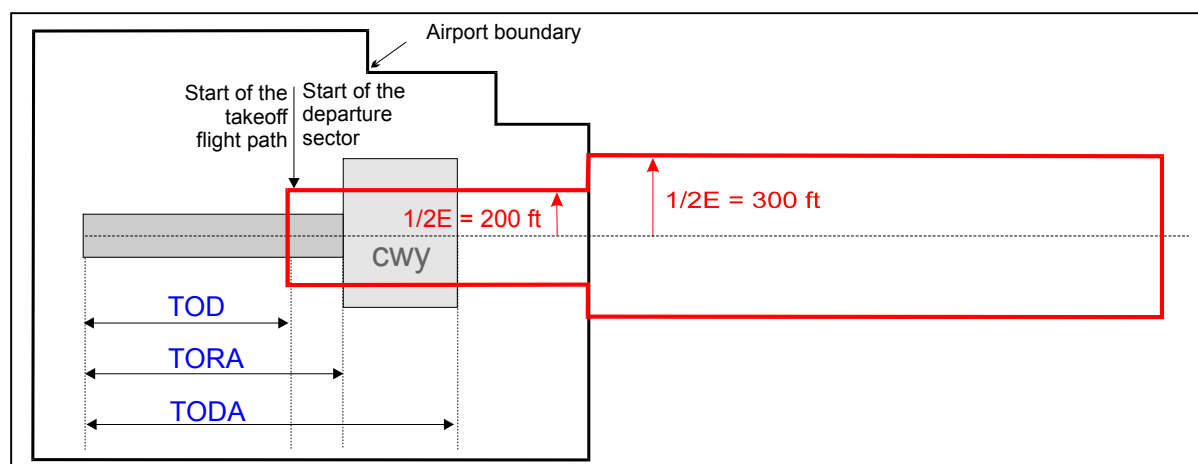


Рисунок C23: Сектор выхода согласно FAR

(Перевод надписей внутри рисунка – слева направо и сверху вниз: Граница аэропорта; Начало траектории взлета; Начало сектора выхода.)

5. ВНЕШНИЕ ФАКТОРЫ

Определение ограниченного по летно-техническим характеристикам взлетного веса должно производиться с учетом внешних условий на текущий день. Эти условия, воздействующие на MTOW, могут значительно меняться каждый день.

JAR-OPS 1.490 Подчасть G
JAR 25.105 Подчасть B
JAR 25.237 Подчасть B

FAR 121.189 (e) Подчасть I
FAR 25.105 Subpart B
FAR 25.237 Подчасть B

“JAR-OPS 1.490

(с) эксплуатант должен учитывать следующее [при определении максимальной взлетной массы]:

- Указанную в метеосводке составляющую встречного ветра не более 50% или составляющую попутного ветра не менее 150%;
- Высоту по давлению на аэродрома;
- Температуру окружающей среды на аэродроме;
- Уклон ВПП в направлении взлета;
- Состояние и тип поверхности ВПП“

5.1. Ветер

Составляющая ветра относительно оси ВПП является важным в отношении воздействия на взлет фактором. Она влияет на скорость разбега при взлете и, следовательно, на взлетные дистанции, которые уменьшаются при встречном ветре и увеличиваются при попутном.

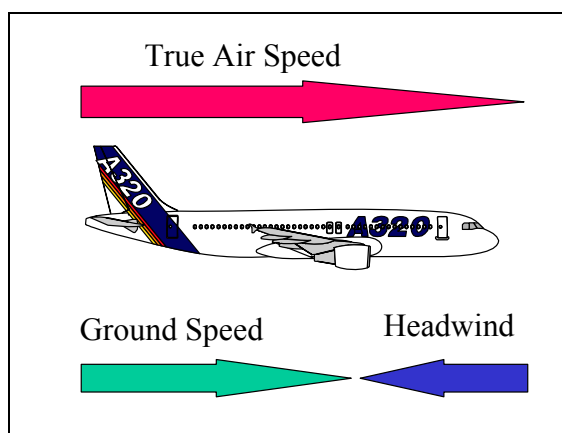


Рисунок С24: Влияние встречного ветра на скорость разбега

MTOW, рассчитываемый перед взлетом, должен определяться с учетом **50% фактической составляющей встречного ветра**, или **150% фактической составляющей попутного ветра**. Такое условие включено в программное обеспечение компании “Airbus”, касающееся летно-технических характеристик, так что для определения MTOW эксплуатанту остается только учесть фактическую составляющую ветра.

JAR 25.237 Подчасть В

FAR 25.237 Подчасть В

“JAR/FAR 25.237

(а) Для сухой ВПП должна быть определена скорость составляющей бокового ветра под углом 90°, проверенная на безопасность при взлете и посадке, которая должна составлять не менее 20 узлов или $0,2 V_{SO}^1$, смотря по тому, что больше, но она не должна превышать 25 узлов.”

Боковая составляющая ветра не влияет на взлетные характеристики. Тем не менее, необходимо, чтобы была продемонстрирована безопасность выполнения взлета и посадки при скорости боковой составляющей ветра до 25 узлов. Максимальное продемонстрированное значение должно публиковаться в Руководстве по летной эксплуатации воздушного судна.

5.2. Высота по давлению

Высота по давлению оказывает влияние на характеристики планера и двигателя. С увеличением высоты соответствующее статическое давление P_s и плотность воздуха ρ уменьшаются.

5.2.1. Влияние на аэродинамические характеристики

Равновесие сил в горизонтальном полете:

$$\text{Weight} = m g = \text{Lift} = \frac{1}{2} \rho S \text{TAS}^2 C_L$$

¹ V_{SO} - характеристическая скорость сваливания в конфигурации с убраннным шасси.

В итоге если высота по давлению увеличивается при данном весе, истинная воздушная скорость (TAS) должна быть увеличена, чтобы компенсировать уменьшение плотности воздуха. Соответственно увеличивается взлетная дистанция.

5.2.2. Влияние на двигатели

С увеличением барометрической высоты уменьшается располагаемая взлетная тяга. Соответственно удлиняются взлетные дистанции и снижаются градиенты набора высоты при взлете.

5.2.3. Выводы

Если высота по давлению $\nearrow \Rightarrow$ { Взлетные дистанции $\nearrow$
 { Градиенты набора высоты при взлете $\searrow$
 $\Rightarrow$ { MTOW $\searrow$

5.3. Температура

5.3.1. Влияние на аэродинамические характеристики

С повышением температуры окружающего воздуха (OAT) уменьшается плотность воздуха ρ . Как упоминалось выше, истинная воздушная скорость (TAS) должна быть увеличена, чтобы компенсировать уменьшение плотности воздуха. Вследствие этого увеличивается взлетная дистанция.

5.3.2. Влияние на двигатели

Взлетная тяга (TOGA) остается постоянной и равной номинальной тяге до тех пор, пока OAT не сравняется с температурой номинальной тяги (T_{ref}). Выше этой температуры взлетная тяга начинает падать (Figure C25).

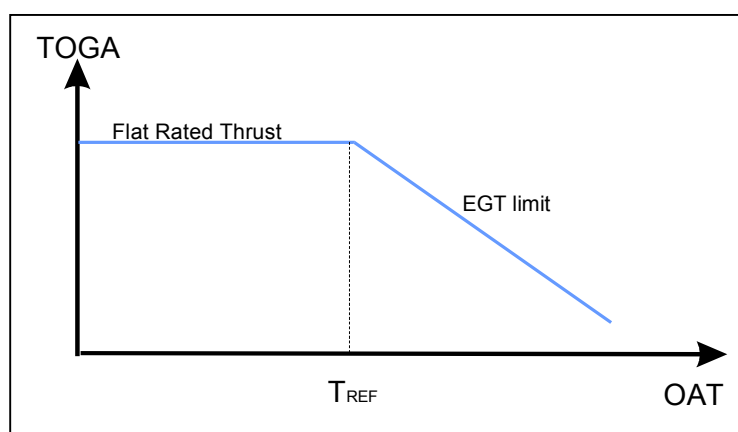


Рисунок C25: Зависимость тяги от температуры окружающего воздуха
 (Перевод надписей внутри рисунка – слева направо и сверху вниз: Номинальная тяга; Предельное значение EGT.)

Соответственно при увеличении температуры окружающего воздуха взлетные дистанции удлиняются, а градиенты набора высоты при взлете уменьшаются.

5.3.3. Summary

Если температура	⇒ {	Взлетные дистанции	↗
окружающего воздуха ↗		Гradienty набора высоты при взлете	↘
	⇒ {	MTOW	↘

5.4. Уклон ВПП

Обычно уклон выражается в процентах, перед которыми ставится знак «плюс», если уклон восходящий, или «минус», если уклон нисходящий.

Все воздушные суда производства компании «Airbus» в основном сертифицированы для взлета с использованием ВПП, имеющих уклон от -2% до +2%. Тем не менее, эти значения могут быть изменены при работе с определенных ВПП до расширенных пределов, но они являются крайними, так как требуют дополнительных сертификационных проверок.

С точки зрения характеристик восходящий уклон снижает способность воздушного судна к разгону и, следовательно, увеличивает взлетную дистанцию. С другой стороны, дистанция торможения в случае прерванного взлета укорачивается. Вот почему, в зависимости от взлетного ограничения, восходящий уклон иногда может способствовать увеличению MTOW, а иногда – его снижению.

Восходящий уклон	⇒ {	Взлетные дистанции	↗
		Дистанция прерванного взлета	↘
Нисходящий уклон	⇒ {	Взлетные дистанции	↘
		Дистанция прерванного взлета	↗

5.5. Состояние ВПП (сухая, сырая, влажная, загрязненная)

JAR-OPS 1.480 Подчасть F

Обсуждавшиеся ранее аспекты характеристик касались только сухих и влажных ВПП. Но на взлетные характеристики влияют также загрязнения и их необходимо учитывать при расчете взлетного веса. Нижеследующий раздел посвящен определению различных состояний ВПП с которыми, возможно, придется иметь дело при взлете.

5.5.1. Определения

“JAR-OPS 1.480

(4) **Сухая ВПП:** Сухой ВПП считается такая ВПП, которая не является ни влажной, ни загрязненной, и в эту категорию включены специально подготовленные ВПП с искусственным покрытием, имеющие прорези или поры, сохраняющие «сухой» эффект торможения даже при наличии влаги”

“JAR-OPS 1.480

(3) **Сырая ВПП:** ВПП считается сырой в случае, когда ее поверхность не является сухой, но влага на ней не придает ей явного блеска.”

FAA не затрагивает вопрос о сырых ВПП, приравнивая их к влажным, в то время как **JAR-OPS 1.475** констатирует, что **сырая ВПП эквивалентна сухой** применительно к взлетным характеристикам. Недавно исследовательские группы JAR 25 и JAR-OPS пришли к заключению о том, что сырую ВПП в отношении коэффициента сцепления (μ)¹ следует скорее рассматривать как влажную, нежели как сухую. В настоящее время в JAA идет обсуждение Извещения о предполагаемой поправке (NPA), так что возможно в будущем сырая ВПП будет рассматриваться как влажная.

“JAR-OPS 1.480

(10) **Влажная ВПП:** ВПП считается влажной в случае, когда ее поверхность покрыта водой или эквивалентной жидкостью [с толщиной слоя меньшей или равной 3 мм], или когда на поверхности ВПП имеется достаточно влаги, чтобы придать ей отражательную способность, но без значительных площадей стоячей воды”.

Другими словами, ВПП считается **влажной**, если она **блестит**, но риск глиссирования из-за наличия стоячей воды на участках ее поверхности отсутствует. Толщина водного слоя предполагается менее 3 мм.

В отношении **влажных ВПП с «проточками»** или с **«пористым фрикционным покрытием»**² могут использоваться специальные коэффициенты сцепления (между $\mu_{\text{сух.}}$ и $\mu_{\text{влажн.}}$), если они предусмотрены в Руководстве по летной эксплуатации ВС. В итоге усовершенствованная ASD иногда может способствовать достижению большего взлетного веса, чем на гладких влажных ВПП. Те не менее, в руководствах компании «Airbus» не приводится каких-либо специальных данных в отношении подобных типов ВПП.

“JAR-OPS 1.480

(2) **Загрязненная ВПП:** ВПП считается загрязненной в случае, когда более 25% поверхности ВПП в пределах потребных для использования длины и ширины покрыто следующим:”

- **Стоячая вода:** Появляется после сильного дождя и/или по причине недостаточного дренажа ВПП и имеет толщину слоя более 3 мм (0,125 дюйма).
- **Слякоть:** Вода, насыщенная снегом, разбрызгивающаяся при ударе ступней. Она имеет место при температуре около 5 °C, и ее плотность составляет приблизительно 0,85 кг/л (7,1 фунта на галлон США).

¹ μ = коэффициент сцепления = соотношение между максимальной располагаемой силой сцепления пневматика и вертикальной нагрузкой, действующей на пневматик.

² Специально подготовленные ВПП с пористым слоем фрикционного покрытия (PFC)

- **Мокрый снег:** При сжатии рукой снег слипается, приобретая форму снежка. Его плотность составляет приблизительно 0,4 кг/л (3,35 фунта на галлон США).
- **Сухой снег:** Может сдуться, если он рыхлый, или, будучи сжат рукой, вновь рассыпается при разжатии руки. Его плотность составляет приблизительно 0,2 кг/л (1,7 фунта на галлон США).
- **Уплотненный снег:** Спрессованный снег (типичный коэффициент сцепления составляет 0,2).
- **Лед:** Коэффициент сцепления составляет 0,05 или ниже.

5.5.2. Влияние на рабочие характеристики

Существует четкое разграничение во влиянии загрязнения на рабочие характеристики воздушного судна. Загрязняющие вещества могут подразделяться на **твердые** и **жидкие**.

- **Твердыми** загрязняющими веществами являются: Спрессованный снег и лед.
Они **уменьшают силы сцепления**.
- **Жидкими** загрязняющими веществами являются: Вода, слякоть и рыхлый снег.
Они **уменьшают силы сцепления** и служат причиной **сопротивления осадков и глиссирования**.

5.5.2.1. Уменьшение сил сцепления

Силы сцепления на сухой ВПП меняются в зависимости от скорости воздушного судна. Посредством летных испытаний устанавливается прямая связь между коэффициентом сцепления воздушного судна (μ) и скоростью движения по земле (Рисунок С26).

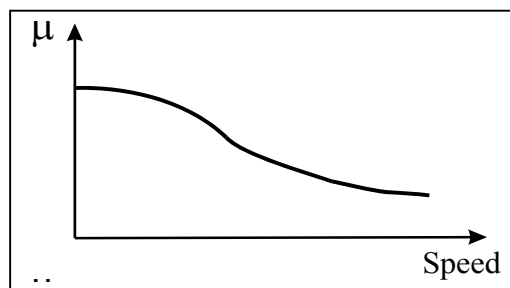


Рисунок С26: Зависимость между $\mu_{\text{сух.}}$ и скоростью воздушного судна

До недавнего времени правила гласили, что коэффициент сцепления воздушного судна на **влажной ВПП** и на ВПП, покрытой **стоячей водой** или **слякотью**, может быть выведен из полученного на сухой ВПП следующим образом:

$$\mu_{\text{влажн.}} = \mu_{\text{сух.}}/2 \text{ (ограничен до 0,4)}$$

$$\mu_{\text{загрязн.}} = \mu_{\text{сух.}}/4$$

Это касается самолетов основных вариантов А300, А300-600, А310, А320 (кроме А320-233), А321-100 (сертифицированных только согласно JAA), А330-300 (сертифицированных только согласно JAA) и А340.

На сегодняшний день, после введения поправки 42, разработан и введен в JAR/FAR 25.109 новый метод, известный как ESDU. Предлагаемый метод расчета $\mu_{\text{влажн.}}$ учитывает давление в пневматике, степень изношенности пневматика, тип ВПП и противоюзную эффективность, показанную в ходе летных испытаний. Коэффициент $\mu_{\text{загрязн.}}$ (вода и слякоть) вытекает из поправки, выработанной на основе серии летных испытаний. Модель ESDU подходит ко всем типам самолетов, не упомянутых выше.

В отношении ВПП, покрытых снегом или льдом, рассматриваются следующие величины, подходящие к любому типу ВС:

$$\mu_{\text{снег}} = 0,2$$

$$\mu_{\text{лед}} = 0,05$$

5.5.2.2. Эффективный μ и объявленный μ

Руководство аэропорта публикует информацию о загрязнении ВПП в документе, называемом “SNOWTAM”, в котором сообщается о:

- Виде загрязняющего вещества
- Средней толщине его слоя по каждой трети всей длины ВПП
- Объявленном μ или эффективности торможения.

Объявленный μ измеряется такими средствами, как измеритель коэффициента трения поверхности ВПП, установка для испытания эффекта торможения фирмы «Saab» (SFT), МЮ-метр, измеритель отрицательных ускорений при торможении фирмы «James» (JDB), измеритель фирмы «Tarpley», устройство диагонального торможения (DBV). Информацию о таких измерительных устройствах можно найти в документе ИКАО «Руководство по аэропортовым службам», часть 2.

Главная проблема заключается в том, что силы сцепления ВС (при взаимодействии пневматиков с поверхностью ВПП) зависят от его веса, степени износа пневматиков, давления в пневматиках, эффективности противоюзной системы и ... от наземной скорости. Единственным путем достижения эффективного μ воздушного судна было бы использовать само воздушное судно в тех же самых условиях взлета, что, конечно же, нереалистично в условиях ежедневного производства полетов.

Другим решением является использование одной из вышеупомянутых машин, но эти машины работают на значительно меньших скоростях и имеют гораздо меньший вес, чем воздушные суда. Далее возникает проблема корреляции цифр, получаемых при помощи этих измерительных устройств на автомобильной платформе (**объявленный μ**), и фактических тормозных характеристик воздушного судна (**эффективный μ**).

На сегодняшний день ученым пока не сопутствовал успех в предоставлении отрасли надежных и универсальных значений. Но испытания и исследования продолжаются. Поэтому «Airbus» увязывает эффективность торможения на загрязненной ВПП с видом загрязняющего вещества и толщиной его слоя, а не с эффективным μ воздушного судна. Правило гласит:

IEM OPS 1.485 Подчасть F

“IEM OPS 1.485

(b) Если данные характеристик определены на основе измеренного коэффициента сцепления ВПП, эксплуатанту следует применить процедуру коррелирования измеренного коэффициента сцепления ВПП с эффективным

коэффициентом сцепления при торможении типа самолета в требуемом диапазоне скоростей при фактическом состоянии ВПП”.

5.5.2.3. Сопротивление осадков

Сопротивление осадков подразделяется на:

- **Сопротивление смещения:** Возникает при смещении жидкого загрязнения из-под пневматика.
- **Сопротивление соударения брызг:** Возникает при забрасывании брызг колесами (главным образом, колесами носовой стойки) на фюзеляж.

Воздействие этих дополнительных видов сопротивления выражается в:

- Увеличении темпа торможения: воздействие положительно в случае прерывания взлета.
- Уменьшении темпа разгона: воздействие отрицательно при взлете.

Таким образом, отрицательное воздействие на темп разгона ведет к ограничению толщины слоя жидкого загрязняющего вещества максимальным значением. С другой стороны, если поверхность ВПП покрыта твердым загрязняющим веществом, воздействию подвергается только коэффициент сцепления (эффективный μ), а толщина загрязнения не влияет на взлетные характеристики.

5.5.2.4. Явление глиссирования

Наличие воды на ВПП приводит к созданию водяной пленки между пневматиком и ВПП, что сокращает сухую площадь (Рисунок С27). Такое явление приобретает наиболее критический характер с увеличением скорости, когда вода не успевает выжиматься из пространства между пневматиком и ВПП. Скольжение (или глиссирование) представляет собой ситуацию, при которой между пневматиками воздушного судна и поверхностью ВПП образуется тонкая пленка жидкости. При таких условиях сцепление пневматика уменьшается до почти пренебрежительной величины, как и торможение колес воздушного судна; управление колесами с целью выдерживания направления становится, таким образом, фактически неэффективным.

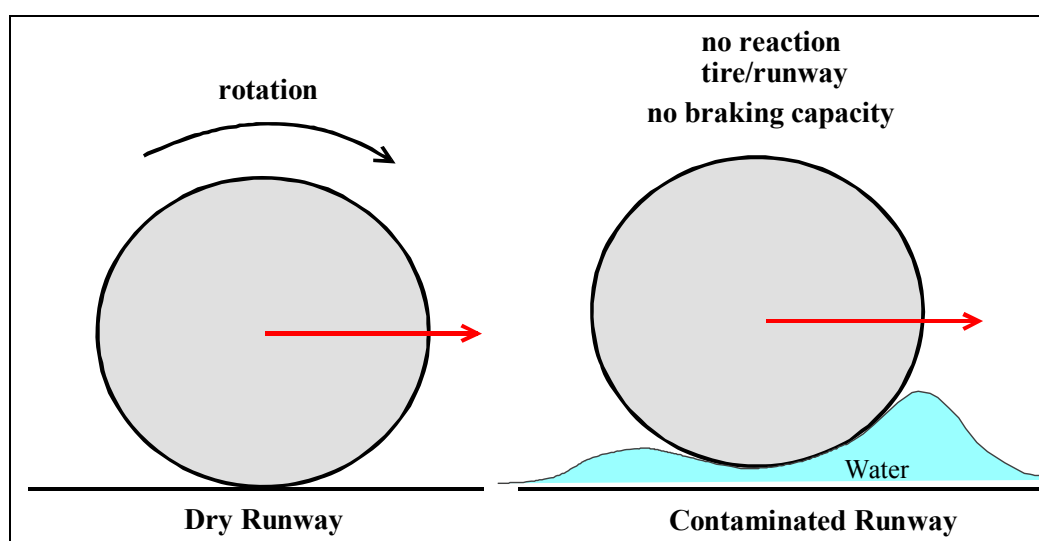


Рисунок С27: Явление глиссирования

(Перевод надписей внутри рисунка – слева направо и сверху вниз: вращение; нет реакции между пневматиком и ВПП, тормоза неэффективны; Вода; Сухая ВПП; Загрязненная ВПП.)

Скорость глиссирования зависит от давления пневматика и от удельного веса загрязняющего вещества (т.е. от его плотности).

$$V_{\text{глиссир.}} (\text{узлы}) = 34 (P_T/\sigma)^{0.5}$$

где
 P_T = давление пневматика (кг/см²)
 σ = удельный вес загрязняющего вещества.

Другими словами, **скорость глиссирования – это порог, на котором силы сцепления значительно уменьшаются.** При расчете характеристик на загрязненных ВПП учитывается глиссирование, ухудшающее эти характеристики.

5.5.3. Данные изготовителя воздушных судов

Изготовитель воздушного судна должен представить соответствующие данные, приводимые ниже, для работы на ВПП, загрязненных одним из упоминавшихся выше веществ:

JAR 25X1591

“JAR 25X1591

(а)(с) *Дополнительная информация о рабочих характеристиках при использовании ВПП, загрязненных стоячей водой, слякотью, рыхлым снегом, спрессованным снегом или льдом, должна представляться изготовителем в утвержденном документе в форме инструктивного материала для оказания содействия эксплуатантам в разработке соответствующих рекомендаций или инструкций для использования летными экипажами при работе на ВПП с загрязненной поверхностью”.*

“JAR 25X1591

(d) *Информация [о загрязненных ВПП] может составляться по расчетам или по результатам испытаний.”*

Что касается определения рабочих характеристик, компания «Airbus» предоставляет инструктивный материал о следующих загрязняющих ВПП веществах и максимальной толщине их слоя (Таблица С10):

Загрязняющее вещество	Влажная ВПП или эквивалент	Загрязненная ВПП
Вода (жидкое состояние)	< 3 мм (0,12 дюйма)	От 3 до 12,7 мм (0,5 дюйма)
Слякоть (жидкое состояние)	< 2 мм (0,08 дюйма)	От 2 до 12,7 мм (0,5 дюйма)
Мокрый снег (жидкое состояние)	< 4 мм (0,16 дюйма)	От 4 до 25,4 мм (1 дюйм)
Сухой снег (жидкое состояние)	< 15 мм (0,59 дюйма)	От 15 до 50,8 мм (2 дюйма)
Спрессованный снег (твердое состояние)	/	Толщина не ограничена
Лед (твердое состояние)	/	Толщина не ограничена

Таблица С10: Влажные и загрязненные ВПП

Отметим, что производить взлет не рекомендуется при параметрах состояния ВПП худших, чем приведенные выше.

5.5.4. Взлетные характеристики ВС на влажных и загрязненных ВПП

5.5.4.1. Дистанция прерванного взлета

JAR 25X1591

Определение ASD для загрязненной ВПП такое же, как и для влажной. При вычислениях ASD может потребоваться учитывать влияние реверса тяги, как только поверхность не оказывается сухой. Дистанции устанавливаются либо путем расчетов, либо по результатам испытаний.

5.5.4.2. Взлетная дистанция и разбег при взлете

JAR 25X1591
IEM-OPS 1.495 (b)

Определения TOD и TOR для загрязненной ВПП аналогичны определениям для влажной ВПП. Они могут устанавливаться как путем расчетов, так и по результатам испытаний.

5.5.4.3. Траектория взлета

JAR-OPS 1.495 Подчасть G	FAR 121.189
IEM-OPS 1.495 Подчасть G	
JAR 25.115	FAR 25.115

“JAR-OPS 1.495

(а) Чистая траектория должна проходить над всеми значимыми препятствиями с запасом расстояния по вертикали 35 футов.”

“JAR 25.115

(а) **Траектория взлета** начинается с высоты 35 футов над взлетной поверхностью в конце взлетной дистанции.”

Для влажной или загрязненной ВПП высота условного препятствия (высота в конце TOD) составляет 15 футов. Чистая траектория взлета начинается на высоте 35 футов в конце TOD. Таким образом, траектория максимальной гарантированной крутизны начинается на 15 футах, в то время как чистая траектория - на 35 футах в конце TOD (см. рисунок C28).

“IEM-OPS 1.495

Если взлет производится с влажной или загрязненной ВПП и происходит отказ двигателя на скорости V_1 , это означает, что самолет может изначально оказаться на целых 20 футов ниже чистой траектории взлета, и, следовательно, пролетать над ближайшими препятствиями с запасом всего 15 футов”.

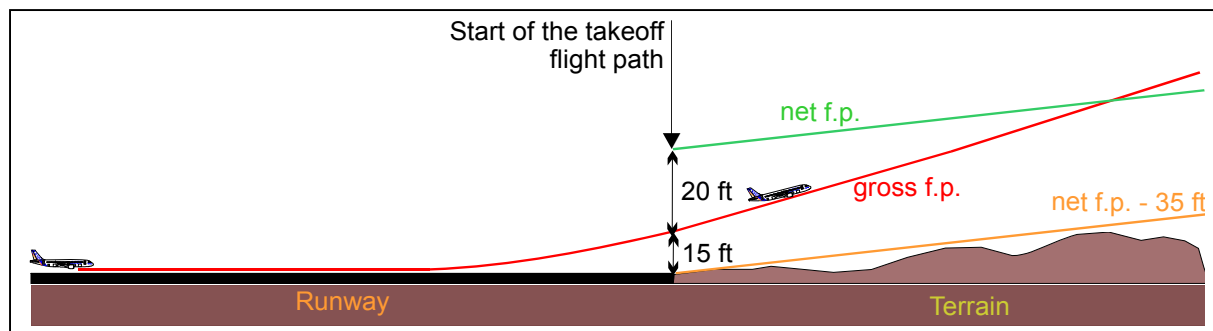


Рисунок С28: Траектории максимальной и минимальной гарантированной крутизны для влажных и загрязненных ВПП

(Перевод надписей внутри рисунка – слева направо и сверху вниз: Начало траектории взлета; чистая траектория взлета; 20 футов; траектория максимальной гарантированной крутизны; чистая траектория взлета – 35 футов; 15 футов; ВПП; Местность)

В то время как чистая траектория обеспечивает пролет препятствий с запасом 35 футов вдоль всей траектории взлета, траектория максимальной гарантированной крутизны может изначально быть в менее чем 35 футах над ближайшими препятствиями.

5.5.4.4. Взлетный вес

Требования к TOD и ASD различны для влажных и загрязненных ВПП с одной стороны и для сухих ВПП - с другой.

Действительно, для влажных и загрязненных ВПП высота условного препятствия составляет 15 футов, а не 35 футов, как для сухих ВПП. Более того, использование реверса тяги допускается при определении ASD для влажных и загрязненных ВПП, в то время как учитывать это при определении ASD для сухих ВПП запрещается.

Следовательно, можно получить дистанции TOD и ASD, которые для влажных и загрязненных ВПП будут короче, чем для сухих при тех же условиях взлета. Таким образом, возможно получение более высоких значений взлетного веса для поверхностей, покрытых водой, слякотью или снегом, чем для сухих ВПП. Вот поэтому в правилах указывается, что:

JAR-OPS 1.490 Подчасть G

“JAR-OPS 1.490

(b)(5) При влажной или загрязненной ВПП взлетная масса не должна превышать значения, допустимого при взлете с сухой ВПП в тех же условиях”.

6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОГО ВЗЛЕТНОГО ВЕСА

6.1. Процесс оптимизации скорости

«Airbus» рекомендует, чтобы MTOW для данной ВПП и при данных условиях определялся посредством оптимизации как соотношения скоростей V_1/V_R , так и соотношения V_2/V_S .

Программное обеспечение характеристик, предоставляемое «Airbus», автоматически выполняет такие операции оптимизации, назначение которых

заключается в достижении возможно наибольшего MTOW. Такой процесс оптимизации описывается в **Добавлении 2** настоящего руководства.

6.2. Таблица определения взлетного веса (таблица RTOW)

Для определения значения взлетного веса в целях его повторяющегося использования при планировании обязательным условием является предоставить пилотам данные, позволяющие быстро вычислять максимальный допустимый взлетный вес и сопутствующие ему скорости. Это может осуществляться посредством использования таких наземных или бортовых компьютерных систем, как LPC (для «почти безбумажной кабины»: см. **Добавление 3**), или документации на бумаге.

Такие документы на бумаге носят название «**Таблиц определения взлетного веса**» (RTOW). Таблицы должны составляться для каждого направления ВПП, и могут предоставляться для различных условий взлета по желанию заявителя (температура, данные ветра, QNH, положение закрылков, состояние ВПП, неработающие элементы).

Они предоставляют:

- Максимальный взлетный вес (MTOW)
- Скорости взлета (V_1, V_R, V_2)
- Код ограничений
- Минимальные и максимальные высоты разгона.

На рисунке C29 дается пример таблицы RTOW для самолета A319.

Пример: Определение MTOW и скоростей

ДАННЫЕ

- Взлет с аэродрома Париж-Орли, ВПП 08
- Конфигурация предкрылков/закрылков: 1+F
- OAT = 24°C
- Ветер = Штилевой
- QNH = 1013 гПа
- Кондиционирование воздуха: Выключено
- Состояние ВПП: Сухая

РЕЗУЛЬТАТ

- MTOW = 73,6 тонны
- $V_1 = 149$ узлов, $V_R = 149$ узлов, $V_2 = 153$ узла.
- MTOW ограничивается по: второму участку и препятствию (2/4)

Примечание: В случае отклонения от исходных условий таблицы (QNH, кондиционирование воздуха...) в значения MTOW и скорости вносятся коррективы.

A319131 - JAA		IAE V2522-A5 engines		PARIS - (ORLY)			08	17.0.0 30-AUG-00 AD131A04 *V 9
QNH 1013.25 HPA		Air cond. Off		Elevation 277 FT TORA 3320 M Isa temp 14 C TODA 3320 M rwy slope 0.07% ASDA 3320 M				
Anti-icing Off								DRY
OAT		CONF 1+F						
C	TAILWIND -10 KT	TAILWIND -5 KT	WIND 0 KT	HEADWIND 10 KT	HEADWIND 20 KT			
-6	72.0 4/4 146/46/51	73.4 2/4 148/48/53	74.8 2/4 153/53/58	75.6 2/4 157/57/62	76.3 2/4 161/61/65			
4	71.6 4/4 146/46/51	73.0 4/4 147/47/52	74.4 2/4 152/52/57	75.2 2/4 156/56/60	75.9 2/4 159/59/64			
14	71.2 4/4 145/45/50	72.5 4/4 146/46/51	74.0 2/4 150/50/55	74.9 2/4 154/54/59	75.6 2/4 157/57/62			
24	71.0 4/4 149/49/54	72.1 4/4 145/45/50	73.6 2/4 149/49/53	74.5 2/4 152/52/57	75.2 2/4 156/56/61			
34	70.8 4/4 148/48/53	71.7 4/4 145/45/50	73.1 2/4 147/47/52	74.1 2/4 151/51/56	74.9 2/4 154/54/59			
44	70.5 4/4 148/48/52	71.7 4/4 150/50/55	72.7 2/4 146/46/51	73.7 2/4 149/49/54	74.5 2/4 153/53/57			
54	70.4 4/6 147/47/51	71.5 4/4 149/49/54	72.0 2/4 142/43/48	72.1 4/8 144/49/54	72.0 2/4 136/43/48			
56	69.5 4/4 146/46/51	70.6 4/4 148/48/53	71.3 2/4 142/43/48	71.4 4/8 146/49/54	71.3 2/4 136/43/48			
58	68.3 4/4 145/45/50	69.4 4/4 147/47/52	70.4 4/4 144/44/48	71.4 2/4 147/47/51	71.6 2/4 146/47/52			
60	67.2 4/4 144/44/49	68.2 4/4 146/46/50	69.3 2/4 143/43/47	70.2 2/4 146/46/50	71.0 2/4 149/49/54			
62	66.0 4/4 142/42/47	67.0 4/4 145/45/49	68.2 2/4 141/41/46	69.1 2/4 145/45/49	69.8 2/4 148/48/53			
64	64.8 4/4 141/41/46	65.7 4/4 139/39/43	67.0 2/4 140/40/45	67.9 2/4 144/44/48	68.6 2/4 147/47/51			
66	63.6 4/4 140/40/44	64.6 4/4 138/38/42	65.9 2/4 140/40/44	66.7 2/4 143/43/47	67.4 2/4 146/46/50			
68	62.4 4/4 139/39/43	63.4 4/4 137/37/41	64.7 2/4 139/39/43	65.5 2/4 142/42/46	66.1 2/4 145/45/50			
70	61.2 4/4 138/38/42	62.2 4/4 136/36/40	63.4 2/4 138/38/42	64.2 2/4 141/41/45	64.8 2/4 144/44/48			
72	60.0 4/4 137/37/41	61.0 4/4 135/35/39	62.2 2/4 137/37/41	62.9 2/4 140/40/44	63.5 2/4 143/43/47			
74	58.8 4/4 136/36/40	59.8 4/4 134/34/38	60.9 2/4 136/36/40	61.7 2/4 139/39/43	62.2 2/4 142/42/46			
76	57.5 4/4 135/35/40	58.5 4/4 133/33/37	59.7 2/4 135/35/39	60.3 2/4 138/38/42	60.9 2/4 141/41/45			
78	56.1 4/4 129/29/34	57.2 4/4 131/31/35	58.4 2/4 134/34/38	59.0 2/4 137/37/41	59.6 2/4 140/40/44			
79	55.5 4/4 130/30/34	56.6 4/4 130/30/35	57.7 2/4 134/34/38	58.4 2/4 137/37/41	58.9 2/4 140/40/44			
LABEL FOR INFLUENCE		MTOW(1000 KG) codes V1min/VR/V2 (kt)		VMC LIMITATION	Tref (OAT) = 54 C Tmax (OAT) = 54 C		Min acc height 438 FT Max acc height 1674 FT	Min QNH alt 715 FT Max QNH alt 1951 FT
DW (1000 KG) DTPELEX DV1-DVR-DV2 (KT) (TVMC OAT C) DW (1000 KG) DTPELEX DV1-DVR-DV2 (KT)		LIMITATION CODES: 1=1st segment 2=2nd segment 3=runway length 4=obstacles 5=tire speed 6=brake energy 7=max weight 8=final take-off 9=VMU						Min V1/VR/V2 = 105/11/17 CHECK VMU LIMITATION Correct. V1/VR/V2 = 1.0 KT/1000 KG

Рисунок С29: Пример таблицы RTOW для самолета А319

7. ВЗЛЕТ ПРИ ПОНИЖЕННОМ УРОВНЕ ТЯГИ ИЛИ С ДЕФОРСИРОВАННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Фактический взлетный вес воздушного судна зачастую бывает меньше максимального установленного правилами взлетного веса. Поэтому в определенных случаях возможен взлет при тяге, меньшей максимального взлетного значения. Регулирование тяги в соответствии с фактическим весом выгодно, так как при этом **увеличивается срок службы и надежность работы двигателей** с одновременным снижением затрат на техническое обслуживание и эксплуатацию.

Такие действия при взлете подразделяются на две категории: в одном случае используется концепция пониженного уровня тяги, что в мире компании «Airbus» именуется «гибким взлетом», и в другом – используется специальный уровень дефорсирования двигателей, именуемый «дефорсированным взлетом».

7.1. Взлет при пониженном уровне тяги

Взлет с уменьшенной тягой называется **гибким взлетом**, а соответствующая ему тяга именуется **гибкой тягой**.

AMJ 25-13

AC 25-13

7.1.1. Определение

“AMJ 25-13 / AC 25-13

(4)(с) Уменьшенная взлетная тяга применительно к самолету – это тяга на взлете, меньшая, чем взлетная (или пониженного уровня) тяга. Взлетные характеристики самолета и положение РУД устанавливаются простыми апробированными способами, такими, как регулировка, или внесением корректив в установку режима тяги и характеристик.”

В этом случае «тяга, необходимая для взлета, не рассматривается как эксплуатационный взлетный предел.”

Как показано на рисунке C30, фактический взлетный вес меньше максимально допустимого взлетного веса, получаемого из таблицы RTOW. Поэтому можно определить температуру, при которой потребная тяга будет максимальной взлетной тягой для данной температуры. Эта температура именуется **«гибкой температурой (Т_{Гибк.})»** или **«предполагаемой температурой»**. Далее:

“AMJ 25-13 / AC 25-13

(5)(а) Уменьшенная взлетная тяга

(2) Основывается на утвержденной величине номинальной взлетной тяги, для которой обеспечивается полный набор характеристик самолета

(3) Способствует достижению соответствия требованиям управляемости самолета в том случае, когда взлетная тяга устанавливается в любой точке траектории взлета

(4) Составляет не менее 75% максимальной взлетной тяги при данных окружающих условиях”

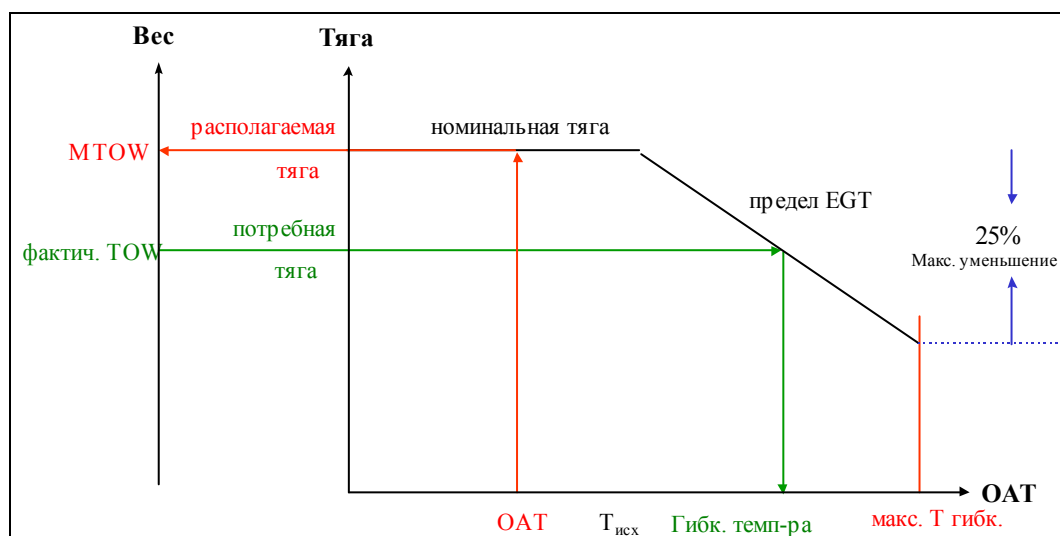


Рисунок С30: Принцип «гибкой» температуры

Далее, гибкая температура представляет собой вводимый параметр, посредством которого компьютер, контролирующий работу двигателя, регулирует тягу в соответствии с фактическим взлетным весом. В основе такого способа лежит утвержденная максимальная взлетная тяга, и, следовательно, использование тех же сертифицированных минимальных эволютивных скоростей.

Кроме того, тяга **не может быть уменьшена более чем на 25% максимальной взлетной тяги**, что приводит к **максимальной гибкой температуре**, как показано на рисунке С30.

В рамках соответствия вышеуказанным требованиям гибкий взлет возможен, только если гибкая температура отвечает следующим трем условиям:

$$\begin{aligned} T_{\text{Гибк.}} &> T_{\text{Исх.}} \\ T_{\text{Гибк.}} &> \text{OAT} \\ T_{\text{Гибк.}} &\leq T_{\text{Гибк. макс.}} \end{aligned}$$

Правилами предусматривается, чтобы эксплуатанты периодически проводили демонстрационные взлеты, используя минимальный взлетный режим тяги, чтобы проверить взлетные параметры (N1, N2, EPR, EGT). Интервал времени между такими показами может быть увеличен при условии использования утвержденной программы контроля состояния двигателя

7.1.2. Взлет при пониженном уровне тяги и состояние ВПП

“AMJ 25-13 / AC 25-13

(f) В Руководстве AFM сказано, что [взлеты при пониженном уровне тяги] не допускаются с загрязненных ВПП и не допускаются с влажных ВПП, если только должным образом не учтены характеристики в условиях увеличенной дистанции торможения на влажной поверхности”.

Эксплуатационная документация компании «Airbus» (RTOW, FCOM) предлагает информацию о характеристиках при гибких взлетах с влажных ВПП. Ее итог таков, что **гибкий взлет допускается при влажной ВПП, но запрещается при загрязненной**.

7.1.3. Определение «гибкой» температуры

Нижеследующий пример демонстрирует, как определить «гибкую» температуру, пользуясь таблицей RTOW (Рисунок С29).

Пример: Определение гибкой температуры и скоростей

ДАННЫЕ

- Взлет с аэродрома Париж-Орли, ВПП 08
- Конфигурация предкрылков закрылков: 1+F
- Фактический TOW = 66 тонн
- OAT = 24°C
- Ветер = +20 узлов, встречный
- QNH = 1013 гПа
- Кондиционирование воздуха: Выключено
- Состояние ВПП: Сухая

РЕЗУЛЬТАТ

- Гибкая температура = 68°C
- $V_1 = 145$ узлов, $V_R = 145$ узлов, $V_2 = 150$ узлов

Примечание: В случае отклонения от исходных условий таблицы (QNH, кондиционирование воздуха...) в значение гибкой температуры вносятся коррективы.

7.1.4. Схема взлета при пониженном уровне тяги

Для выполнения взлета при пониженном уровне тяги, что всегда происходит по усмотрению пилота, из таблицы RTOW должна определяться «гибкая» температура, вычисленная компьютерной системой без понижения тяги или эквивалентной. Это значение температуры затем должно быть введено в MCDU (многоцелевой блок управления и индикации) на этапе подготовки к взлету (Рисунок С31). В точке отпускания тормозов дроссельные рычаги должны быть поставлены в положение FLX (Рисунок С32) согласно Стандартному эксплуатационному правилу (SOP). В течение всего этапа взлета сохраняется возможность использования тяги TOGA. Однако, в случае отказа двигателя после V_1 применять ее не требуется

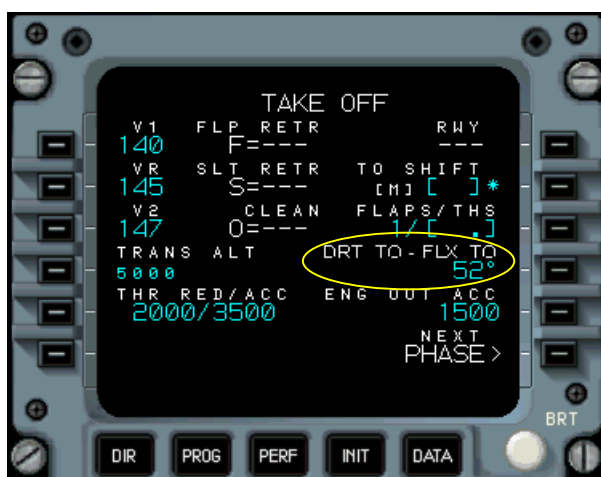


Рис. С31: Взлетные характеристики на MCDU

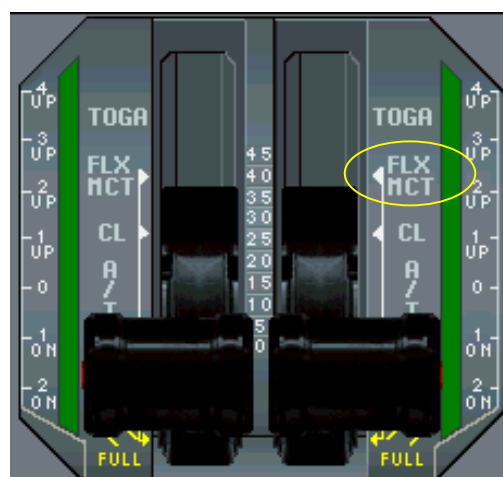


Рис. С32: Положение РУД

7.2. Взлет с дефорсированными двигателями

7.2.1. Определение

AMJ 25-13

AC 25-13

“AMJ 25-13 / AC 25-13

(4)(b) Дефорсированная взлетная тяга применительно к самолету представляет собой взлетную тягу, меньшую, чем максимальная взлетная тяга, в отношении которой в AFM предусмотрен ряд отдельных и независимых взлетных ограничений и характеристичных параметров, соответствующих всем требованиям Части 25.”

В этом случае **«потребная для взлета тяга рассматривается как нормальный взлетный эксплуатационный предел».**

Касающиеся взлета с дефорсированными двигателями ограничения, процедуры и параметры характеристик должны быть включены в Руководство по летной эксплуатации воздушного судна (AFM). По каждому уровню дефорсирования может составляться отдельная схема RTOW для конкретной ВПП с учетом таких новых ограничений, как минимальные эволютивные скорости.

7.2.2. Минимальные эволютивные скорости при пониженном уровне тяги

Конкретный пониженный уровень тяги соответствует основной максимальной тяге, уменьшенной на определенный процент. Следовательно, новая максимальная располагаемая тяга в любой точке траектории взлета урезана по сравнению с недефорсированной тягой. Отсюда могут быть установлены новые минимальные эволютивные скорости (V_{MCG} , V_{MCA}), как это изложено в JAR/FAR 25.149.

Уменьшение минимальных эволютивных скоростей иногда приводит к выигрышу во взлетных характеристиках (более высокий MTOW) при взлете с укороченных ВПП. Действительно, скорость принятия решения V_1 является максимальной скоростью, на которой еще можно прервать взлет и остановить воздушное судно в пределах ВПП. Тем не менее, V_1 должна быть выше V_{MCG} , причем дистанция прерванного взлета зачастую является наиболее критическим ограничением при укороченной ВПП. Снижение V_{MCG} может, следовательно, позволить уменьшить ASD при данном взлетном весе и способствовать более высоким взлетным характеристикам в случае, когда MTOW без снижения уровня тяги ограничен по ASD/ V_{MCG} .

Рисунок С33 показывает характеристики самолета А340 с уменьшением уровня тяги и без него (от 4% до 24%). В этом примере оптимальный уровень снижения тяги (самый большой MTOW) соответствует снижению уровня тяги на 20%.

A340313 - JAA		CFM56-5C4 engines		EXAMPLE		36		18.00 02-NOV-01 AA313B02 V 9						
Wind 0 KT QNH 1013.25 HPA Air cond. AC OFF Anti-icing AI OFF All reversers inoperative Dry check								Elevation 0 FT TORA 3000 M Isa temp 15 C TODA 3000 M rwy slope 0.00% ASDA 3000 M		WATER 1/4"				
						0 obstacle		CONF 3						
OAT C	NO DERATE		D04		D08		D12		D16		D20		D24	
20	195.8 3/3 130/31/43		205.1 3/3 128/29/41		208.2 3/9 126/30/40		216.0 3/9 125/34/43		220.4 3/9 123/36/44		227.9 3/9 121/40/46		223.9 3/9 121/39/45	

Рисунок С33: Взлетные характеристики при уменьшении и без уменьшения тяги
(Перевод надписей внутри рисунка – слева направо и сверху вниз: Для самолетов A340313–согласно JAA; Двигатели CFM56-5C4; ПРИМЕР; Ветер 0 узлов; Превышение 0 футов; TORA 3000 м; QNH 1013,25 гПа; Температура MCA 15°C; TODA 3000 м; Уклон ВПП 0,00%; ASDA 3000 м; Препятствия 0; ВОДА 1/4 дюйма; Кондиционирование– выкл.; Противообледенит. система– выкл.; Все реверсы неработоспособны; Сухая проверка; Без уменьшения тяги.)

7.2.3. Взлет с дефорсированными двигателями и состояние ВПП

Взлет с дефорсированными двигателями рассматривается как нормальный взлет с двигателями, работающими в своих эксплуатационных пределах. В Руководстве AFM представлены новые ограничения, процедуры и параметры характеристик для каждого уровня дефорсирования и каждой поверхности ВПП. Таким образом, можно определить MTOW для сухой, влажной или загрязненной ВПП, используя всего лишь специальную таблицу взлетных параметров, составленную в отношении конкретного уровня дефорсирования и состояния ВПП (Рисунок С34).

Итак, взлет с дефорсированными двигателями допускается как при влажной, так и при загрязненной ВПП.

A340313 - JAA		CFM56-5C4 engines		EXAMPLE		36		18.00 05-NOV-01 AA313B02 V 9	
QNH 1013.25 HPA				Elevation 0 FT TORA 3000 M		0 obstacle		WATER 1/4"	
Air cond. AC OFF				Isa temp 15 C TODA 3000 M				CONF 3	
Anti-icing AI OFF				rwy slope 0.00% ASDA 3000 M				D20	
All reversers inoperative									
Dry check									
OAT	TAILWIND	WIND	HEADWIND	HEADWIND	HEADWIND				
C	-10 KT	0 KT	5 KT	10 KT	20 KT				
10	158.3 3/3 122/23/35	233.3 3/9 123/42/48	235.9 3/9 125/43/49	238.3 3/9 127/44/50	240.3 2/3 131/47/52				
20		227.9 3/9 121/40/46	232.1 3/9 123/42/48	234.8 3/9 125/43/48	238.4 3/9 129/45/50				

Рисунок С34: Таблица RTOW при пониженном уровне тяги при наличии стоячей воды
(Перевод надписей внутри рисунка – слева направо и сверху вниз: Для самолетов A340313–согласно JAA; Двигатели CFM56-5C4; ПРИМЕР; QNH 1013,25 гПа; Превышение 0 футов; TORA 3000 м; Температура MCA 15°C; TODA 3000 м; Уклон ВПП 0,00%; ASDA 3000 м; Препятствия 0; ВОДА 1/4 дюйма; Кондиционирование– выкл.; Противообледенит. система– выкл.; Все реверсы неработоспособны; Сухая проверка; ПОПУТНЫЙ ВЕТЕР 10 узлов; ШТИЛЕВЫЕ УСЛОВИЯ; ВСТРЕЧНЫЙ ВЕТЕР 5 УЗЛОВ; ВСТРЕЧНЫЙ ВЕТЕР 10 УЗЛОВ; ВСТРЕЧНЫЙ ВЕТЕР 20 УЗЛОВ.)

7.2.4. Схема взлета с дефорсированными двигателями

Не все модели воздушных судов производства компании «Airbus» обладают способностью выполнять взлет с дефорсированными двигателями. В основном это присуще всем моделям A330 и A340¹, но другие типы воздушных судов «Airbus» этого не могут².

При наличии способности выполнения взлета с дефорсированными двигателями имеется 6 сертифицированных уровней в диапазоне от (TOGA-4%) до (TOGA-24%) с постоянным 4-процентным приращением (4%, 8%, 12%, 16%, 20% и 24%)³. Это означает, что AFM должен содержать набор рабочих параметров в отношении TOGA и в отношении каждого уровня дефорсирования (TOGA - X%).

Для выполнения взлета с дефорсированными двигателями необходимо проверить фактический взлетный вес и скорости на соответствие максимальному допустимому взлетному весу, вычисленному для данного уровня дефорсирования (по специальной таблице RTOW или по данным эквивалентной компьютерной системы). Уровень дефорсирования затем необходимо ввести в MCDU (Многоцелевой блок управления и индикации) на этапе подготовки к взлету (Рисунок С35). В точке отпускания тормозов дроссельные рычаги должны быть поставлены в положение FLX (Рисунок С36).

Внимание! При выполнении взлета с дефорсированными двигателями **не допускается использовать режим TOGA**, пока воздушное судно не оторвется от земли и не наберет скорость, большую минимальной скорости уборки закрылков (скорость "F"). Дело в том, что расчеты характеристик произведены применительно к минимальным эволютивным скоростям, отличным от скоростей в режиме TOGA.

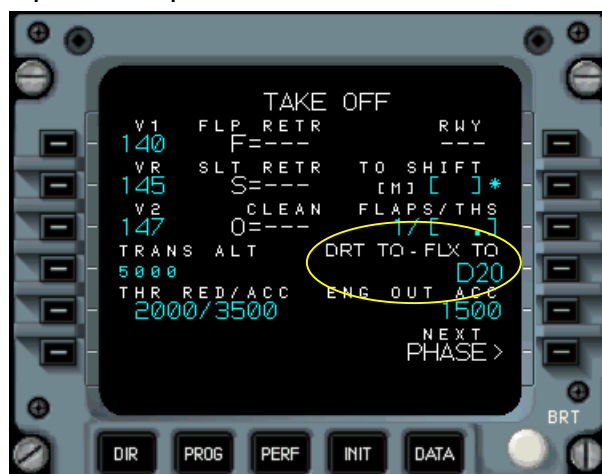


Рис. С35: Взлетные характеристики на MCDU

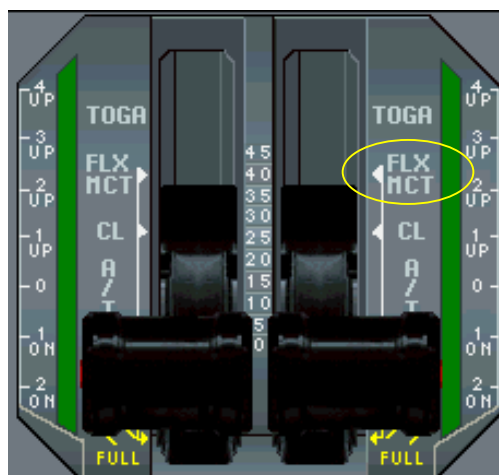


Рис. С36: Положение РУД

Отметим, что согласно философии «Airbus» параметры взлета при пониженном уровне тяги и взлета с дефорсированными двигателями смешивать нельзя.

¹ Стандарт после 1998 г., по усмотрению заказчика до 1998 г.

² Ожидается, что вскоре такой выбор будет предоставлен для семейства самолетов A320

³ Для самолетов A340-500/-600 два дополнительных уровня дефорсирования: 32% и 40%.

D. ОГРАНИЧЕНИЯ ПРИ ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ

1. ВИДЫ ОТКАЗОВ ПРИ ПОЛЕТАХ ПО МАРШРУТУ

Отказ двигателя или разгерметизация в полете представляют собой потенциальные проблемы, которые должны быть тщательно изучены, прежде чем выполнять полет по новому маршруту. Если они имеют место, это серьезно сказывается на высотах полета и, в силу этого, ситуация становится чрезвычайно затруднительной в гористой местности.

В случае **отказа двигателя** в полете запаса тяги оказывается недостаточно для уравнивания лобового сопротивления и сохранения надлежащей крейсерской скорости. Внезапно для полета на начальной высоте требуется большая тяга, чем та, которую обеспечивают двигатели в режиме максимальной тяги (МСТ). Единственное решение в этом случае – снизиться до более подходящей высоты полета, где располагаемая тяга может сравняться с потребной, тем самым позволяя воздушному судну **выполнять горизонтальный полет**.

В случае **разгерметизации** кабины также необходимо снижаться. Это необходимо не потому, что ухудшились характеристики, а из-за ограниченных возможностей кислородной системы. Действительно, на высоте крейсерского полета содержания кислорода в воздухе недостаточно для нормального дыхания членов экипажа и пассажиров. Вот почему необходима установка кислородной системы. Поскольку потребный для всего салона запас кислорода должен быть весьма значительным, его расход ограничивается режимом **максимальной продолжительности**. Поэтому в пределах определенного времени необходимо занять такую высоту полета, на которой недостаток кислорода больше бы не ощущался.

Условия для снижения не всегда одинаковы, поскольку иногда воздушным судам предстоит полет над горными районами. В таких случаях необходимо изучить маршрут, чтобы оценить возможность принятия надлежащих мер по покиданию критического района, если отказ произойдет в наихудших обстоятельствах полета. Если такая возможность есть, она должна быть четко определена и доведена до пилотов. Если ее нет, необходимо подыскивать новый маршрут.

В любом случае изучение маршрута должно проводиться в соответствии с требованиями летной годности, о чем более подробно говорится в последующих разделах.

2. ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

2.1. Общие определения

2.1.1. Схема полета со снижением

В случае отказа двигателя над горным районом на этапе набора высоты или крейсерского полета следует применять «стратегию избегания препятствий» или «стратегию полета со снижением» (Рисунок D1). Такая схема заключается в следующем:

- Перевод работающих двигателей в режим максимальной продолжительной тяги (МСТ).
- Снижение скорости до «зеленой точки».

- Набор высоты или снижение на скорости «зеленой точки» до достижения предельной высоты снижения¹.

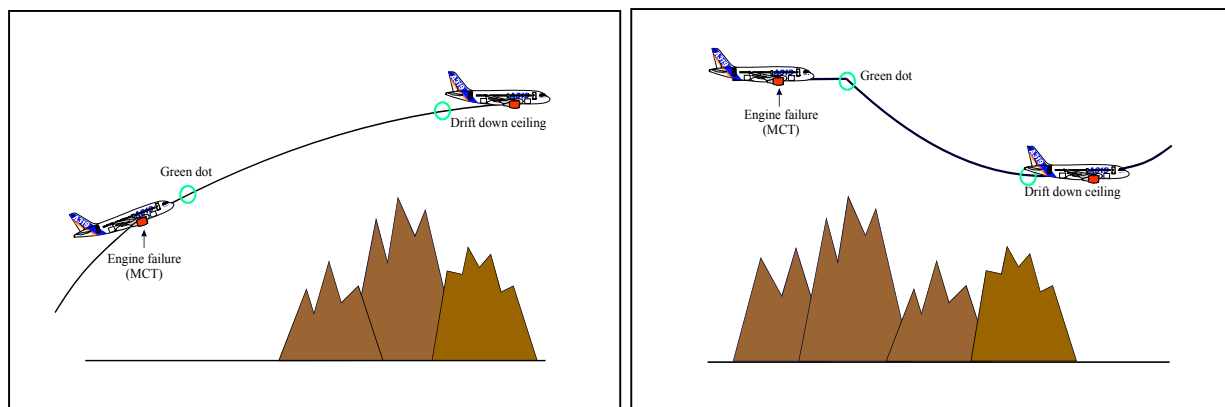


Рисунок D1: Схема полета со снижением (набор и снижение)

(Перевод надписей внутри рисунка – сверху вниз и слева направо: Скорость «зеленой точки»; Предельная высота снижения; Отказ двигателя (МСТ); Скорость «зеленой точки»; Предельная высота снижения; Отказ двигателя (МСТ).)

Скорость «зеленой точки», указанная зеленым кружком на основном пилотажном индикаторе (PFD), представляет собой скорость, обеспечивающую оптимальное соотношение между подъемной силой и лобовым сопротивлением, т.е. максимальное аэродинамическое качество. Как следствие, «стратегия полета со снижением» выражается в маневре, обеспечивающем максимально возможную высоту, занимаемую в пределах пройденного расстояния.

2.1.2. Траектория максимальной гарантированной крутизны и чистая траектория полета со снижением

JAR 25.123 Подчасть В

FAR 25.123 Подчасть В

2.1.2.1. Траектория максимальной гарантированной крутизны при полете со снижением

Траектория максимальной гарантированной крутизны при полете со снижением – траектория, по которой фактически следует воздушное судно после отказа двигателя (Рисунок D2). Правилами предписывается, чтобы эксплуатантам предоставлялась приводимая ниже информация о характеристиках полета со снижением:

“JAR/FAR 25.123

(а) При конфигурации для полета по маршруту траектория [максимальной гарантированной крутизны со снижением] должна определяться по каждому значению веса, высоты и температуры окружающего воздуха [...]. Изменение веса при следовании по траектории полета в связи с расходом топлива [...] работающими двигателями может включаться в вычисления. Траектории полета должны определяться на любой выбранной скорости при:

- Самом неблагоприятном расположении центра тяжести
- Неработающем критическом двигателе”

¹ Предельная высота снижения = максимальная высота, достижимая на скорости «зеленой точки» (вывод в горизонтальный полет)

2.1.2.2. Чистая траектория полета со снижением

Чистая траектория полета со снижением представляет собой траекторию максимальной гарантированной крутизны минус обязательное уменьшение (Рисунок D2).

“JAR/FAR 25.123

(b) Данные чистой траектории полета с одним неработающим двигателем должны представлять фактические характеристики набора высоты, уменьшенные на градиент набора высоты, составляющий

- 1,1% для самолетов с двумя двигателями
- 1,6% для самолетов с четырьмя двигателями.”

(c) Чистая траектория полета с двумя неработающими двигателями должна представлять фактические характеристики набора высоты, уменьшенные на градиент набора высоты, составляющий

- 0,5% для самолетов с четырьмя двигателями”

Чистый градиент = Полный градиент – Ухудшение градиента

	Ухудшение градиента	
	ВС с 2 двигателями	ВС с 4 двигателями
Чистая траектория (с одним неработающим двигателем)	1,1%	1,6%
Чистая траектория (с двумя неработающими двигателями)	-	0,5%

Таблица D1: Степень ухудшения градиента между траекториями максимальной гарантированной крутизны и чистой при полете со снижением

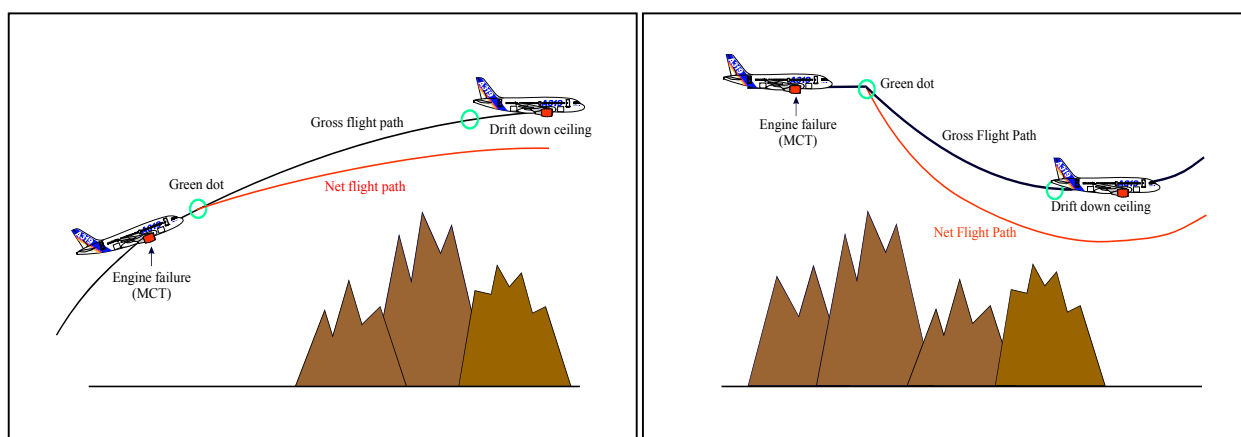


Рисунок D2: Траектории полета со снижением – максимальной гарантированной крутизны и чистая (набор высоты и снижение)

(Перевод надписей внутри рисунка—сверху вниз и слева направо: Скорость «зеленой точки»; Траектория максимальной гарантированной крутизны; Предельная высота снижения; Отказ двигателя (MCT); Траектория максимальной гарантированной крутизны; Скорость «зеленой точки»; **Чистая траектория полета**; Предельная высота снижения; **Чистая траектория полета**; Отказ двигателя (MCT).)

2.1.3. Запасный аэродром при взлете

JAR-OPS 1.295 Подчасть D

FAR 121.617 Подчасть U

В случае, если отказ двигателя происходит на этапе взлета, обычно предпочтительным считается развернуться на обратный курс и произвести посадку на аэродроме вылета. При невыполнимости требований посадки по причине метеорологических условий или из-за рабочих характеристик,

необходимо планировать запасный аэродром при взлете, располагающийся в пределах:

- **Одного часа** полета **воздушного судна с двумя двигателями** на крейсерской скорости с одним неработающим двигателем в штилевых условиях.
- **Двух часов** полета **воздушного судна с четырьмя двигателями** на крейсерской скорости с одним неработающим двигателем в штилевых условиях.

При невозможности возврата полет должен быть продолжен до запасного аэропорта с сохранением конфигурации для полета по маршруту², приданной спустя максимум 10 минут после отпущения тормозов. В итоге **этап набора высоты со снижением начинается в конце траектории взлета**. При полете до запасного аэропорта при взлете должен быть обеспечен запас высоты над препятствиями в соответствии с положениями следующего раздела:

2.2. Высота пролета препятствий по маршруту при одном неработающем двигателе

2.2.1. Расстояние по горизонтали до препятствия

Пролет препятствий должен быть обеспечен на всем протяжении маршрута полета с отказавшим двигателем. Задача состоит в том, чтобы определить, пролет каких препятствий необходимо обеспечить. Правила указывают, какие препятствия должны быть приняты в расчет:

JAR-OPS 1.500 Подчасть G FAR 121.191 Подчасть I
"JAR-OPS 1.500

(с) Чистая траектория полета должна обеспечивать самолету возможность продолжать полет с высоты крейсерского режима до аэродрома возможной посадки [...] с запасом высоты [...] над всеми складками местности и препятствиями на маршруте в пределах 9,3 км (5 м. миль) по обе стороны от намеченной линии пути"

(d) [...] эксплуатант должен увеличить запас расстояния по ширине [...] до 18,5 км (10 м. миль), если точность самолетовождения не соответствует 95% уровня удерживания¹. (Рисунок D3).

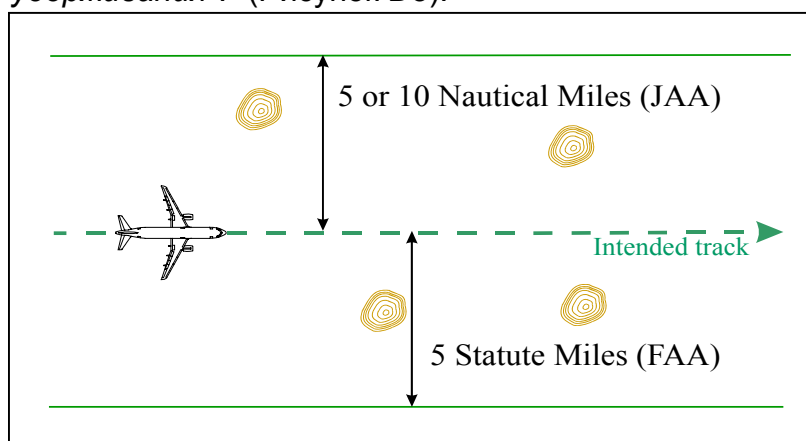


Рисунок D3: Запас бокового расстояния

Следует отметить, что правило **FAR** аналогично, за исключением того, что оно предписывает иметь запас бокового расстояния по **5 миль** с каждой

¹ 95%-й уровень удерживания обычно достигается в случае, если навигационная система ВС была скорректирована в пределах двух часов, или если ВС оснащено первичной GPS.

стороны намеченной линии пути. Далее, оно предусматривает необходимость утверждения «иной процедуры» в случае, когда ВС находится дальше от ближайшей радионавигационной точки, чем от критического препятствия, которое ему необходимо миновать.

При проведении детального изучения маршрута (для случая с отказом двигателя), используется топографическая карта с определением самых высоких препятствий в пределах коридора следования.

Другой, требующий меньше времени, но и менее точный способ заключается в использовании опубликованных минимальных высот полета, в которые уже заложен запас 2000 футов над препятствиями (см. раздел «Минимальная высота полета» в настоящей главе).

2.2.2. Расстояние по вертикали до препятствия

Расстояние по вертикали до препятствия всегда понимается как **запас расстояния между чистой траекторией полета и препятствиями**. Чистая траектория полета по маршруту определяется из **Руководства по летной эксплуатации воздушного судна** и должна учитывать метеорологические условия (**ветер и температура**), преобладающие в районе производства полетов. Кроме того, если на эшелоне полета на запасный аэродром ожидаются условия обледенения, должно учитываться влияние **противообледенительной** системы на чистую траекторию полета.

JAR-OPS 1.500 Подчасть G

FAR 121.191 Подчасть I

Всякое изучение маршрута следует проводить, сверяясь с одним из следующих условий, касающихся вертикального расстояния до препятствия. При невозможности соблюдения Условия 1, или если это отрицательно сказывается на весовых характеристиках, должно проводиться детальное изучение на основе Условия 2.

2.2.2.1. Условие 1: Запас высоты над препятствием 1000 футов

“JAR-OPS 1.500

(b) *Градиент чистой траектории полета должен быть положительным на высоте не менее 1000 футов над всеми складками местности и препятствиями по маршруту.*” (Рисунок D4)

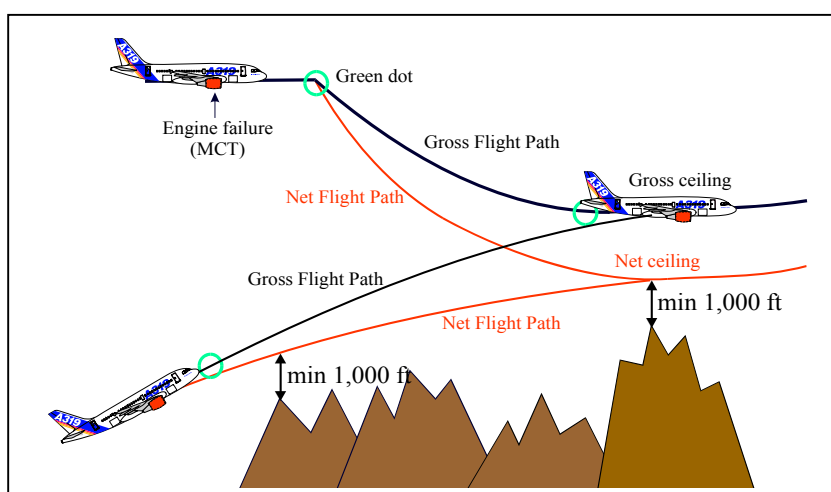


Figure D4: Vertical Clearance (1,000 feet)

(Перевод надписей внутри рисунка—сверху вниз и слева направо: Скорость «зеленой точки»; Отказ двигателя (МСТ); Траектория максимальной гарантированной крутизны; Предельная высота траектории

максимальной гарантированной крутизны; **Чистая траектория полета**; **Предельная высота чистой траектории полета**; Траектория максимальной гарантированной крутизны; не менее 1000 футов; **Чистая траектория полета**; не менее 1000 футов)

А- Методология, применяемая при отказе двигателя при наборе высоты

- Определить точку начала траектории полета по маршруту в наихудших условиях.
- Выбрать, используя топографическую карту, все препятствия в коридоре следования, которые необходимо миновать на этапе набора высоты. Нанести эти препятствия на графическую схему с указанием их расстояния до начала траектории полета по маршруту (по горизонтальной оси) и их высоты (по вертикальной оси).
- Используя AFM, определить чистую траекторию набора высоты для веса с запасом (например, использовать максимальный сертифицированный взлетный вес) и для метеорологических условий с запасом. Нанести ее на графическую схему.
- Вывод:
 - Если чистая траектория полета проходит над каждым препятствием с запасом высоты, составляющим не менее 1000 футов, изучение маршрута завершено.
 - Если чистая траектория полета не обеспечивает запаса высоты 1000 футов при пролете хотя бы одного из препятствий, необходимо уменьшить взлетный вес и сделать перерасчет чистой траектории полета таким образом, чтобы соблюдалось предыдущее условие. Если это невозможно, то надо изменить маршрут¹.

В- Методология, применяемая при отказе двигателя на крейсерском эшелоне полета

- Найти, используя карту, самое высокое препятствие в заданном коридоре следования и прибавить 1000 футов для получения высоты H_1 .
- Используя AFM, определить предельную высоту снижения для чистой траектории (H_2) при весе с запасом. Например, выбрать самый большой вес воздушного судна на входе в район с ограничительными условиями.
- Вывод:
 - Если H_2 больше, чем H_1 , изучение маршрута завершено, и достаточная высота пролета препятствий обеспечивается.
 - Если H_2 меньше, чем H_1 , проводится более детальное изучение на основе Условия 2, либо устанавливается ограничение по весу при взлете, либо подыскивается новый маршрут.

2.2.2.2. Условие 2: Запас высоты над препятствием 2000 футов

Условие 2 касается случая отказа двигателя на этапе крейсерского полета. В случае, когда Условие 1 не соблюдено или оказывается чрезмерно ограничительным в отношении веса, следует отработать схему полета со снижением, как поясняется ниже:

¹ Это изучение главным образом касается случая с уходом на запасной аэродром при взлете

“JAR-OPS 1.500

(с) Чистая траектория полета должна обеспечивать самолету возможность продолжать полет с высоты крейсерского режима до аэродрома возможной посадки [...] с запасом вертикального расстояния не менее 2000 футов над всеми складками местности и препятствиями на маршруте в пределах [заданного коридора следования].” (Рисунок D5).

В любой точке критической зоны на маршруте всегда должна быть возможность покидания этой зоны при обеспечении в процессе снижения по чистой траектории запаса высоты над препятствиями 2000 футов. Могут использоваться следующие три схемы покидания критической зоны: **Разворот на обратный курс, Отклонение от заданного маршрута или Продолжение полета.**

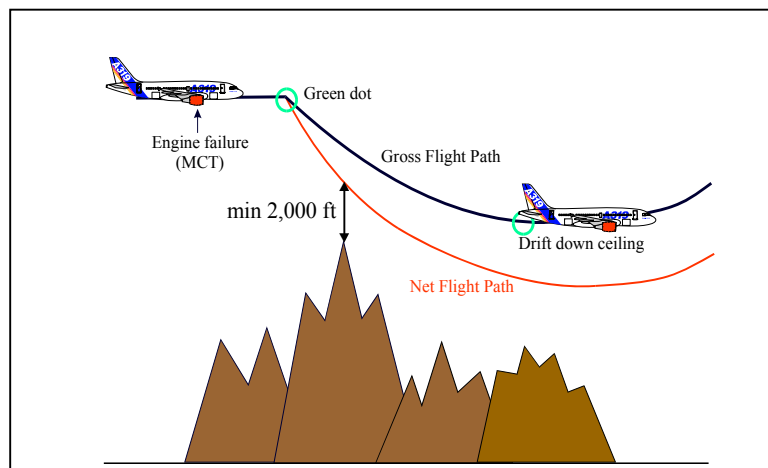


Рисунок D5: Расстояние по вертикали до препятствия (2000 футов)

(Перевод надписей внутри рисунка—сверху вниз и слева направо: Скорость «зеленой точки»; Отказ двигателя (МСТ); Траектория максимальной гарантированной крутизны; не менее 2000 футов; Предельная высота снижения; **Чистая траектория полета.**)

Методология, применяемая в случае отказа двигателя на крейсерском эшелоне полета

- Обозначить **критические точки** на маршруте: Критическая точка – точка, в которой, если происходит отказ двигателя и ВС начинает снижаться, чистая траектория полета проходит над наиболее угрожающим препятствием с запасом высоты не менее 2000 футов. Считается, что значение веса воздушного судна в каждой критической точке является наибольшим из тех, которые можно ожидать в этой точке в наихудших метеорологических условиях. Критической точкой могут быть:
 - **Точка возврата (А):** Точка, после которой невозможно осуществить возврат на обратный курс, иначе чистая траектория полета не обеспечит запас высоты над препятствиями 2000 футов.
 - **Точка продолжения (В):** Точка, после которой возможно продолжение полета по маршруту, поскольку 2000-футовый запас высоты при пролете препятствий по чистой траектории будет обеспечен.
- Выделить в заданном коридоре следования все препятствия, которые должны быть преодолены в процессе снижения в крейсерском режиме, и нанести эти препятствия на график, где по горизонтальной оси дается расстояние, а по вертикальной – относительная высота.

- Используя AFM, определить чистую траекторию возврата¹ и чистую траекторию продолжения, учитывая наихудшие условия ветра. С этой целью использовать начальный вес с запасом (например, выбрать самый большой вес ВС на входе в район с ограничительными условиями). Нанести чистые траектории полета на предыдущий график таким образом, чтобы наиболее высокие препятствия могли быть преодолены с минимальным запасом высоты 2000 футов.
- Вывод:
 - Если полученная **точка возврата (А)** находится **после точки продолжения (В)** (Рисунок D6), схема полета должна быть следующей, если только иная схема не признана более подходящей (более близко расположенный запасный аэропорт, более безопасная схема покидания критической зоны...). Если отказ двигателя происходит:
 - ▢ Перед точкой В: Возвращаться
 - ▢ После точки А: Продолжать полет
 - ▢ Между точками А и В: Либо возвращаться, либо продолжать полет
 - Если полученная **точка возврата (А)** находится **перед точкой продолжения (В)** (Рисунок D7), схема полета должна быть следующей, если только иная схема не признана более подходящей. Если отказ двигателя происходит:
 - ▢ Перед точкой А: Возвращаться
 - ▢ После точки В: Продолжать полет
 - ▢ Между точками А и В: Разработать схему покидания критической зоны, обеспечивающую достаточный запас высоты над препятствиями. Если это невозможно, рассмотреть вариант с уменьшением взлетного веса. Если уменьшение веса ведет к чрезмерному ухудшению характеристик, подыскать другой маршрут.

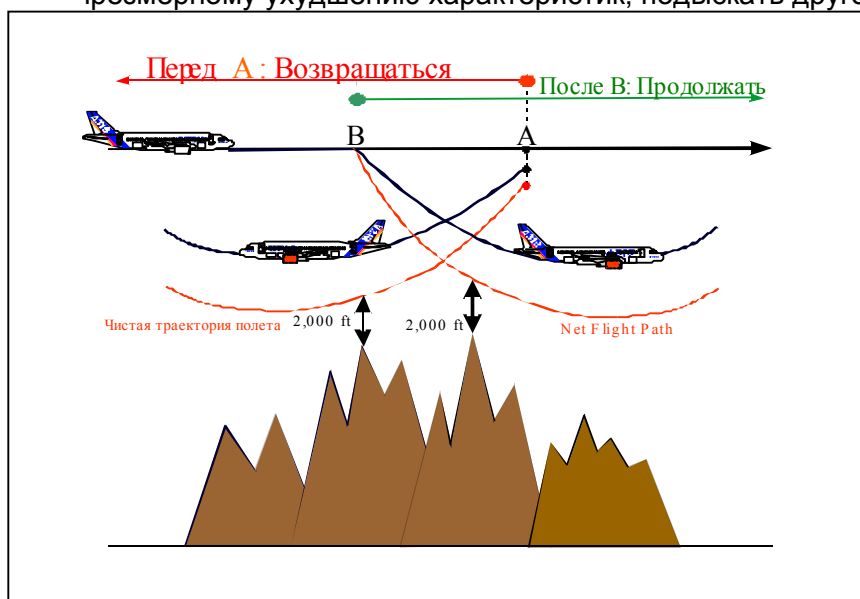


Рисунок D6: Точка продолжения (В) располагается перед точкой возврата (А)

¹ Чистая траектория возврата учитывает потерю высоты и времени при развороте на обратный курс.

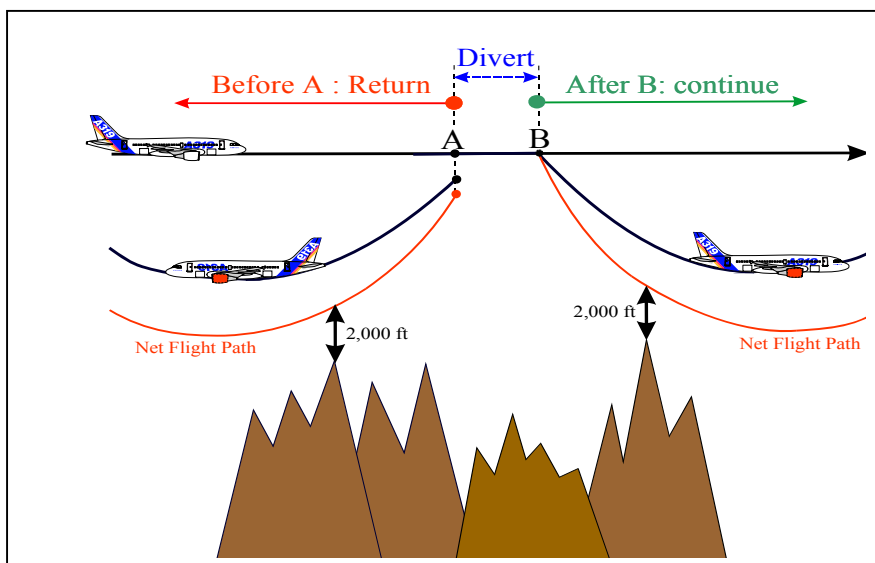


Рисунок D7: Точка продолжения (B) располагается после точки возврата (A)

2.2.3. Запасный аэродром

JAR-OPS 1.500 Подчасть G

FAR 121.191 Подчасть I

“JAR-OPS 1.500

(а) Градиент чистой траектории полета должен быть положительным на высоте 1500 футов относительно аэродрома предполагаемой посадки после отказа двигателя.” (Рисунок D8)

При изучении маршрута должны быть указаны разные запасные аэродромы для возможной посадки при различных вариантах ухода на них. Градиент чистой траектории полета должен иметь положительное значение на высоте не менее 1500 футов относительно аэродрома предполагаемой посадки. С этой целью может быть рассмотрен вопрос о сливе топлива при наличии соответствующей системы.

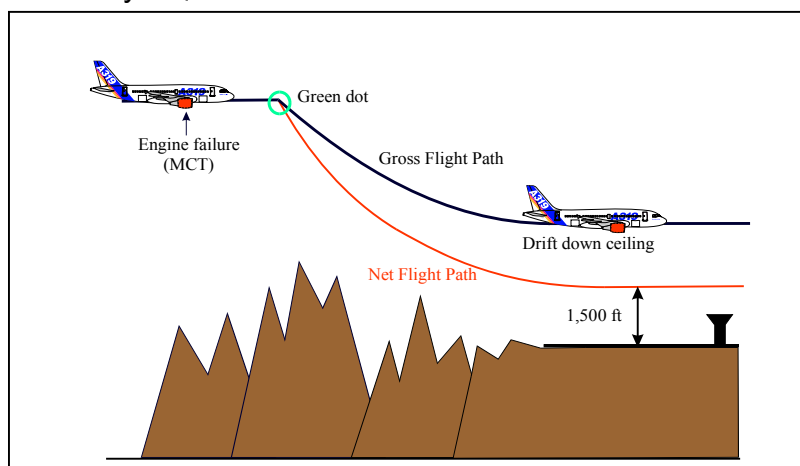


Рисунок D8: Требования к характеристикам при подходе к запасному аэродрому
(Перевод надписей внутри рисунка – сверху вниз и слева направо: Скорость «зеленой точки»; Отказ двигателя (МСТ); Траектория максимальной гарантированной крутизны; Предел высоты снижения; Чистая траектория полета; 1500 футов.)

Кроме того:

“JAR-OPS 1.500

(с)(4) На аэродроме, намеченном для посадки самолета после отказа двигателя, должны быть соблюдены следующие критерии:

- Характеристики при расчетной посадочной массе соответствуют требованиям
- Метеорологические сводки или прогнозы или их любые сочетания, а также донесения о состоянии летного поля свидетельствуют, что безопасная посадка выполнима в расчетное время”

Запасные аэродромы должны быть четко указаны в рассылаемых сообщениях или полетных извещениях и соответствовать предписанным **минимумам погоды по категориям захода на посадку**. Если эти минимумы не соблюдены, соответствующие схемы ухода на запасный аэродром невыполнимы.

2.3. Воздушные суда с двумя двигателями

2.3.1. Правило 60 минут

JAR-OPS 1.245 Подчасть D
JAR-OPS 1.246 Подчасть D
JAA Информационный листок 20

FAR 121.161 Подчасть H
AC 120-42A

“JAR-OPS 1.245

(а) Без особого распоряжения Полномочного органа [...] эксплуатант не использует самолет с двумя двигателями для полетов по маршруту, содержащему точку, отстоящую от соответствующего требованиям аэродрома на расстояние, большее, чем проходимое за 60 минут полета с [утвержденной] крейсерской скоростью при одном неработающем двигателе”.

Если хотя бы один участок маршрута находится на большем удалении от возможного запасного аэродрома на маршруте, чем проходимое за 60 минут полета с одним неработающим двигателем (Рисунок D9), авиакомпания понадобится особое распоряжение, называемое утверждением на полет ETOPS¹. Об ETOPS более подробно сообщается в специальной брошюре, выпускаемой «Airbus» под названием “Ознакомление с ETOPS”

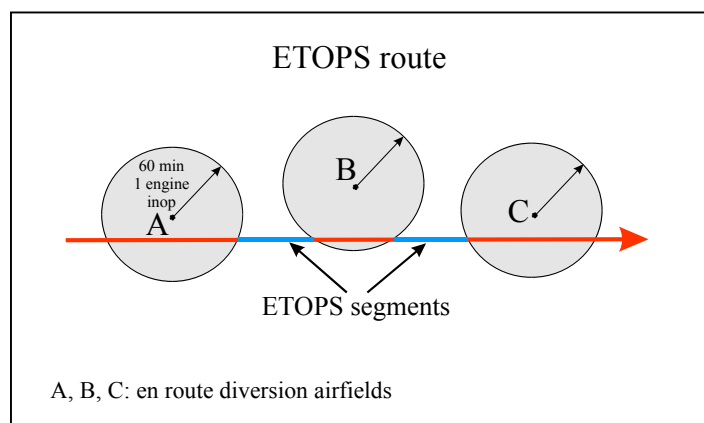


Рисунок D9: Правило 60 минут

(Перевод надписей внутри рисунка – сверху вниз и слева направо: Маршрут ETOPS; 60 мин. полета с 1 нераб. двигателем; Участки ETOPS; A, B, C: запасные аэродромы на маршруте.)

¹ ETOPS = Полеты увеличенной дальности воздушных судов с двумя двигателями

2.4. Воздушные суда с четырьмя двигателями

2.4.1. Правило 90 минут

JAR-OPS 1.505 Подчасть G FAR 121.193 Подчасть I
“JAR-OPS 1.505

(а) Эксплуатант обеспечивает, чтобы ни в одной точке намеченной линии пути самолет с тремя или более двигателями не находился от аэродрома, соответствующего требованиям к [посадочным] характеристикам, в более чем 90 минутах полета с крейсерской скоростью со всеми работающими двигателями при стандартной температуре в штилевых условиях, если только он не подпадает под [особые правила]”.

Такие особые правила предполагают **одновременный отказ двух двигателей**, что необходимо учитывать, если какой-либо участок маршрута находится более чем в 90 минутах полета со всеми работающими двигателями от аэродрома возможной посадки на маршруте.

“JAR-OPS 1.505

(с) Предполагается, что отказ двух двигателей происходит в наиболее критической точке той части маршрута, в которой самолет находится более чем в 90 минутах [полета] от аэродрома [возможной посадки]” (Рисунок D10).

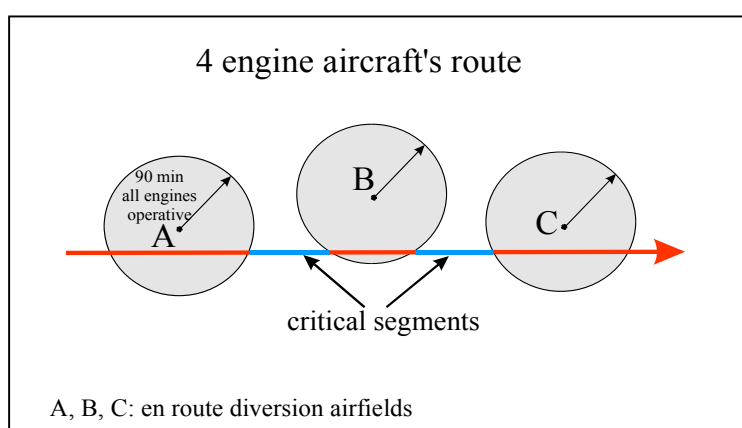


Рисунок D10: Правило 90 минут

(Перевод надписей внутри рисунка – сверху вниз и слева направо: Маршрут полета ВС с 4 двигателями; 90 мин. полета со всеми работающими двигателями; Критические участки; А, В, С: запасные аэродромы на маршруте.)

2.4.2. Высота пролета препятствий при двух отказавших двигателях

2.4.2.1. Расстояние до препятствий по горизонтали

Правила определяют ширину коридора, в котором должны учитываться препятствия, следующим образом:

JAR-OPS 1.505 Подчасть G FAR 121.193 Подчасть I
“JAR-OPS 1.505

(b) Параметры чистой траектории полета по маршруту с двумя неработающими двигателями должны обеспечивать самолету возможность продолжать полет при ожидаемых метеорологических условиях от точки, где предполагается одновременный отказ двух двигателей, до аэродрома возможной посадки, [...] проходя на удалении от всех складок местности и

препятствий на маршруте в пределах 9,3 км (5 м. миль)¹ по обе стороны намеченной линии пути. [...] В случае, если точность навигации не соответствует 95%-ному уровню удержания, эксплуатант должен увеличить запас по ширине [...] до 18,5 км (10 м. миль)².”

2.4.2.2. Расстояние до препятствий по вертикали

Расстояние до препятствий по вертикали понимается как **запас высоты между чистой траекторией полета с двумя неработающими двигателями и препятствиями**. Чистая траектория полета по маршруту с двумя неработающими двигателями определяется из **Руководства по летной эксплуатации ВС** с учетом метеоусловий (ветер и температура), преобладающих в районе производства полетов, а также, при необходимости, использования систем противообледенительной защиты.

JAR-OPS 1.505 Подчасть G
“JAR-OPS 1.505

FAR 121.193 Подчасть I

Чистая траектория полета должна обеспечивать запас расстояния по вертикали не менее 2000 футов над всеми складками местности и препятствиями на маршруте в пределах [предписанного коридора]”

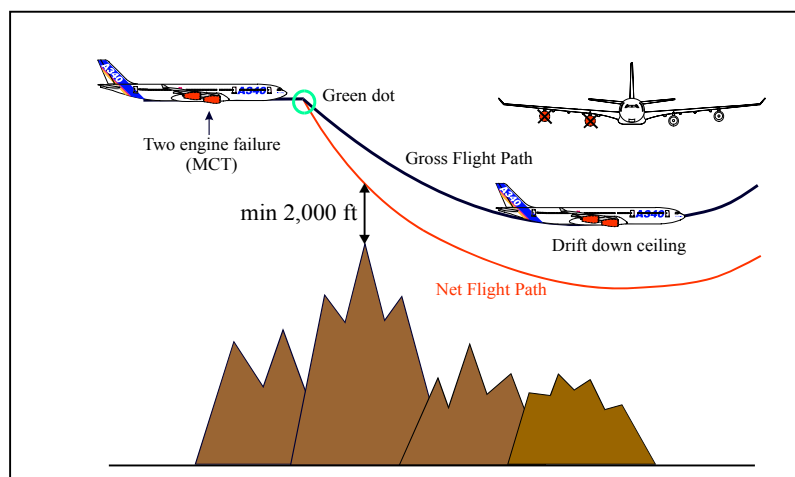


Рисунок D11: Расстояние до препятствия 2000 футов – с двумя неработающими двигателями
(Перевод надписей внутри рисунка – сверху вниз и слева направо: Скорость «зеленой точки»; Отказ двух двигателей (MCT) Траектория максимальной гарантированной крутизны; не менее 2000 футов; Предельная высота снижения; **Чистая траектория полета.**)

2.4.3. Выбор запасного аэродрома при двух отказавших двигателях

JAR-OPS 1.505 Подчасть G

FAR 121.193 Подчасть I

“JAR-OPS 1.505

(d) Градиент чистой траектории полета должен быть положительным на высоте 1500 футов относительно аэродрома предполагаемой посадки после отказа двух двигателей” (Рисунок D12).

При изучении маршрута должны быть указаны разные запасные аэродромы с соответствующими сценариями ухода на них. Следует, чтобы градиент чистой траектории полета при двух отказавших двигателях был положительным на высоте 1500 футов относительно аэродрома предполагаемой посадки. В этих целях может быть рассмотрен вариант со сливом топлива при наличии соответствующей системы.

¹ Согласно FAA - 5 статутных миль

² Правило JAA в FAA не действительно

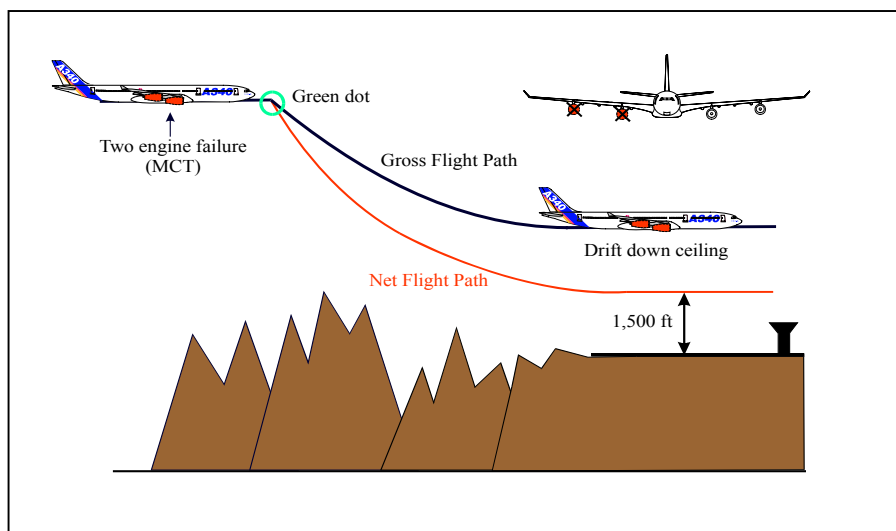


Рисунок D12: Требования к характеристикам при подходе к запасному аэродрому
(Перевод надписей внутри рисунка – сверху вниз и слева направо: Скорость «зеленой точки»; Отказ двух двигателей (MCT); Траектория максимальной гарантированной крутизны; Предел высоты снижения; Чистая траектория полета; 1500 футов.)

3. РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ ПАССАЖИРСКОГО САЛОНА В ПОЛЕТЕ

JAR-OPS 1.770 + Добавление 1
JAR-OPS 1.760

FAR 121.329
FAR 121.333

3.1.1. Кислородные системы

“JAR-OPS 1.770

(а)(1) Эксплуатант не использует герметизируемый самолет для полета на барометрических высотах более 10.000 футов, если на нем не предусмотрено кислородное оборудование [...]”

При разгерметизации салона кислород автоматически подается пассажирам через индивидуальные устройства, немедленно предоставляемые каждому сидящему в кресле. Эти устройства автоматически вводятся в действие в случае разгерметизации салона, но **кислород подается только в течение ограниченного периода времени**.

Продолжительность времени подачи кислорода пассажирам различна в зависимости от используемой системы. На сегодняшний день¹ существуют две основных категории кислородных систем: **химические** и **газовые**.

3.1.1.1. Химические системы

Химическая система обладает следующими характеристиками:

- Имеется независимый химический генератор, включающийся при надевании маски. Впоследствии **остановить поступление кислорода невозможно**.
- Поступление кислорода и давление его подачи **не зависят** от «высоты» в салоне.

¹ Разрабатывается новая кислородная система OBOGS (Бортовая система подачи кислорода). Она будет обеспечивать непрерывную подачу кислорода.

- Кислород подается пассажирам в течение определенного времени – **15 минут или 22 минуты**.
- Для подобной системы **предопределен максимальный профиль полета**

3.1.1.2. Газовые системы

У газовой системы имеются определенные преимущества перед химической:

- Она является **приспосабливаемой** за счет подбора количества кислородных баллонов высокого давления (до 14 баллонов на самолете А340).
- Поступление кислорода и давление его подачи **зависят** от высоты. Расход контролируется высотомерным устройством регулирования потока, расположенным вместе с маской. Оно способствует оптимизации потребления кислорода пассажиром: чем меньше высота, тем ниже уровень подачи кислорода.
- **Длительность подачи кислорода зависит от профиля полета и от количества имеющихся на борту кислородных баллонов.**
- Ниже высоты 10.000 футов по давлению в салоне кислород не подается.

3.1.2. Требования к кислородным системам для пассажиров

В помощь эксплуатантам при определении потребности в кислороде правила описывают взаимосвязь между минимальным потребным количеством кислорода и высотой полета. Эта информация предоставляется членам летного экипажа, персоналу обслуживания салона, а также пассажирам. Тем не менее, запас кислорода для членов экипажа всегда больше, чем для пассажиров и, следовательно, профиль снижения в большей степени ограничивается кислородной системой пассажиров, чем системами кислородного снабжения экипажа.

JAR-OPS 1.770 + Добавление 1
JAR-OPS 1.760

FAR 121.329
FAR 121.333

“FAR 121.329

(с)(1) В отношении полетов на высоте по давлению в кабине, превышающей 10.000 футов и достигающей 14.000 футов включительно, кислорода должно быть достаточно для снабжения 10% пассажиров в той части полета на этих высотах, которая длится более 30 минут.

(с)(2) В отношении полетов на высоте по давлению в кабине, превышающей 14.000 футов и достигающей 15.000 футов включительно, должно быть достаточно кислорода для снабжения 30% пассажиров в части полета на этих высотах.

(с)(3) В отношении полетов на высоте по давлению в кабине, превышающей 15.000 футов, кислорода должно быть достаточно для снабжения каждого пассажира на борту в течение всего полета на этой высоте.”

“FAR 121.333

(е)(2) [...] должен обеспечиваться запас не менее чем на 10 минут для снабжения лиц, занимающих места в пассажирском салоне.”

(е)(3) [...] Для оказания первой медицинской помощи [...] должен обеспечиваться запас кислорода, достаточный для снабжения двух процентов находящихся в салоне в течение всего полета после разгерметизации салона на высотах более 8000 футов, но никак не меньше, чем для одного лица.”

Соблюдение последнего условия достигается при помощи переносного устройства подачи кислорода. Итоговые требования к обеспечению пассажиров кислородом приведены в нижеследующей таблице (D2):

Высота полета	> 15.000 фут	Снабжение 100% пассажиров
	> 14.000 фут ≤ 15.000 фут	Снабжение 30% пассажиров
	> 10.000 фут ≤ 14.000 фут	Снабжение 10% пассажиров (не требуется в течение первых 30 минут)
	> 8,000 фут ≤ 10,000 фут	Снабжение 2% пассажиров после разгерметизации салона (использование переносной кислородной аппаратуры).
Снабжение 100% пассажиров в течение не менее 10 минут		

Таблица D2: Требования к снабжению пассажиров кислородом

3.1.3. Профиль полета

3.1.3.1. Ограничения кислородной системы

При разгерметизации салона **высота по давлению в салоне** учитывается так же, как и **барометрическая высота ВС**, если только не будет доказана полная невероятность этого. В ходе исследований всегда принимается, что высота по давлению в салоне та же, что и барометрическая высота ВС.

В итоге имеется возможность установления **профиля полета**, которому ВС всегда должно следовать с учетом требований к снабжению кислородом. Профиль зависит от установленной на борту кислородной системы:

- **Химическая система: Фиксированный профиль** (публикуется в FCOM).
- **Газовая система: Изменяемый профиль** (зависит от количества имеющихся кислородных баллонов и местоположения препятствий).

Профиль полета представляет максимальный эшелон, на котором можно лететь сообразно с возможностями кислородной системы. В качестве примера на рисунке (D13) показан профиль снижения с системой подачи кислорода в течение 22 минут.

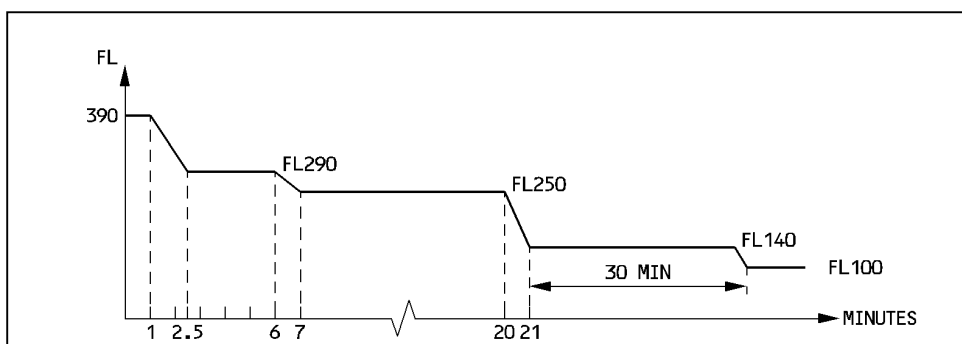


Рисунок D13: Профиль снижения самолета A319 с кислородной системой на 22 минуты

Например, приведенный выше профиль показывает, что спустя 7 минут после разгерметизации салона воздушное судно должно лететь на эшелоне полета FL250 или ниже.

3.1.3.2. Ограничения характеристик

Приведенный выше профиль снижения зависит только от возможностей кислородной системы, а не от характеристик воздушного судна.

Это, тем не менее, не означает, что ВС всегда способно следовать согласно «кислородному» профилю, особенно в режиме снижения. Как следствие, должен устанавливаться профиль «характеристик», и этот профиль должен всегда оставаться ниже «кислородного» профиля. Расчеты основываются на следующих предположениях:

- Этап снижения: Аварийное снижение на скорости ММО/ВМО. При необходимости, для увеличения вертикальной скорости снижения могут выпускаться воздушные тормоза.
- Этап крейсерского полета: Крейсерский полет на максимальной скорости (ограниченной VMO).

В итоге для данного начального веса и эшелона полета «кислородный» профиль как функция времени, трансформируется в профиль «характеристик», как функцию расстояния (Рисунок D14).

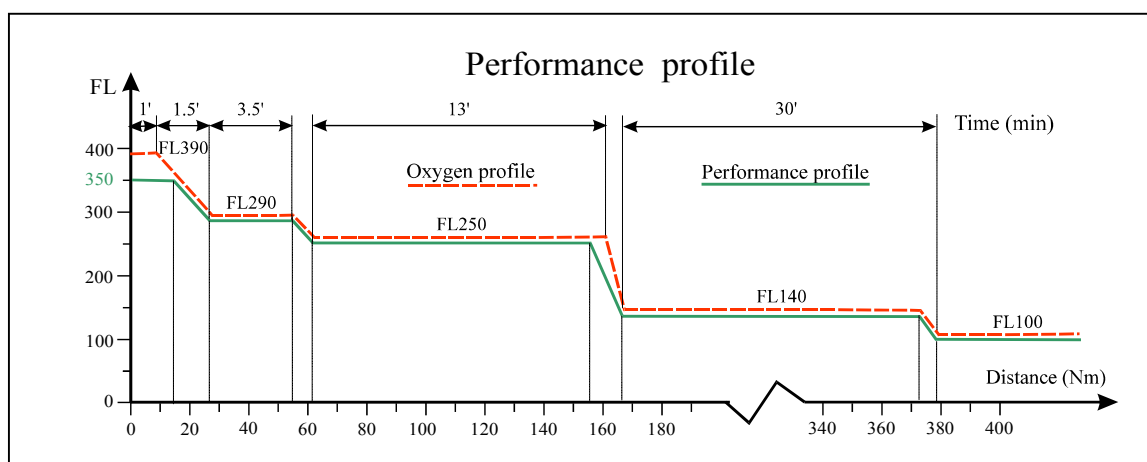


Рисунок D14: Профиль характеристик самолета A319 с кислородной системой на 22 минуты
(Перевод надписей внутри рисунка – сверху вниз и слева направо: Профиль характеристик; Время (мин.)
Кислородный профиль; Профиль характеристик; Расстояние (м. мили).)

Примечание: При установлении профиля «характеристик» **всегда принимается, что ВС способно лететь на скорости ММО/ВМО**. Случаи, в которых скорость следует уменьшать (повреждения конструкции, турбулентность...), не должны приниматься в расчет.

3.1.4. Минимальные высоты полета

JAR-OPS 1.250
IEM OPS 1.250

FAR 121.657

Минимальные высоты полета должны устанавливаться следующим образом:

“FAR 121.657

(c) Ни одному лицу не позволяется эксплуатировать ВС по ППП [...] в назначенных горных районах на высоте менее 2000 футов над самым высоким препятствием в пределах пяти миль горизонтального расстояния от центра намеченного курса.”

“JAR-OPS 1.250

(a) Эксплуатант устанавливает минимальные высоты полета и способы определения этих высот для всех участков намеченного маршрута полета [...].

(b) Каждый способ установления минимальных высот полета должен утверждаться полномочным органом.”

В помощь эксплуатантам JAA в IEM OPS 1.250 дается инструктивный материал, содержащий наиболее распространенные определения опубликованных минимальных высот полета:

- **MOCA** (Минимальная абсолютная высота пролета препятствий) и **MORA** (Минимальная абсолютная высота вне маршрута). Они соответствуют максимальному превышению местности или препятствий плюс:
 - 1000 футов при превышении до 5000 футов включительно (или 6000 футов)¹.
 - 2000 футов при превышении более 5000 футов (или 6000 футов) с округлением до последующей сотни футов.
- **MEA** (Минимальная безопасная высота полета по маршруту) и **MGA** (Минимальная безопасная высота на координатной сетке). Они соответствуют максимальному превышению местности или препятствий плюс:
 - 1500 футов при превышении до 5000 футов включительно.
 - 2000 футов при превышении более 5000 футов и менее 10.000 футов.
 - 10% превышения плюс 1000 футов выше 10.000 футов.

В итоге **минимальная высота полета** более 10.000 футов, считающаяся приемлемой, равна **превышению самого высокого препятствия плюс 2000 футов**.

3.1.5. Высота пролета препятствий при разгерметизации пассажирского салона

В случае разгерметизации пассажирского салона в чистой траектории полета нет необходимости. Чистая траектория полета понимается как граница безопасности, если существует риск неспособности сохранения воздушным судном расчетных параметров снижения (как в случае отказа двигателя).

При разгерметизации салона полет может без проблем выполняться на любой высоте ниже изначальной высоты полета при всех работающих двигателях. Следовательно, применяются стандартные минимальные высоты полета и **поэтому профиль снижения должен обеспечивать пролет любого препятствия с запасом высоты 2000 футов** (Рисунок D15).

¹ В зависимости от методики: по Jeppesen - 5000 футов, по KSS - 6000 футов

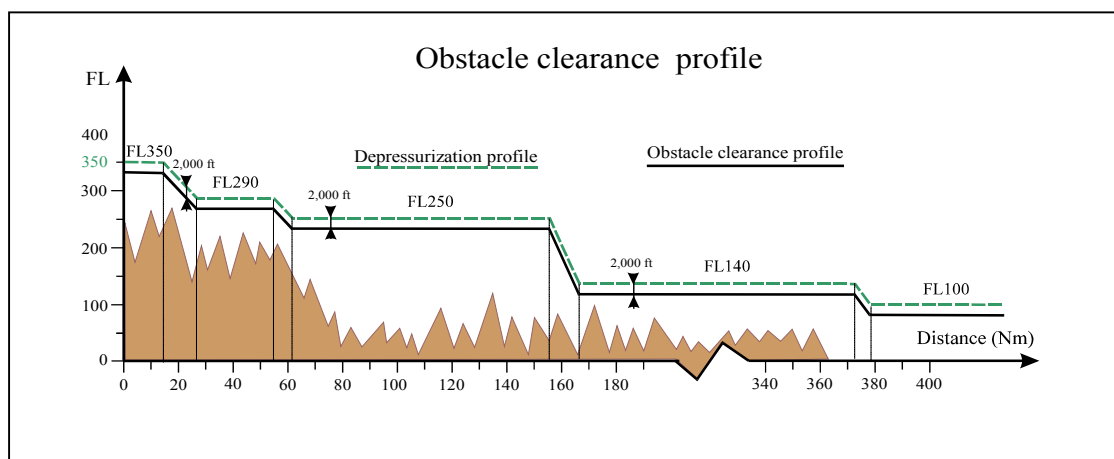


Рисунок D15: Профиль высоты пролета препятствий самолетом A319 при разгерметизации
(Перевод надписей внутри рисунка – сверху вниз и слева направо: Профиль высоты пролета препятствий; Профиль полета при разгерметизации; Профиль высоты пролета препятствий; Расстояние (м. мили).)

4. ИЗУЧЕНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ПОЛЕТА ПО МАРШРУТУ

Как правило, отказы (двигателя или системы герметизации) всегда должны ожидаться в наиболее критических точках намеченного маршрута. Тем не менее, при различных профилях снижения критические точки могут также различаться применительно к конкретному случаю отказа. Важное обстоятельство: **правилами не предписывается, чтобы рабочие характеристики могли противостоять обоим видам отказа одновременно.**

В случае раздельного принятия мер по обоим отказам количество критических точек и конкретных путей покидания критических зон также возрастает. В итоге усложненность задачи может создавать дополнительную нагрузку на летные экипажи с последующим риском ошибок.

Именно поэтому в случае любого отказа предпочтительно определять одни и те же критические точки и пути покидания. Тем самым, сокращается время реакции и уменьшается риск ошибки. В подобном случае изучение особенностей полета по маршруту следует проводить на основе наиболее проигрышного профиля снижения (Рисунок D16).

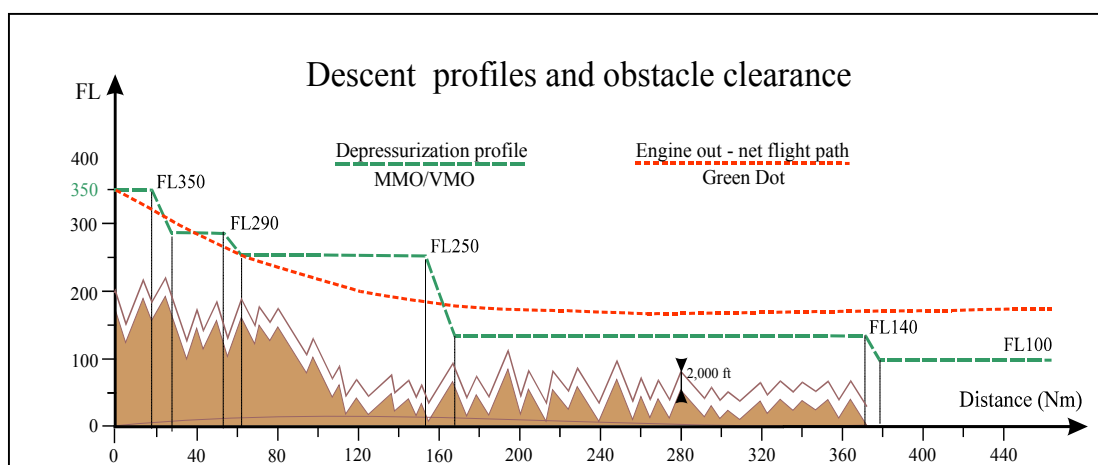


Рисунок D16: Профили снижения самолета A319 при отказе двигателя + разгерметизации
(Перевод надписей внутри рисунка – сверху вниз и слева направо: Профили снижения и пролет препятствий; Профиль полета при разгерметизации; Чистая траектория полета с отказавшим двигателем/скорость «зеленой точки»; Расстояние (м. мили).)

Е. ПОСАДКА

1. ВВЕДЕНИЕ

Перед тем, как разрешить вылет воздушного судна, эксплуатант должен уточнить посадочные характеристики, исходя из сведений о сертификации самолета (JAR 25/FAR 25) и эксплуатационных ограничений, определенных в JAR-OPS и FAR 121. В нормальных условиях эксплуатации эти ограничения не столь существенны и в большинстве случаев позволяют выпускать воздушное судно при максимальном посадочном весе конструкции. Это ведет к тому, что в процессе выпуска важность проверки посадочных параметров снижается. Однако, в случае неработоспособности каких-либо элементов, неблагоприятных внешних условий или загрязненных ВПП посадочные характеристики могут оказаться намного хуже расчетных. Поэтому подготовка к полету чрезвычайно важна с точки зрения обеспечения его безопасности.

В последующих главах мы уделим внимание посадочным характеристикам на основе правил летной годности и условий допуска на вылет. Завершающая глава затронет вопросы организации полетов и выбора запасного аэродрома посадки.

2. РАСПОЛАГАЕМАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ (LDA)

2.1. Без препятствий под траекторией посадки

В данном случае располагаемая посадочная дистанция (LDA) – это длина ВПП (TORA). Концевая полоса безопасности в расчетах посадки не используется.

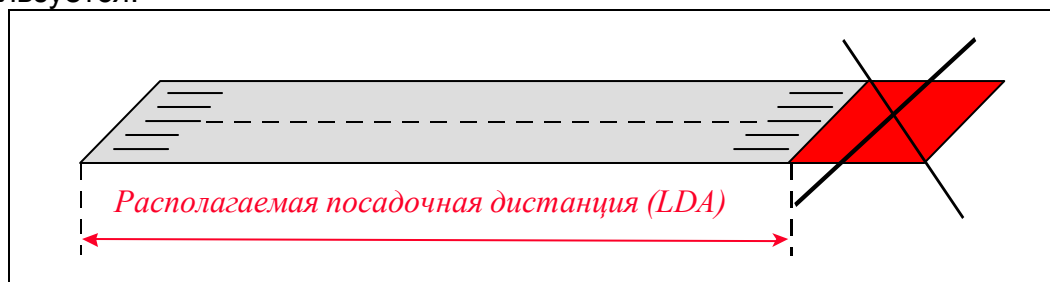


Рисунок Е1: Располагаемая посадочная дистанция

2.2. С препятствиями под траекторией посадки

Располагаемая посадочная дистанция (LDA) может быть укорочена из-за наличия препятствий под траекторией посадки.

В рекомендациях, содержащихся в Приложении 8 ИКАО, приводятся размеры защитных поверхностей для посадки и захода на посадку (конус захода на посадку).

При отсутствии препятствий в пределах конуса захода на посадку, как показано ниже (см. Рисунок Е2), для посадки можно использовать длину ВПП.

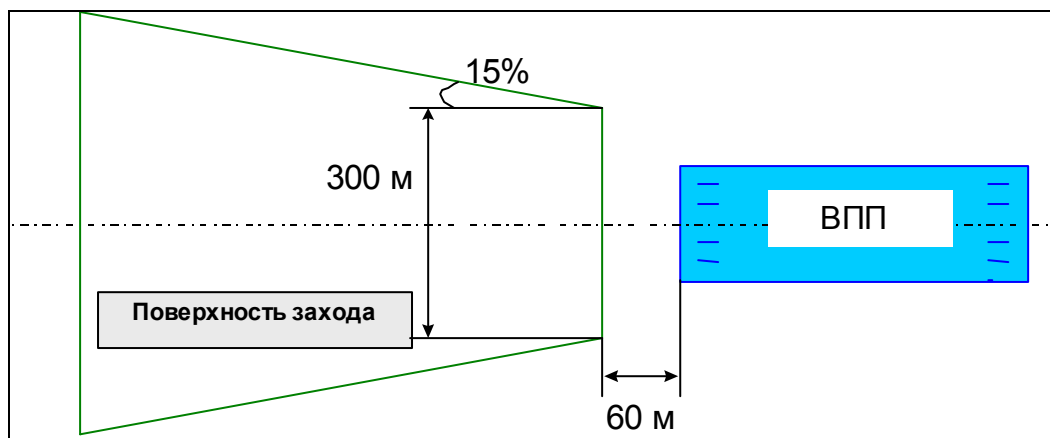


Рисунок Е2: Поверхность захода на посадку

Однако при наличии препятствия в пределах конуса захода на посадку на ВПП устанавливается смещенный порог из расчета 2% наклонной плоскости, касательной к самому существенному препятствию, плюс запас в 60 м (Рисунок Е3).

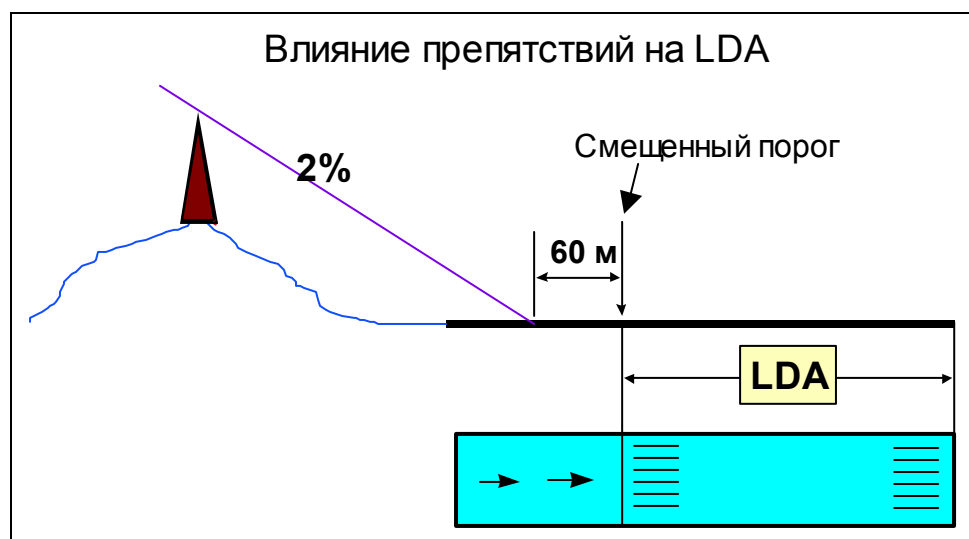


Рисунок Е3: Смещенный порог ВПП

В этом случае располагаемая посадочная дистанция (LDA) равна длине ВПП, измеряемой от смещенного порога до торца.

3. ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

3.1. Эксплуатационные посадочные скорости

Изначально скорости, обсуждаемые в последующих главах, представляли собой эксплуатационные скорости, определяемые изготовителем или эксплуатантом. В настоящее время большинство из них (как, например, термин V_{REF} – расчетная посадочная скорость) широко применяются и воспринимаются в эксплуатационном смысле этого слова. Полномочные органы JAR считают приемлемым использование той же терминологии при определении требований летной годности, и они действительно использовались в недавних поправках к указанным требованиям.

3.1.1. Минимальная выбираемая скорость: V_{LS}

Как общее правило, на различных этапах полета пилотам не следует устанавливать скорость меньше чем V_{LS} (минимальная выбираемая скорость), определяемая как $1,23 V_{S1g}$ при фактической конфигурации.

$$V_{LS} = 1.23 V_{S1g}$$

* Коэффициент 1,23 применим к ВС с электрической системой управления (для прочих ВС применим коэффициент 1,3).

Это правило действительно для посадки. В процессе посадки пилотам надлежит выполнять заход на посадку в установившемся режиме с индикаторной земной скоростью не меньшей, чем V_{LS} , до высоты 50 футов над аэропортом назначения

3.1.2. Скорость на конечном этапе захода на посадку: V_{APP}

V_{APP} – скорость воздушного судна в процессе посадки до высоты 50 футов над поверхностью ВПП. Положение закрылков/предкрылков соответствует посадочной конфигурации при выпущенном шасси.

V_{APP} ограничивается скоростью V_{LS} :

$$V_{APP} \geq V_{LS}$$

Общепринятой практикой считается сохранять граничное значение V_{LS} для определения V_{APP} . В отношении ВС производства «Airbus» при нормальном производстве полетов V_{APP} определяется, как:

$$V_{APP} = V_{LS} + \text{поправка на ветер}$$

Поправка на ветер ограничена минимальным значением 5¹ узлов и максимальным 15 узлов. V_{APP} отображается на MCDU в секции APPR (заход на посадку).

Для определения $V_{APP \text{ TARGET}}$ используется **управляемая скорость** в системе FMGS. Она позволяет эффективно подбирать скорости при заходе на посадку в ветреных условиях, поскольку представляет:

$$\begin{aligned} V_{APP \text{ TARGET}} &= GS_{\text{mini}} + \text{фактический встречный ветер} \\ GS_{\text{mini}} &= V_{APP} - \text{ветер, сообщенный с АДП} \end{aligned}$$

Фактический встречный ветер замеряется системой ADIRS, а ветер, полученный от АДП, вводится в MCDU.

¹ В случае использования автомата тяги или в целях компенсации при отложении льда на консолях крыла

3.1.3. Расчетная скорость: V_{REF}

В случае отказа в полете, аварийной обстановки или нестандартной конфигурации расчеты характеристик базируются на расчетной конфигурации и на расчетной скорости. Скорость V_{REF} означает устойчивую скорость при заходе на посадку в точке на высоте 50 футов при установленной посадочной конфигурации. В компании «Airbus» такая конфигурация именуется «CONF FULL» (полная конфигурация).

Отсюда следует:

$$V_{REF} = V_{LS} \text{ при CONF FULL}$$

В случае системного отказа, затрагивающего посадочные характеристики, согласно документации компании «Airbus» следует внести поправку в V_{REF} , учитывающую характер отказа:

$$V_{APP} = V_{REF} + \Delta V_{INOP}$$

При необходимости к V_{APP} может быть сделано добавление с целью учета ветра.

3.2. Фактическая посадочная дистанция (ALD)

JAR 25.125 Subpart B

FAR 25.125 Subpart B

3.2.1. Ручная посадка

“JAR/FAR 25.125

(а) Дистанция в горизонтальной плоскости, необходимая для посадки, от точки на высоте 50 футов над посадочной поверхностью и до полной остановки, должна определяться (для стандартных значений температуры при каждом значении веса, высоты и ветра, находящемся в эксплуатационных пределах, устанавливаемых заявителем на эксплуатацию самолета) следующим образом:

- Самолет должен иметь посадочную конфигурацию
- До высоты 50 футов должен сохраняться установившийся режим захода на посадку с индикаторной земной скоростью V_{LS} .”

В процессе сертификации самолета **фактическая посадочная дистанция** демонстрируется следующим образом:

Это дистанция, измеренная от точки на высоте **50 футов относительно порога ВПП до точки, в которой воздушное судно полностью останавливается.**

Для определения такой фактической посадочной дистанции должны быть соблюдены несколько условий:

- Стандартная температура
- Посадочная конфигурация

- Заход на посадку в установившемся режиме со скоростью V_{LS} (или V_{MCL} , в зависимости от того, что больше) при конфигурации для ручной посадки.
- Без чрезмерного вертикального ускорения
- Наличие горизонтальной, ровной и сухой ВПП с твердым покрытием
- Допустимые значения усилий на системы торможения колес
- Другие средства торможения помимо колесных тормозов: Интерцепторы, реверсивные устройства (кроме сухой ВПП) могут использоваться при условии их безопасности и надежности.

Фактическая посадочная дистанция также сертифицируется при ухудшенных характеристиках торможения (неработоспособность интерцепторов или одного из тормозов...).

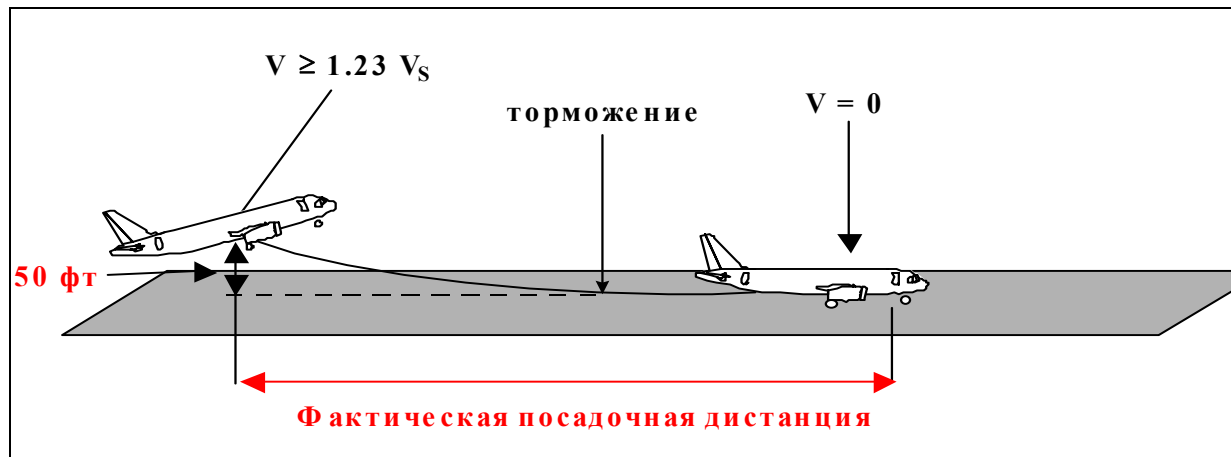


Рисунок Е4: Фактическая посадочная дистанция

Фактические посадочные дистанции сертифицируются для всех ВС «Airbus» в условиях сухой ВПП и для всех ВС с электрической системой управления, сертифицированных для посадок на загрязненные и обледеневшие ВПП, и публикуются (для информации) для посадок на влажные ВПП.

При определении посадочных дистанций не учитывается использование реверсивных устройств на сухих ВПП. Влияние реверса тяги может учитываться на загрязненных ВПП.

На сухих ВПП определение посадочных дистанций осуществляется в условиях стандартной температуры согласно JAR/FAR 25. Однако в отношении загрязненных ВПП компания «Airbus» приняла решение учитывать влияние температуры на величину посадочной дистанции. Такое решение способствует повышению безопасности, поскольку при этом обеспечивается запас ALD.

Данные посадочной дистанции должны включать поправочные коэффициенты по более чем 50% номинальных составляющих ветра вдоль посадочной траектории, противостоящих направлению посадки, и не менее 150% номинальных составляющих ветра вдоль посадочной траектории, совпадающих с направлением посадки. Это учтено в опубликованных данных и поправках.

3.2.2. Автоматическая посадка

JAR AWO

Потребная посадочная дистанция должна быть рассчитана и занесена в Руководство по летной эксплуатации самолета, если она больше, чем посадочная дистанция, рассчитанная для ручной посадки.

Для сухой ВПП при автоматической посадке ALD определяется следующим образом:

$$ALD = (Da + Dg)$$

где: Da – дистанция на воздушном участке
 Dg – дистанция на наземном участке.

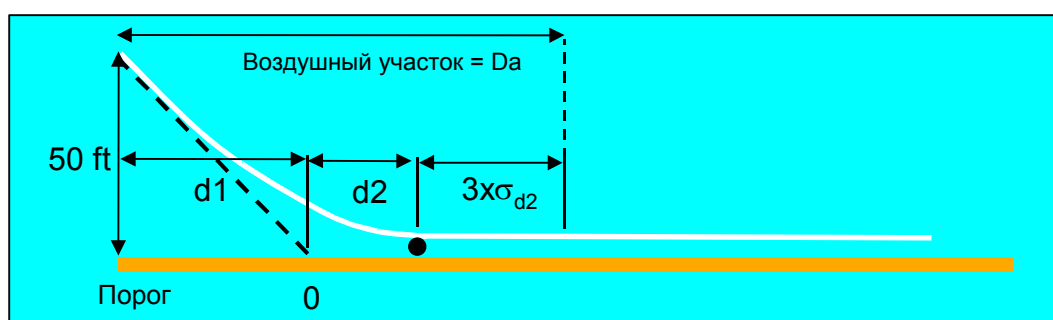


Рисунок Е5: Воздушный участок

Воздушный участок Da – это расстояние от порога ВПП до точки начала выравнивания ($d1$), плюс расстояние от точки начала выравнивания до средней точки приземления ($d2$), плюс утроенное стандартное отклонение $d2$ (σ_{d2}).

Расстояние от точки начала выравнивания до средней точки приземления ($d2$), а также соответствующее ей стандартное отклонение (σ_{d2}), статистически установлены по результатам более тысячи автоматических посадок на тренажере.

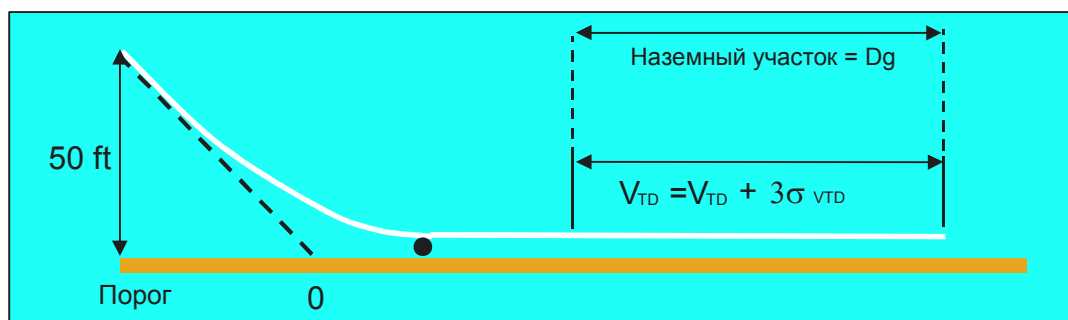


Рисунок Е6: Наземный участок

Наземный участок Dg при автоматической посадке устанавливается так же, как и при ручной, предполагая, что скорость приземления равна средней скорости приземления (V_{TD}), плюс утроенное стандартное отклонение от этой скорости (σ_{VTD}).

3.3. Требования к характеристикам при уходе на второй круг

При уходе на второй круг должен выдерживаться минимальный градиент набора высоты. Минимальные градиенты набора высоты зависят от типа воздушного судна.

3.3.1. Набор высоты при заходе на посадку

JAR 25.121 Подчасть В

FAR 25.121 Подчасть В

Это касается способности ВС быстро набирать высоту в условиях отказа одного из двигателей. В основе выражения «набор высоты при заходе на посадку» лежит тот факт, что технические характеристики при уходе на второй круг базируются в большей степени на конфигурации для захода на посадку, чем на посадочной конфигурации. Для ВС «Airbus», оснащенных электрической системой управления, нормальными конфигурациями для захода на посадку считаются CONF 2 и 3.

3.3.1.1. Конфигурация воздушного судна

- Один из двигателей не работает
- Тяга в режиме TOGA
- Шасси убрано
- Положение предкрылков и закрылков соответствует конфигурации захода на посадку (в большинстве случаев CONF 2 или 3)
- $1,23 V_{S1g} \leq V \leq 1,41 V_{S1g}$ и убедиться, что $V \geq V_{MCL}$

3.3.1.2. Требования

Подлежащие соблюдению минимальные градиенты:

		Набор высоты при заходе на посадку
Минимальный градиент набора с одним неработающим двигателем	2 дв-ля	2.1%
	4 дв-ля	2.7%

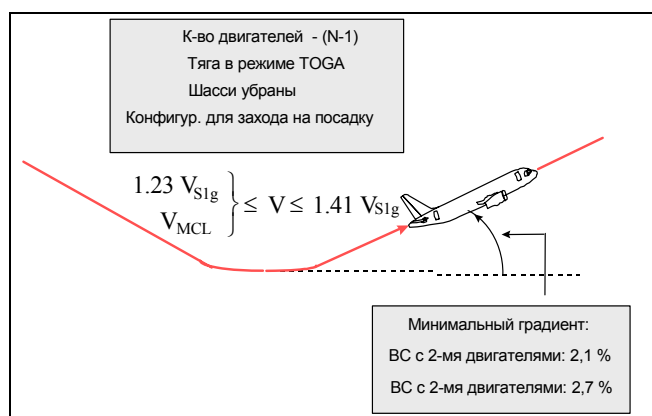


Рисунок E7: Минимальные градиенты набора при заходе на посадку

Конфигурация для захода на посадку выбирается с учетом того, чтобы скорость сваливания V_{S1g} при этой конфигурации не превышала **110% V_{S1g}** соответствующей посадочной конфигурации «со всеми работающими двигателями».

3.3.2. Набор высоты при посадке

JAR 25.119 Подчасть B

FAR 25.119 Подчасть B

Целью подобного требования является обеспечение возможности быстрого набора высоты ВС в случае ухода на второй круг со всеми работающими двигателями. В основе выражения «набор высоты при посадке» лежит тот факт, что характеристики, определяющие возможность ухода на второй круг, базируются на посадочной конфигурации. Для самолетов «Airbus», оснащенных электрической системой управления полетом, располагаемыми посадочными конфигурациями являются CONF 3 и FULL (полная).

3.3.2.1. Конфигурация

- Количество работающих двигателей -N
- Располагаемый режим тяги достигается спустя 8 секунд после начала движения РУД от положения малого газа до режима тяги TOGA
- Шасси выпущено
- Положение предкрылков и закрылков соответствует посадочной конфигурации (CONF 3 или FULL)
- $1,13 V_{S1g} \leq V \leq 1,23 V_{S1g}$ и убедиться, что $V \geq V_{MCL}$.

3.3.2.2. Требования

Необходимый минимальный градиент равен **3,2%** для всех типов ВС.

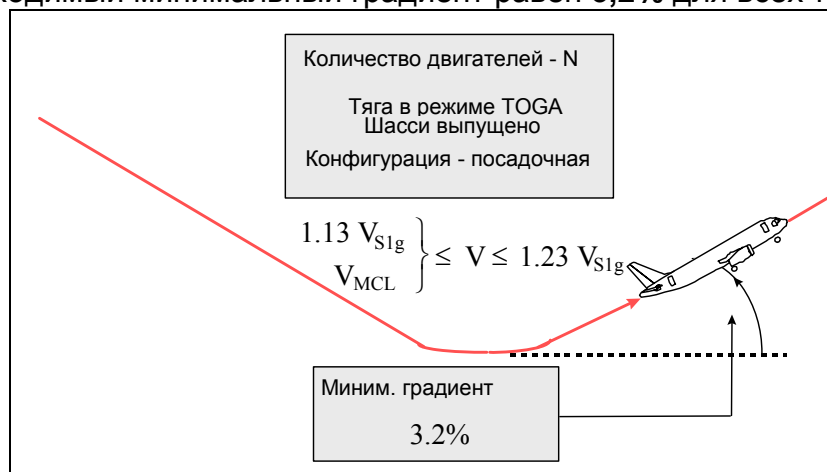


Рисунок E8: Минимальные градиенты набора высоты – набор при посадке

В отношении всех ВС производства компании «Airbus» это ограничение предусмотрено требованием к набору высоты при заходе на посадку. В эксплуатационной документации (FCOM) «Airbus» публикует максимальные весовые данные, ограничиваемые только по градиенту набора высоты при заходе на посадку. Характеристики набора высоты при посадке изложены в руководстве AFM.

3.4. Влияние внешних факторов

3.4.1. Высота по давлению

Скорость при заходе на посадку равняется $1,23 V_{S1g}$. Но соответствующая этому показателю TAS возрастает по мере увеличения высоты по давлению.

$$PA \nearrow \Rightarrow \rho \searrow \Rightarrow TAS \nearrow$$

Следовательно, возрастает и посадочная дистанция.

Тяга в режиме TOGA при уходе на второй круг уменьшается с увеличением высоты по давлению.

$$PA \nearrow \Rightarrow \text{Тяга двигателя} \searrow$$

Таким образом, в случае ухода на второй круг уменьшение тяги двигателя приводит к уменьшению градиентов набора высоты, что означает следующее:

$$PA \nearrow \Rightarrow \begin{cases} \text{landing distance} & \nearrow \\ \text{air climb gradients} & \searrow \end{cases}$$

(Перевод надписей внутри схемы - сверху вниз: посадочная дистанция; градиенты набора высоты.)

3.4.2. Температура

Тяга двигателя уменьшается, если температура выходит за пределы расчетной. Поэтому в случае ухода на второй круг градиенты набора высоты будут уменьшаться.

$$\text{Температура} \nearrow \Rightarrow \text{градиенты набора высоты при уходе на 2-й круг} \searrow$$

3.4.3. Уклон ВПП

JAR-OPS 1.515 (b) Подчасть G

С точки зрения характеристик восходящий уклон повышает тормозную способность воздушного судна и тем самым способствует уменьшению посадочной дистанции.

$$\begin{array}{ll} \text{Восходящий уклон ВПП} & \Rightarrow \text{Посадочная дистанция} \searrow \\ \text{Нисходящий уклон ВПП} & \Rightarrow \text{Посадочная дистанция} \nearrow \end{array}$$

3.4.4. Состояние ВПП

Определение состояния ВПП такое же, как и при взлете. В случае загрязненности ВПП на посадочные характеристики влияют коэффициент сцепления с поверхностью ВПП и сопротивление осадков, загрязняющих поверхность.

Коэффициент сцепления	↘ ⇒	Посадочная дистанция	↗
Сопротивление осадков	↗ ⇒	Посадочная дистанция	↘

В зависимости от вида загрязняющего вещества и толщины его слоя посадочная дистанция может как увеличиваться, так и уменьшаться. Так, нет ничего необычного в том, что при толщине слоя слякоти 12,7 мм ALD будет короче, чем при 6,3 мм.

3.4.5. Конфигурация воздушного судна

3.4.5.1. Отбор воздуха от двигателя

Отбор воздуха от двигателя для нужд противообледенительной защиты или кондиционирования влечет за собой уменьшение тяги двигателя.

В итоге будут уменьшаться градиенты набора высоты при уходе на второй круг.

Отбор воздуха от двигателя ВКЛЮЧЕН ⇒	градиенты набора высоты	↘
---	-------------------------	---

3.4.5.2. Положение закрылков

Большой угол отклонения закрылков приводит к увеличению коэффициента подъемной силы (C_L) и поверхности крыла. Поэтому становится возможным уменьшить скорость так, чтобы сократить потребную для воздушного судна посадочную дистанцию. ($V_{S1G} \text{ CONF FULL} < V_{S1G} \text{ CONF 3}$).

С увеличением угла отклонения закрылков посадочная дистанция уменьшается.

Однако при увеличении угла отклонения закрылков возрастает и лобовое сопротивление, что снижает вертикальную скорость ВС.

		Посадочная дистанция	↘
Угол отклонения закрылков	↗ ⇒		
		Градиент набора высоты γ %	↘

При посадке на высокогорном аэродроме с более длинной ВПП может быть предпочтительнее уменьшить угол отклонения закрылков, чтобы увеличить градиент набора высоты при уходе на второй круг.

4. ТРЕБОВАНИЯ ДЛЯ ДОПУСКА ВС К ПОЛЕТУ

4.1. Требуемая посадочная дистанция (RLD)

JAR-OPS 1.515 (c) Подчасть G

FAR 121.195 (b) Подчасть I

Предполагается, «что самолет будет производить посадку на ВПП, находящуюся в наиболее благоприятном состоянии, в штилевых условиях». И далее, «самолет будет вероятнее всего производить посадку на ВПП, назначенную с учетом вероятных скорости и направления ветра и характеристик наземного обслуживания самолета, а также других условий, включая средства посадки и рельеф местности».

Перед вылетом эксплуатанты должны убедиться в том, что располагаемая посадочная дистанция (LDA) в пункте назначения по крайней мере равна требуемой посадочной дистанции (RLD) для прогнозируемых значений посадочного веса и условий посадки.

RLD, основанная на подтвержденных посадочных характеристиках (ALD), была введена для содействия эксплуатантам в определении **минимальной потребной дистанции в пункте назначения** и для получения **допуска** ВС к полету.

Во всех случаях остается справедливым требование: $RLD \leq LDA$

Эксплуатанты должны учитывать уклон ВПП при его величине, превышающей $\pm 2\%$. В противном случае он считается нулевым.

В случае отказа какой-либо бортовой системы, ставшего известным до выпуска ВС в полет и способного повлиять на посадочную дистанцию, располагаемая длина ВПП должна, по крайней мере, быть равна требуемой посадочной дистанции при наличии отказа. Эта дистанция равняется требуемой посадочной дистанции без учета отказа, умноженной на коэффициент, указанный в MMEL, или соответствует характеристикам при наличии отказа, указанным в Руководстве по летной эксплуатации.

4.1.1. RLD на сухих ВПП

JAR-OPS 1.515 (a) Подчасть G

FAR 121.195 и 197 Подчасть I

Посадочный вес воздушного судна должен обеспечивать возможность посадки в пределах 60% располагаемой посадочной дистанции, как на аэродроме назначения, так и на любом запасном аэродроме. Это выглядит так:

$$RLD_{dry} = ALD / 0.6 \leq LDA$$

4.1.2. RLD на влажных ВПП

JAR-OPS 1.520 Подчасть G

FAR 121.195 Подчасть I

При влажной поверхности ВПП требуемая посадочная дистанция должна составлять по меньшей мере 115% этой дистанции на сухой поверхности.

$$RLD_{wet} = 1.15 RLD_{dry} \leq LDA$$

Посадочная дистанция на влажной ВПП более короткая, чем в вышеуказанном случае, но не меньше требуемой при сухой ВПП, может использоваться, если Руководство по летной эксплуатации самолета содержит отдельную информацию, касающуюся посадочных дистанций на влажных ВПП. Как правило, к воздушным судам «Airbus» это не имеет отношения.

4.1.3. RLD на загрязненных ВПП

JAR-OPS 1.520 Подчасть G

Для эксплуатантов JAR в случае загрязненной поверхности требуемая посадочная дистанция должна быть, по крайней мере, больше требуемой посадочной дистанции на влажной ВПП и составлять 115% посадочной дистанции, определенной в соответствии с утвержденными параметрами посадочной дистанции для загрязненной ВПП.

$RLD_{загрязн.} = \text{большему из}$	$ALD_{загрязн.} \times 1.15$
	или
	$RLD_{влажн.}$

В отношении загрязненных ВПП изготовитель должен обеспечить такие посадочные характеристики при скорости V на высоте 50 футов относительно аэропорта, которые бы соответствовали следующему уравнению:

$$1.23 V_{S1g} \leq V \leq 1.23 V_{S1g} + 10 \text{ узлов}$$

В определенных случаях, касающихся загрязненных ВПП, изготовитель может представить подробные указания по использованию таких средств, как противоюзовой автомат, реверс, воздушные тормоза или интерцепторы. В особо критических обстоятельствах посадка может быть запрещена.

4.1.4. RLD при автоматической посадке (DRY)

Правила определяют требуемую посадочную дистанцию при автоматической посадке как фактическую посадочную дистанцию при автоматической посадке, умноженную на 1,15.

Эта дистанция должна применяться также для автоматической посадки во всех случаях, когда она больше, чем требуемая посадочная дистанция при ручной посадке.

$RLD_{автомат.} = \text{большему из}$	$ALD_{автомат.} \times 1.15$
	или
	$RLD_{ручн.}$

4.2. Требования к уходу на второй круг

4.2.1. Нормальный заход на посадку

JAR 25.121 Подчасть В

FAR 25.121 Подчасть В

При получении диспетчерского разрешения в проверке нуждается только градиент набора высоты при заходе на посадку, поскольку он представляет ограничительный фактор.

Минимальным требуемым градиентом является тот, который был определен при сертификации воздушного судна (см. 3.3.1 Набор высоты при заходе на посадку). Эксплуатанты имеют возможность выбрать скорость ухода на второй круг (от $1,23 V_{S1g}$ до $1,41 V_{S1g}$) и конфигурацию (3 или 2) для определения максимального веса, ограничиваемого градиентом при уходе на второй круг.

В редком случае применения ограничения по уходу на второй круг при выпуске воздушного судна эксплуатанты могут для расчета параметров ухода на второй круг выбрать конфигурацию CONF 2 и скорость $1,4 V_{S1g}$, чтобы больше не иметь ограничений. Но даже при том, что правилами допускаются такие возможности, важно предупредить пилотов о сохранении скорости и конфигурации, которые не являются стандартными (CONF 3 и $1,23 V_{S1g}$).

При нормальном заходе на посадку требуемый градиент набора высоты составляет **2,1%** для двухдвигательных и **2,7%** для четырехдвигательных воздушных судов, независимо от конфигурации аэропорта и наличия препятствий. В процессе выпуска эксплуатанты могут рассчитывать на градиент, опубликованный на аэродромной схеме захода на посадку.

4.2.2. Заход на посадку по CAT II или CAT III

JAR-OPS1.510 Подчасть В & AWO 236

“JAR-OPS 1.510

(а) В отношении заходов на посадку по приборам с высотами принятия решения ниже 200 футов эксплуатант должен убедиться в том, что масса заходящего на посадку самолета с учетом взлетной массы и расходуемого в полете топлива позволяет выполнить уход на второй круг с градиентом набора высоты не менее **2,5% или опубликованным градиентом, в зависимости от того, что больше**, с отказавшим критически важным двигателем на скорости и при конфигурации, используемых при уходе на второй круг. Использование альтернативного метода должно быть утверждено полномочным органом”.

В отношении захода на посадку по CAT II/III градиент составляет **2.5%** (для всех типов ВС) **или больше**, если на картах захода на посадку предписывается бóльшая величина из-за наличия препятствий.

4.3. Выводы

- Посадочный вес (LW) должен соответствовать конструктивным ограничениям. Первое ограничение:

$$LW \leq \text{maximum structural landing weight}$$

- Посадочный вес ограничивается летно-техническими характеристиками ВС (ограничение по использованию ВПП и при уходе на второй круг). Второе условие:

$$LW \leq \text{maximum performance landing weight}$$

- Таким образом, на основании этих двух условий можно вывести выражение **максимального допустимого посадочного веса, называемого максимальным установленным посадочным весом (MLW)**:

$$MLW = \text{minimum} \left\{ \begin{array}{l} \text{maximum structural landing weight} \\ \text{maximum landing weight limited by performance} \end{array} \right\}$$

(Перевод надписей внутри схемы – сверху вниз: максимальный посадочный вес конструкции; минимальное значение; максимальный посадочный вес, ограниченный летно-техническими характеристиками.)

5. ПОЛЕТНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

5.1. Отказы в полете

JAR-OPS 1.400 Подчасть D

FAR 25.473 Подчасть C

“JAR-OPS 1.400

Прежде чем начинать заход на посадку, командир ВС должен удостовериться в том, что в соответствии с располагаемой информацией метеоусловия на аэродроме и состояние намеченной для использования ВПП не должны помешать безопасно выполнить заход на посадку, произвести посадку или уйти на второй круг, учитывая информацию о характеристиках, содержащуюся в Руководстве по производству полетов.

Определение в полете посадочной дистанции следует обосновывать на последнем располагаемом донесении, полученном предпочтительно не более чем за 30 минут до предполагаемой посадки.”

В случае, если в полете происходит отказ бортовой системы, влияющий на посадочные характеристики, длиной ВПП, подлежащей рассмотрению в качестве подходящей для посадки, является фактическая посадочная дистанция при отсутствии отказа, умноженная на коэффициент посадочной дистанции при отказе.

Такие коэффициенты, так же как и дистанции ALD для каждого состояния ВПП, публикуются в эксплуатационной документации «Airbus» (Руководство по эксплуатации для летных экипажей и Краткий справочник).

Отметим, что концепция требуемой посадочной дистанции уже не практикуется, и граничные значения, применимые при выборе запасного аэропорта, отдаются на усмотрение командира воздушного судна.

5.2. Требования к посадке перегруженного ВС

В исключительных обстоятельствах (разворот на обратный курс или отклонение от маршрута с целью ухода на запасный аэродром), разрешается немедленная посадка при весе, превышающем максимальный посадочный вес, при соблюдении пилотами порядка действий в условиях аномальных весовых характеристик.

JAR 25.473 Подчасть С

FAR 25.473 Подчасть С

Прочность конструкции воздушного судна рассчитана на выполнение посадки с максимальным взлетным весом конструкции (MTOW) при вертикальной скорости снижения - 360 футов в минуту.

Тем не менее, при уходе на второй круг необходимо выдерживать минимальные требуемые градиенты набора высоты. В отношении определенных типов воздушных судов маневр ухода на второй круг может выполняться при конфигурации CONF 1+F, если нужный градиент не может быть соблюден при CONF 2. В этом случае выбирается посадочная конфигурация CONF 3. Это возможно при соблюдении условия, что $V_{S1g} (CONF 1+F) < 110\% V_{S1g} (CONF 3)$.

5.3. Условия аварийного слива топлива

JAR 25.1001 Подчасть А

FAR 25.1001 Подчасть Е

“JAR/FAR 25.1001

Система аварийного слива топлива должна устанавливаться на каждом самолете, если только не известно, что самолет соответствует требованиям набора высоты с градиентом набора высоты при заходе на посадку и при посадке при максимальном взлетном весе без учета фактического или вычисленного веса топлива, необходимого для полета в течение 15 минут, включающего в себя взлет, уход на второй круг и возврат с посадкой на аэродроме вылета, при тех же параметрах конфигурации, скорости, мощности и тяги самолета, какие используются, чтобы соответствовать применимым требованиям к характеристикам набора высоты при взлете, заходе на посадку и посадке, содержащимся в настоящем документе JAR-25.”

В случае, когда максимальный взлетный вес (MTOW) без учета веса топлива, необходимого для полета в течение 15 минут (включая взлет, заход на посадку и посадку в аэропорту вылета) больше, чем максимальный вес при уходе на второй круг, необходимо иметь систему аварийного слива топлива.

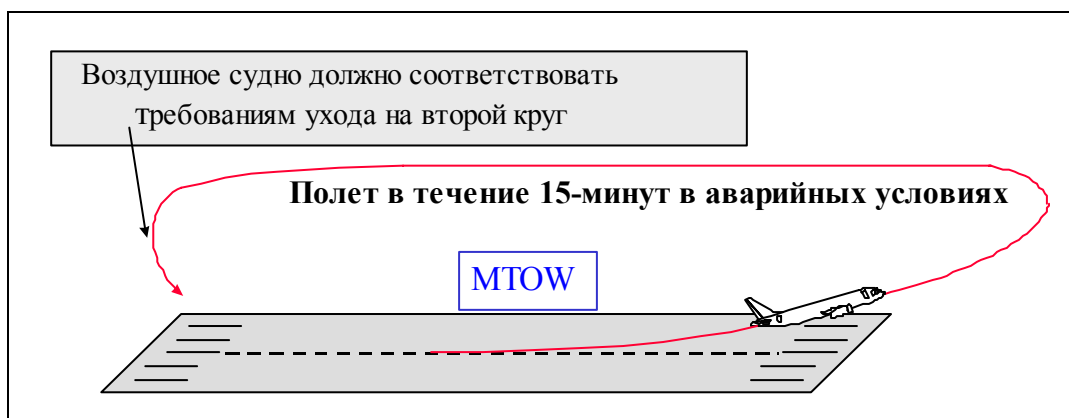


Рисунок Е9: Аварийный слив топлива

Ф. КРЕЙСЕРСКИЙ РЕЖИМ

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1. Введение

Главной целью предыдущих глав является соответствие требованиям летной годности JAR/FAR 25 и JAR-OPS 1/FAR 121. Эта часть преследует другую цель. А именно снижение **Прямых эксплуатационных расходов (DOC)**.

Прямые Эксплуатационные Расходы (DOC) включают в себя:

- Фиксированные расходы (налоги, страховка и т.д.),
- Расходы во время полета (экипаж, расходы на почасовое техническое обслуживание, амортизация),
- Расходы, связанные с потреблением топлива.

Правильный выбор крейсерского эшелона и скорости позволяет снизить DOC. Другими словами, т.к. время и потребление топлива тесно связаны, основой планирования крейсерского режима является выбор правильной скорости и крейсерского эшелона. В последующих главах мы рассмотрим некоторые критерии оптимизации скорости и высоты.

1.2. Заданная дальность полета

Заданная дальность полета (specific range - SR) – это расстояние, покрываемое с учетом запаса топлива. Таким образом, SR равна:

$$SR_{\text{путевая}} = \frac{\text{путевая скорость (GS)}}{\text{топлив.расход в час (FF)}}$$

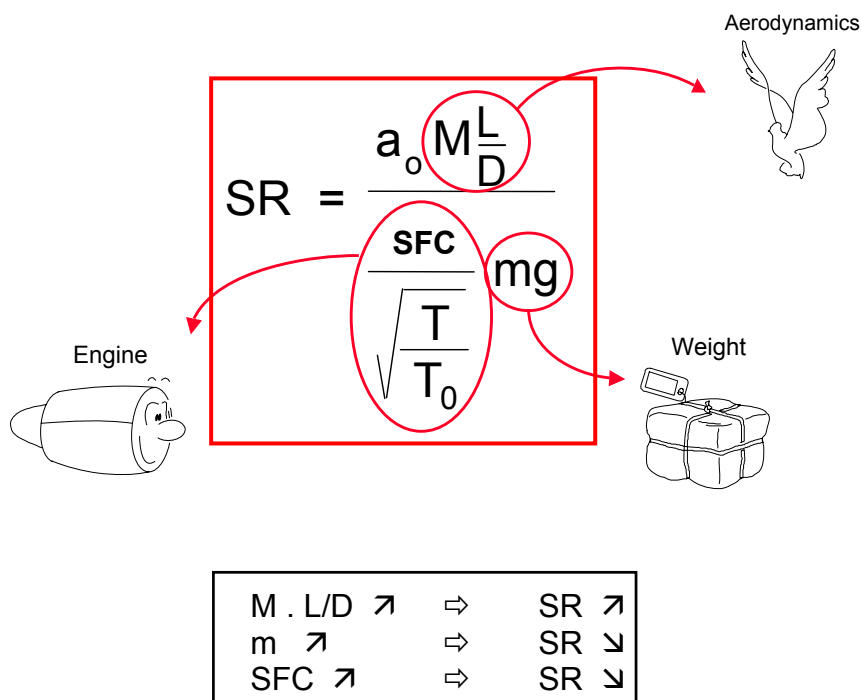
Рассматривая истинное расстояние, дальность полета равняется:

$$SR_{\text{истинная}} = \frac{\text{воздушная скорость (TAS)}}{\text{топлив.расход в час (FF)}}$$

Так как истинная воздушная скорость выражается в морских милях в час (NM/h), и расход топлива (FF) в килограммах в час (kg/h), SR выражается в морских милях на килограмм NM/kg или морских милях на тонну NM/ton.

Более того, SR зависит от аэродинамических характеристик ($M_{\text{ах}}$ и аэродинамического качества L/D), характеристик двигателя (характерный расход топлива)¹, массы воздушного судна (m_g) и скорости звука на уровне моря (a_0).

¹ Специфический расход топлива (CPT) равняется Расходу топлива (FF), деленному на возможную тягу. Он выражается в kg/h.N (килограмм в час на Ньютон) и означает расход топлива на единицу тяги.



2. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ

2.1. Крейсерские скорости при всех исправных двигателях

2.1.1. Число Маха при полетах на максимальную дальность (M_{MR})

Рисунок F1 иллюстрирует дальность полета как функцию числа Маха для заданной массы на постоянной высоте.

В результате, для заданной массы существует величина максимально характерной дальности, и соответствующее число Маха называется **Число Маха при полетах на максимальную дальность (M_{MR})**.

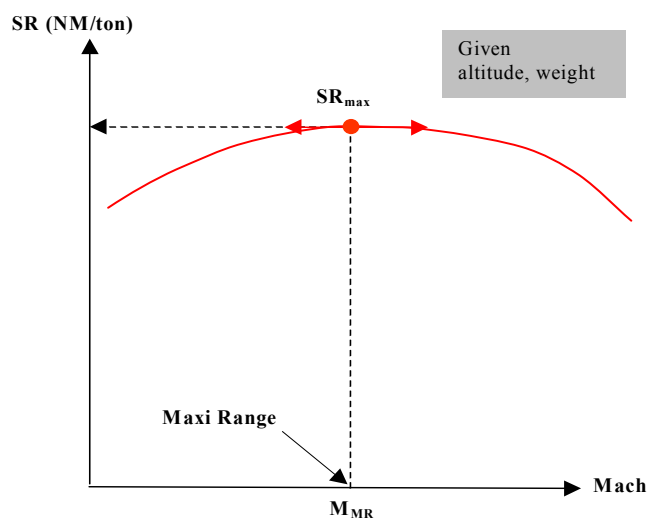


Рис F1: Число Маха при полетах на максимальную дальность

Преимущество числа Маха при полетах на максимальную дальность состоит в том, что расход топлива для заданного расстояния находится на максимальной отметке. Он также соответствует **максимальному расстоянию, которое воздушное судно может пролететь с заданным количеством топлива.**

В крейсерском режиме масса воздушного судна снижается за счет сожженного топлива. В то же время, расчетная дальность увеличивается, но M_{MR} снижается (Рис. F2). Число Маха тем не менее должно быть скорректировано в соответствии с изменениями в массе на протяжении всего полета на постоянной высоте.

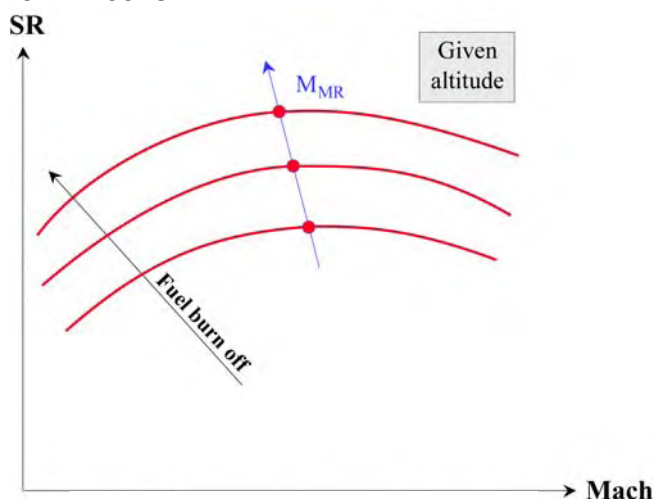


Рис. F2: Зависимость числа Маха от массы при полетах на максимальное расстояние

• Влияние высоты по давлению

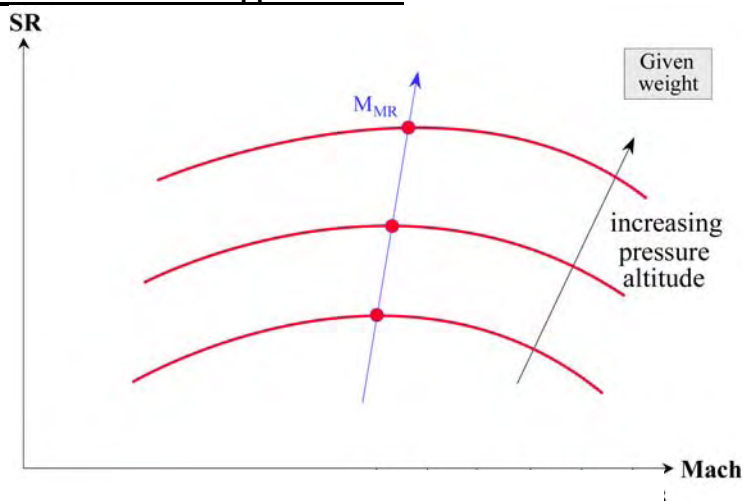


Рис. F3: Зависимость числа Маха от высоты по давлению при полетах на максимальную дальность

Вариации максимального предела числа Маха приведены ниже:

ВД = постоянная	вес	↘	⇒	M_{MR}	↘
вес = постоянный	ВД	↗	⇒	M_{MR}	↗

2.1.2. Число Маха при полетах в крейсерском режиме на маршрутах большой протяженности (M_{LRC})

Альтернативой M_{MR} является увеличение крейсерской скорости с незначительным увеличением расхода топлива. Обычно такую возможность предоставляет число Маха при полетах в крейсерском режиме на маршрутах большой протяженности (M_{LRC}).

При числе Маха на полетах в крейсерском режиме на маршрутах большой протяженности заданная дальность полета соответствует **99%** максимальной расчетной дальности полета (Рис. F4). Подходя с позиций экономичности, потеря 1% в соответствии с максимальной расчетной дальностью в большой мере компенсируется увеличением крейсерской скорости из-за пологости дуги.

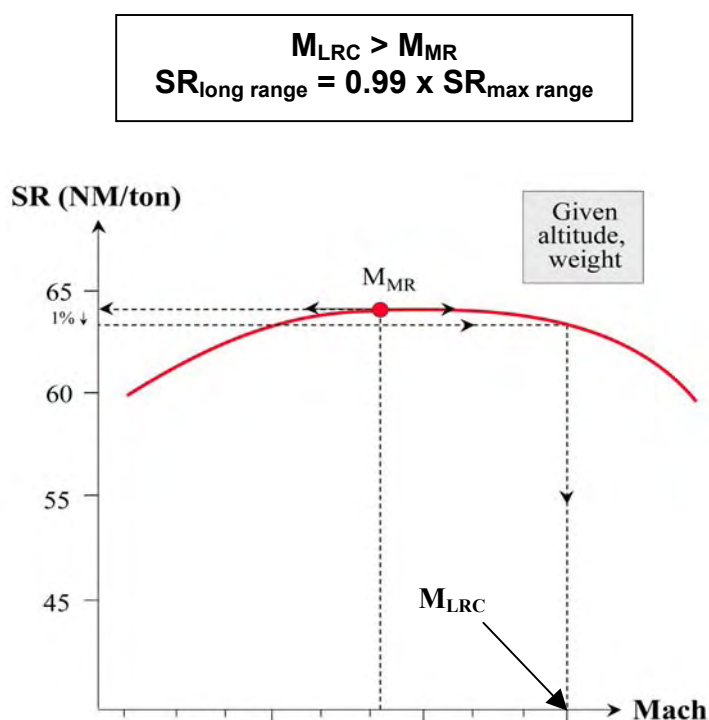


Рис. F4: Определение числа Маха при полетах в крейсерском режиме на маршрутах большой протяженности

Также как и Число Маха при полетах на максимальную дальность, число Маха при полетах в крейсерском режиме на маршрутах большой протяженности снижается при снижении массы (см. Рис. F5).

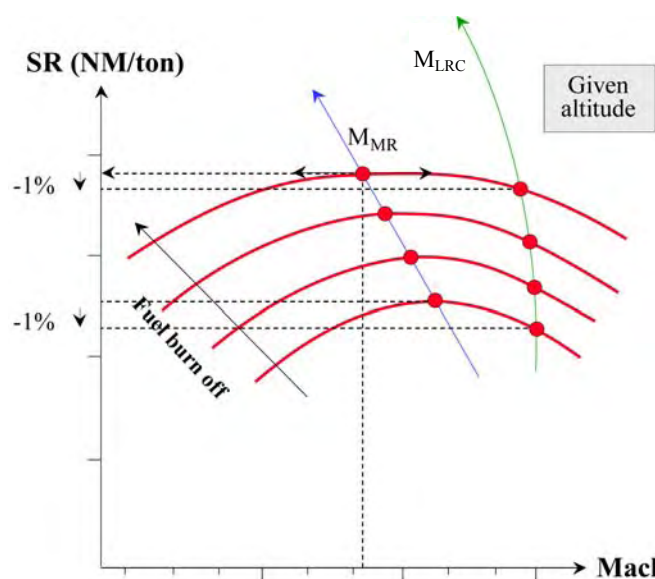


Рис. F5: Зависимость числа Маха при полетах в крейсерском режиме на маршрутах большой протяженности от массы

$ВД = \text{постоянная}$	масса	$\searrow$	$\Rightarrow \text{LRC} \searrow$
масса = постоянная	ВД	$\nearrow$	$\Rightarrow \text{LRC} \nearrow$

2.1.3. Число Маха при полетах в экономичном режиме (M_{ECON})

Число Маха при полетах в крейсерском режиме на маршрутах большой протяженности было принято как режим минимального расхода топлива. Если вместо этого мы рассмотрим прямые эксплуатационные расходы, то можно ввести **число Маха при полетах в экономичном режиме (M_{ECON})**.

Как сказано в §1.1, прямые эксплуатационные расходы (DOC) состоят из фиксированных расходов, расходов, связанных со временем полета и потреблением топлива. В результате, для определенного полета DOC могут быть выражены уравнением:

$$DOC = C_C + C_F \cdot \Delta F + C_T \cdot \Delta T$$

Где:

C_C = фиксированные расходы

C_F = расходы на единицу топлива

ΔF = запас топлива на полет

C_T = расходы, связанные со временем полета, на час полета

ΔT = время полета

Так как DOC рассчитываются на морскую милю, то можно отобразить расходы, связанные с топливом, со временем полета и прямые эксплуатационные расходы, основанные на числе Маха (Рис. F6).

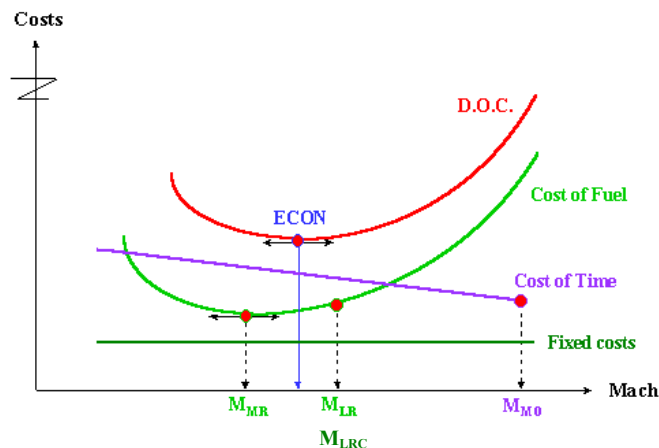


Рис. F6: Число Маха и расходы

Минимальные топливные расходы соответствуют числу Маха при полетах на максимальную дальность. Минимальные ПЭР соответствуют характерному числу Маха, то есть числу Маха при полетах в экономичном режиме (M_{ECON}).

$ВД = \text{постоянная}$	вес	$\searrow$	$\Rightarrow M_{ECON} \searrow$
$вес = \text{постоянный}$	$ВД$	$\nearrow$	$\Rightarrow M_{ECON} \nearrow$

Значение числа Маха при полетах в экономичном режиме M_{ECON} зависит от соотношения временных и топливных расходов. Это соотношение называется **индексом расходов (CI)** и обычно выражается в кг/мин или в 100фунтах/час:

$$CI = \frac{\text{Временные расходы}}{\text{Топливные расходы}} = \frac{C_T}{C_F}$$

Когда C_T являются постоянной величиной, а C_F повышаются, становится целесообразным снижать расход топлива. Таким образом, когда ИР уменьшается, то уменьшается и числа Маха при полетах в экономичном режиме M_{ECON} .

$$\begin{aligned} CI \nearrow &\Rightarrow M_{ECON} \nearrow \\ CI \searrow &\Rightarrow M_{ECON} \searrow \end{aligned}$$

Крайние значения CI:

- **CI = 0**: Расходы, связанные со временем полета, равны нулю (фиксированная заработная плата), а соответственно $M_{ECON} = M_{MR}$ (нижняя граница).
- **CI = CI_{max}**: Высокие расходы, связанные со временем полета, и низкие топливные расходы, а соответственно $M_{ECON} = \text{МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ}$ для того, чтобы совершить полет за минимальное возможное время. Максимальная скорость обычно равняется ($ММО - 0.02$) или ($VMO - 10$ узлов).

Например, индекс расходов **30 кг/мин** означает, что **стоимость одной минуты полета равняется стоимости 30 кг топлива**. Это не означает, что расход топлива составляет 30 кг/мин.

2.1.4. Постоянное число Маха

Очень часто ВС выполняет полет при постоянном числе Маха.

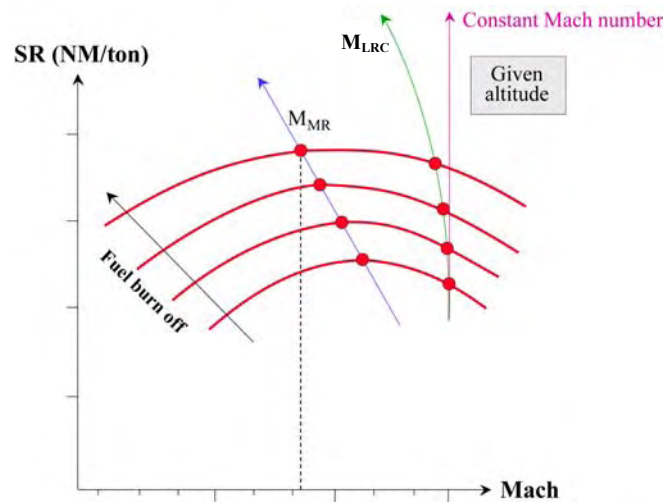


Рис F7: Постоянное число Маха

Тем не менее, с уменьшением массы воздушного судна, разрыв между выбранным числом Маха и числом Маха при полетах на максимальную дальность сокращается. В результате, расход топлива превышает оптимальную величину.

3. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ ВЫСОТЫ

3.1. Оптимальная крейсерская скорость

3.1.1. При постоянном числе Маха

При рассмотрении изменений SR с изменением высоты при постоянном числе Маха, очевидно, что для каждой массы существует высота, при которой SR максимальна. Эта высота называется «оптимальной высотой» (см. Рис. F8).

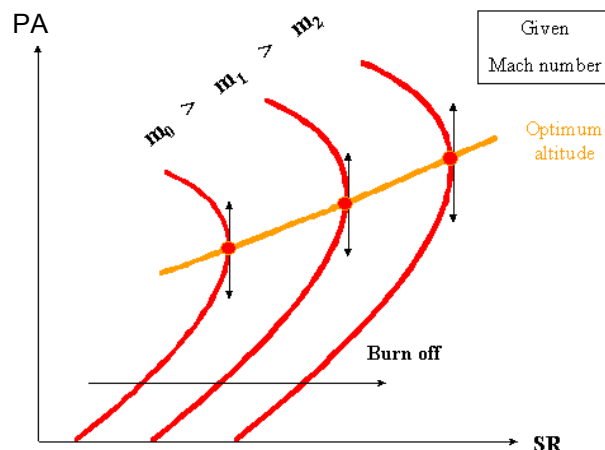


Рис. F8: Определение оптимальной высоты при постоянном числе Маха

Когда воздушное судно летит на оптимальной высоте, оно максимально использует свое аэродинамическое качество в соответствии с выбранным числом Маха (см. Рис. F9).

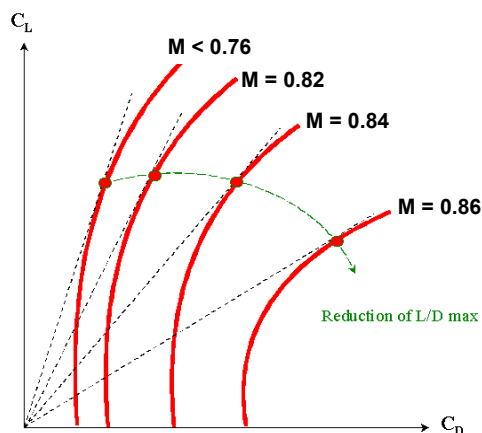


Рис F9: Зависимость дуги поляры от величины скорости

Когда воздушное судно летит на высокой скорости, дуга поляры зависит от указанного числа Маха и снижается, когда число Маха растет. Поэтому, для каждого числа Маха существует свое значение $(C_L/C_D)_{\max}$, которое уменьшается с увеличением числа Маха.

Когда воздушное судно находится на крейсерском эшелоне на оптимальной высоте для данного числа Маха, C_L является постоянным и соответствует $(C_L/C_D)_{\max}$ выбранного числа Маха. В результате, изменяемыми величинами являются масса и наружное статистическое давление (P_s) оптимальной высоты. Ниже приведена формула, которая выражает крейсерский режим на оптимальной высоте:

$$\frac{\text{Масса}}{P_s} = \text{постоянный}$$

Дуга оптимальной высоты, показанная на рис. F10, непосредственно взята из рис. F8.

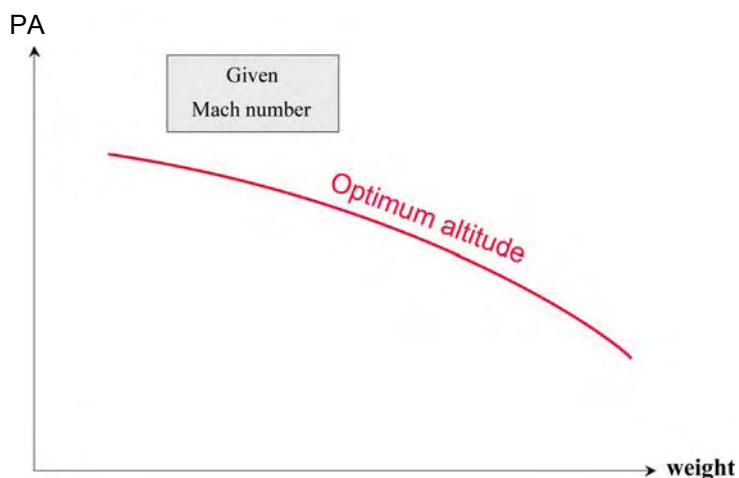


Рис F10: Оптимальная высота и масса при постоянном числе Маха

Заключение:



Все дуги оптимальной высоты по числу Маха в соответствии с Международной Организацией по Стандартизации (ISO) являются квазипараллельными (Рис. F11).

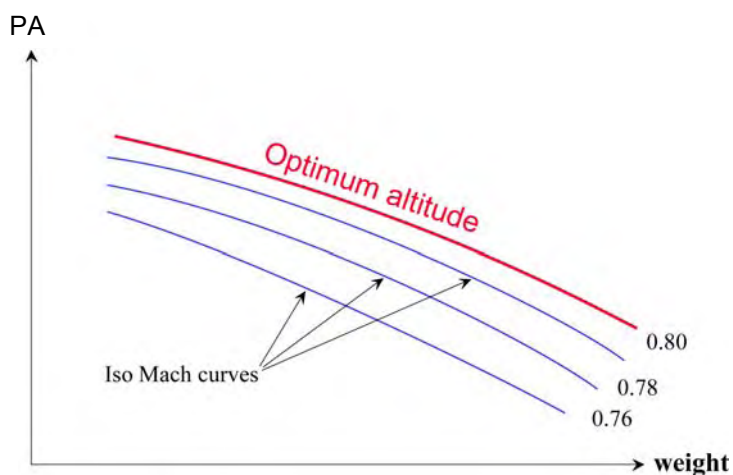


Рис F11: Дуги числа Маха по ISO

3.1.2. Влияние ветра

Показатели M_{MR} (или M_{LRC} или M_{ECON}) зависят от направления ветра из-за изменений в наземной SR. Рис. F12 показывает зависимость числа Маха при полетах на максимальную дальность от направления ветра.

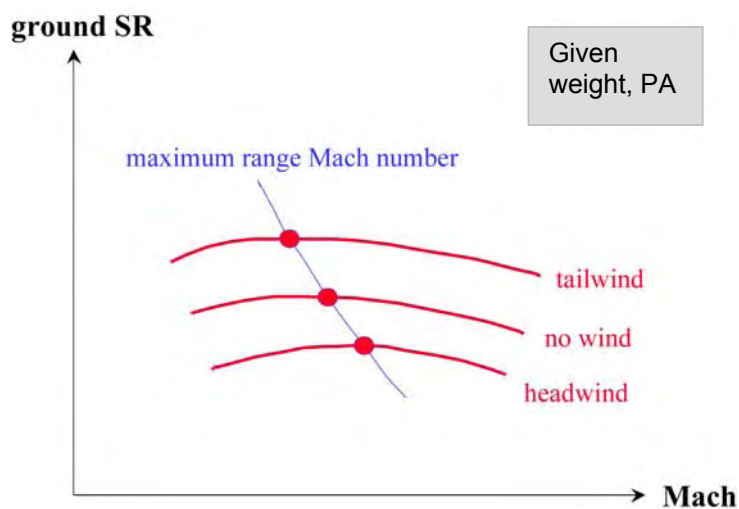


Рис. F12: M_{MR} и влияние ветра

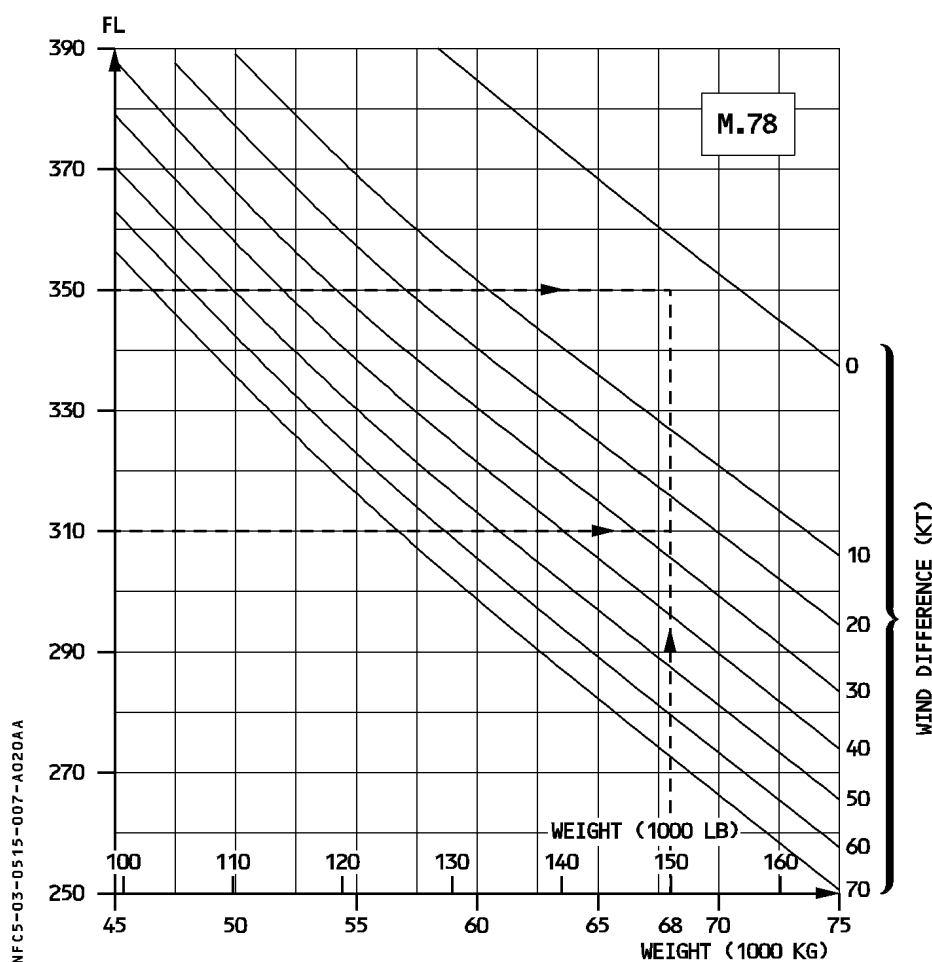
В результате:

попутный	$\Rightarrow$	$\left\{ \begin{array}{ll} \text{путевая SR} & \nearrow \\ M_{MR} & \searrow \end{array} \right.$
встречный	$\Rightarrow$	$\left\{ \begin{array}{ll} \text{путевая SR} & \searrow \\ M_{MR} & \nearrow \end{array} \right.$

Сила ветра может отличаться на разных высотах. Для заданной массы, когда крейсерский эшелон ниже оптимальной высоты, дальность полета уменьшается (Рис. F8). Тем не менее, на более низкой высоте с благоприятным ветром наземная дальность полета может увеличиться. Когда различие благоприятного ветра между оптимальной высотой и более низкой достигает определенного значения, наземная дальность полета на более низкой высоте больше, чем наземная дальность полета на оптимальной высоте. В результате, при таких условиях, экономичным является полет на более низкой высоте.

Рис. F13 показывает, каким должен быть благоприятный ветер, чтобы обеспечить такую же дальность полета на высотах, отличающихся от оптимальной:

A319/320/321 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE CRUISE	3.05.15	P 7
		SEQ 020	REV 24

WIND ALTITUDE TRADE FOR CONSTANT SPECIFIC RANGE


GIVEN : Weight : 68000 kg (150 000 lb)
 Wind at FL350 : 10 kt head
FIND : Minimum wind difference to descend to FL310 : $(26 - 3) = 23$ kt
RESULTS : Descent to FL310 may be considered provided the tail wind at this altitude is more than $(23 - 10) = 13$ kt.

Рис. F13: Оптимальная высота и влияние попутного ветра

3.2. Максимальная крейсерская высота

3.2.1. Предельное число Маха на постоянной высоте

У каждого двигателя существует **показатель предельного максимального крейсерского эшелона**. Этот показатель зависит от максимальной температуры, которую могут выдержать турбины. В результате, когда снаружи температура увеличивается, максимальная тяга снижается (см. Рис. F14).

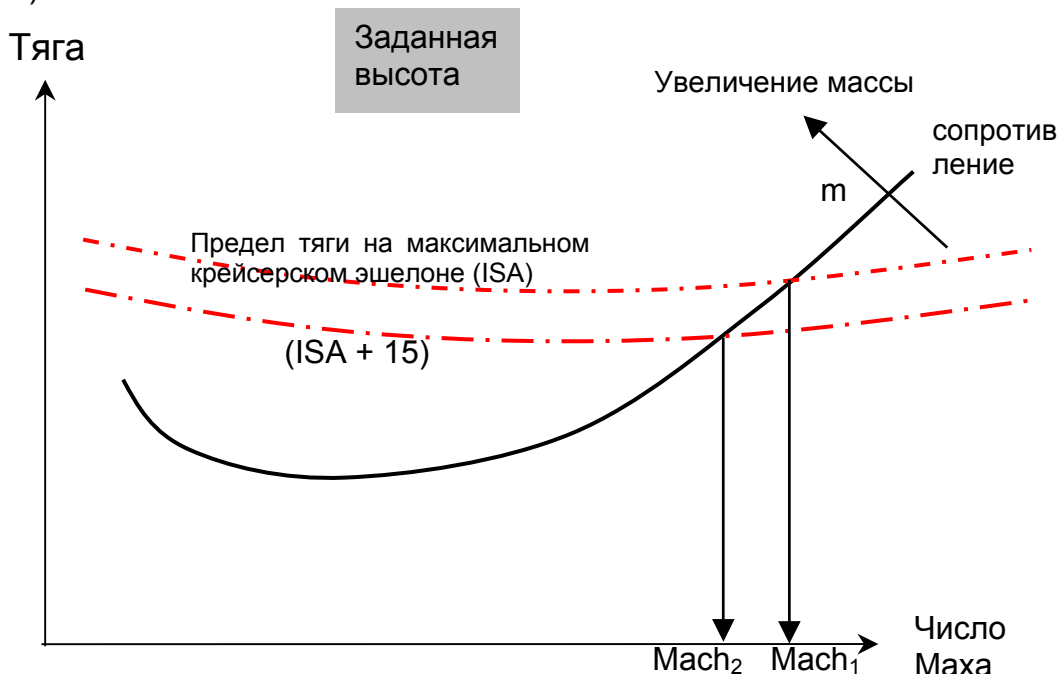


Рис. F14: Влияние температуры на предельное число Маха на заданной высоте и при заданной массе

Рис. F14 показывает максимально возможное число Маха как функцию температуры на заданной высоте при заданной массе.

Изменение в предельном числе Маха на постоянной высоте можно представить следующим образом:

Для заданной массы: Температура $\nearrow \Rightarrow$ Предельное число Маха $\searrow$
 Для заданной температуры: Масса $\nearrow \Rightarrow$ Предельное число Маха $\searrow$

3.2.2. Максимальная крейсерская высота

С другой стороны, когда воздушное судно летит при заданном числе Маха, чем выше высота, тем больше тяга. **Максимальная крейсерская высота** определена для заданной массы как максимальная высота, которую может сохранять воздушное судно при максимальной крейсерской тяге, когда пилот поддерживает постоянное число Маха.

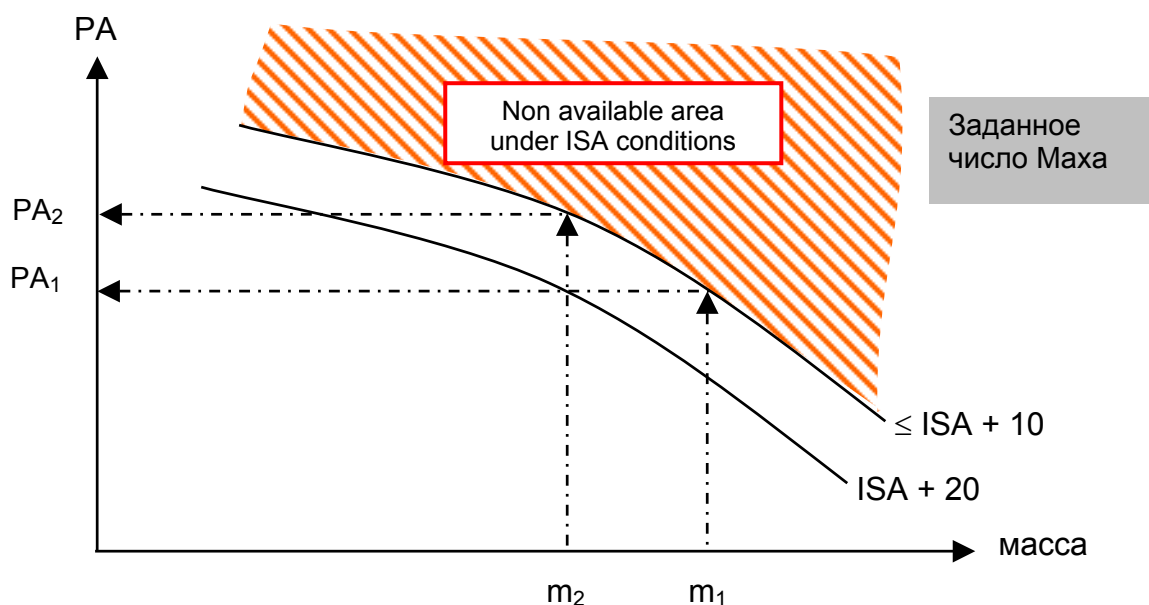


Рис. F15: Максимальная высота при максимальной крейсерской тяге

Из Рис. F15, можно заключить, что:

- При m_1 , максимальная высота - PA_1 для температур ниже, чем $ISA + 10$
- При m_2 , максимальная высота - PA_2 для температур ниже, чем $ISA + 10$, но PA_1 для температур равняется $ISA + 20$.

Колебания максимальной крейсерской высоты:

Масса	↗	⇒	Максимальная крейсерская ↘ высота
температура	↗	⇒	Максимальная крейсерская ↘ высота
число Маха	↗	⇒	Максимальная крейсерская ↘ высота

На Рис. F16 показано, как максимальная и оптимальная высоты представлены в Руководстве по эксплуатации для членов летного экипажа A330:

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE CRUISE	3.05.15	P 6
		SEQ 055	REV 06

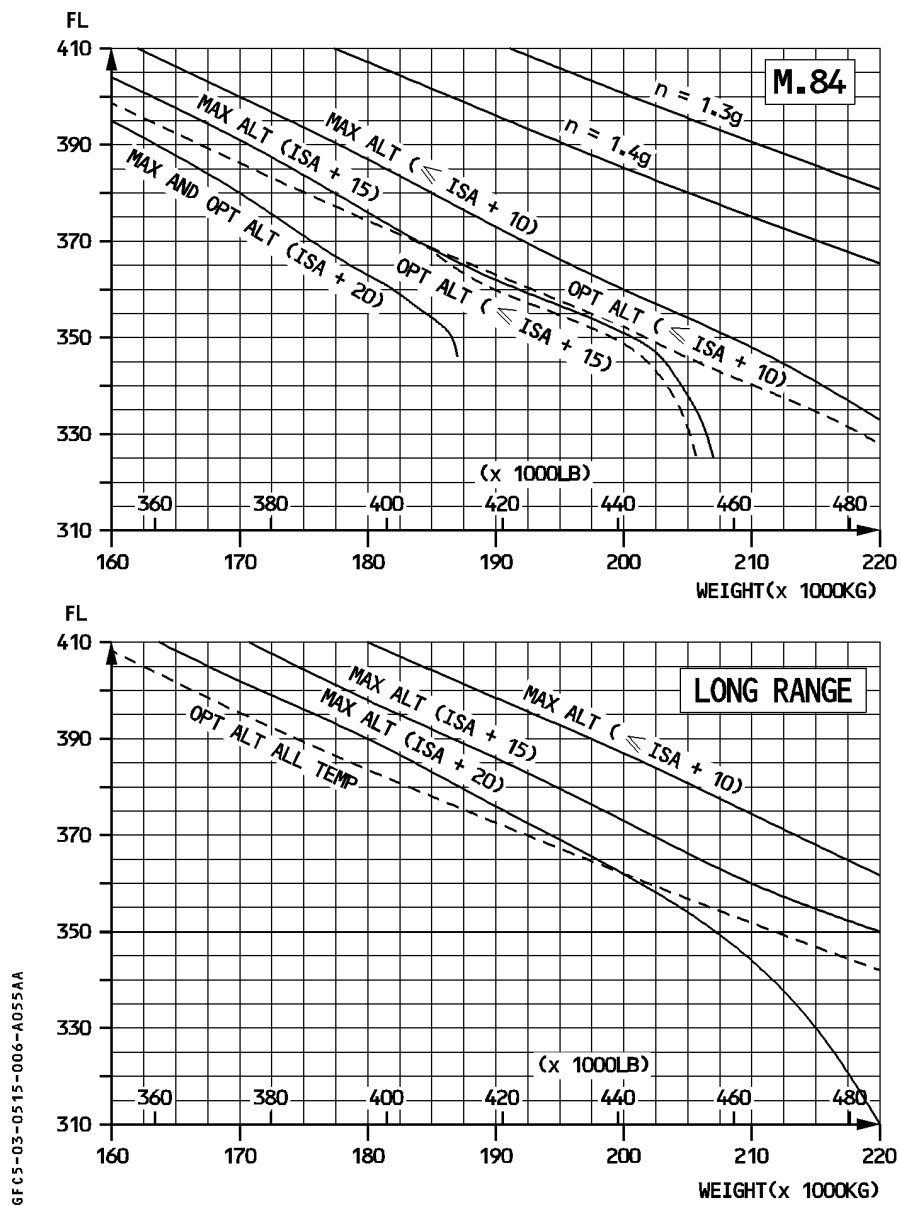


Рис. F16: Максимальная и оптимальная высоты

3.3. Ограничения при маневрировании на маршруте

3.3.1. Диапазон подъемной силы

В горизонтальном полете, подъемная сила уравнивает массу и, когда C_L равняется C_{Lmax} , достигается предел подъемной силы. В этот момент, если угол атаки увеличивается, возникает штопор.

Уравнение предела подъемной силы: $mg = 0.7 S P_s C_{Lmax} M^2$

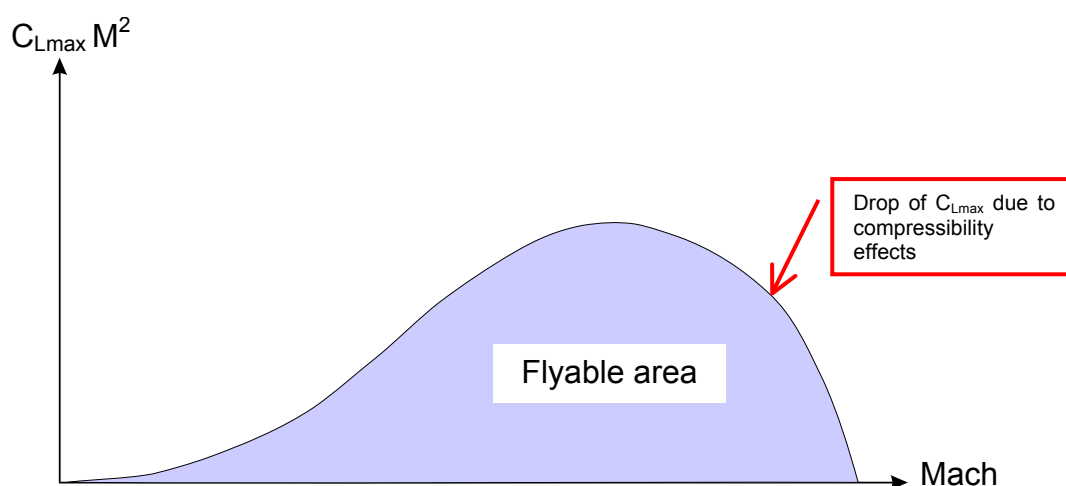


Рис. F17: Соотношение дуги $C_{Lmax} M^2$ и числа Маха

При заданной массе, в зависимости от выравнивания границ подъемной силы, каждое значение $C_{Lmax} M^2$ соответствует показателю статического давления (P_s), то есть, высоте по давлению (ВД). Таким образом, существует прямое соотношение между $C_{Lmax} M^2$ и ВД.

Рис. F18 показывает, что для заданной ВД, полет возможен между M_{min} и M_{max} . Когда ВД увеличивается, диапазон числа Маха снижается до одного пункта, соответствующего потолку подъемной силы (PA_{max}).

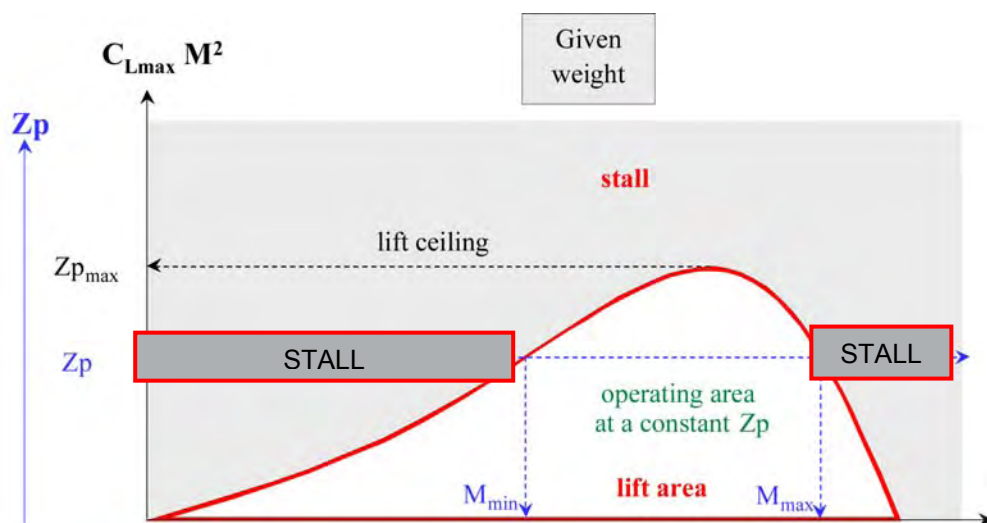


Рис. F18: Определение зоны подъемной силы

3.3.2. Эксплуатационные Пределы Маневрирования

3.3.2.1. Явление бафтинга

При **низком пределе числа Маха**, когда скорость снижается, угол атаки должен быть увеличен, чтобы увеличить коэффициент подъемной силы и сохранять баланс сил.

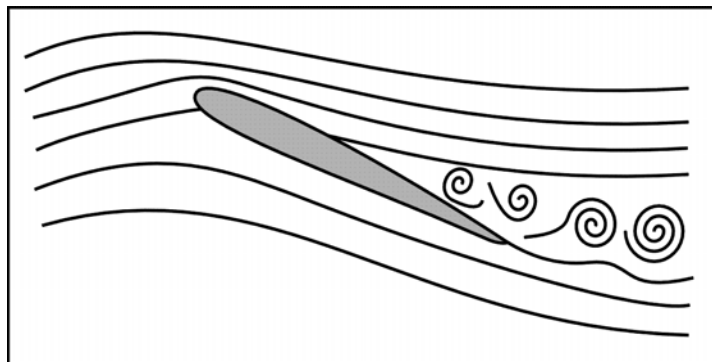


Рис. F19:Штопор при низкой скорости

В любом случае невозможно бесконечно увеличивать угол атаки (AoA). При высоком угле атаки, воздушный поток отделяется от верхней поверхности крыла. Если угол атаки продолжает увеличиваться, точка отделения воздушного потока становится нестабильной и быстро меняет положение. Соответственно, распределение давления постоянно изменяется, и также меняется точка приложения и величина подъемной силы. Такой эффект называется бафтингом и характеризуется сильной вибрацией.

Когда угол атаки достигает максимального значения, точка отделения смещается вперед, и происходит общее отделение потока на верхней поверхности крыла. Этот феномен приводит к значительному снижению подъемной силы и называется **сваливанием**.

Рассмотрим феномен **высокого предела числа Маха**. На высокой скорости эффект компрессии производит шоковые волны на поверхности верхнего крыла. Когда число Маха и/или угол атаки увеличиваются, воздушный поток отделяется от верхней поверхности сзади шоковой волны, которая становится нестабильной и приводит к такому же бафтингу, как и в случае с низкой скоростью.

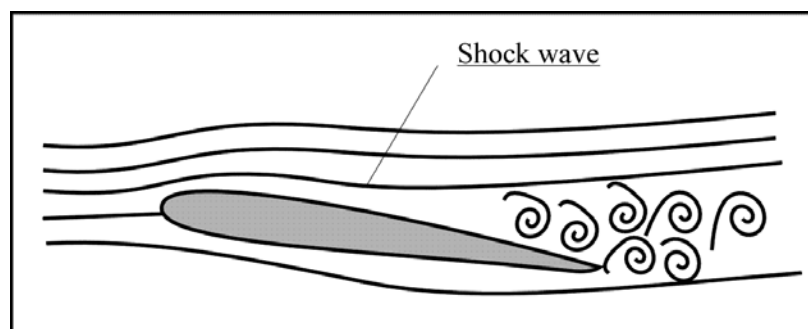


Рис. F20: Воздушный поток на высокой скорости

3.3.2.2. Предел бафтинга

При маневрах на воздушное судно влияет коэффициент загрузки:

$$n = \frac{\text{Подъемная сила}}{\text{Масса}}$$

Во время разворота такое влияние зависит от угла виража, как показано на рис. F21. При горизонтальном полете $n = 1/\cos$ (угол виража).

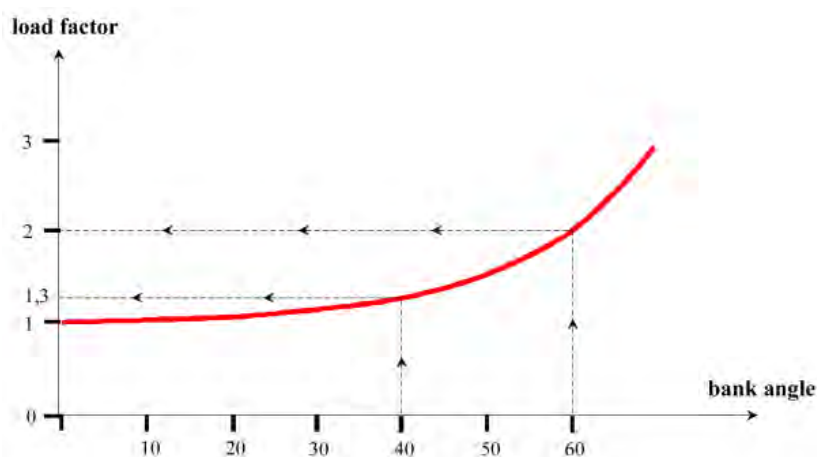


Рис. F21: Соотношение фактора загрузки и угла виража

На пределе подъемной силы,

$$n = \frac{0.7 S P_s C_{Lmax} M^2}{m g}$$

При заданной высоте давления (P_s) и заданной массе (mg), **один фактор массы соответствует каждому $C_{Lmax} M^2$** . Соответственно, дуга, выражающая соотношение фактора загрузки числу Маха будет такой же, как и на рис. F17.

Таким образом явление бафтинга возникает при эксплуатации воздушных судов на скоростях, близких к числу M .

На Рис. F22 показан предел бафтинга. Когда $n = 1$ (эшелон горизонтального полета), минимальное число Маха соответствует бафтингу на низкой скорости, и максимальное число Маха – бафтингу на высокой скорости. С увеличением n , предел числа Маха уменьшается, поэтому, когда $n = n_{max}$, $M_{min} = M_{max}$.

Итак, n_{max} это максимально допустимый фактор загрузки при данной массе и на данной высоте, а соответствующее число Маха увеличивает возможность возникновения эффекта бафтинга.



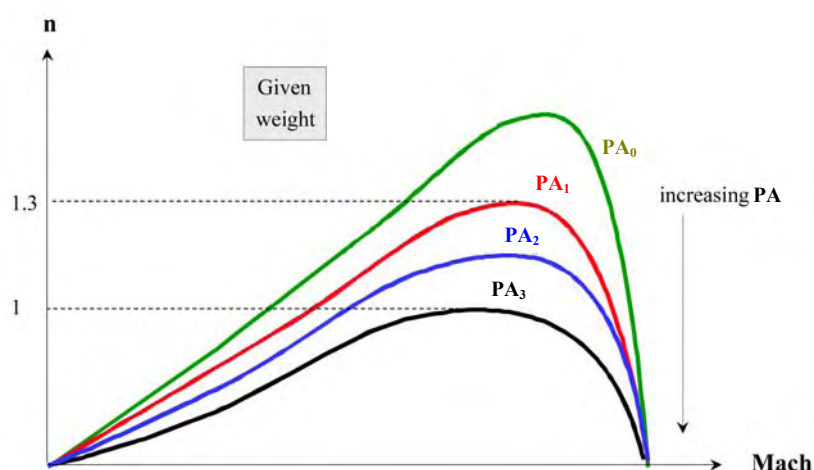
Рис. F22: Фактор загрузки и зона подъемной силы

3.3.2.3. Эффект высоты по давлению

Рис. F23 показывает влияние высоты по давлению на зону подъемной силы. Для заданной массы:

Высота по давлению $\nearrow$ $\left| \begin{array}{l} n_{\max} \searrow \\ \text{диапазон подъемной силы} \searrow \end{array} \right.$

При $n_{\max} = 1$, воздушное судно достигает потолка подъемной силы. На рис. F23 высота по давлению PA_3 соответствует потолку подъемной силы при данной массе.

Рис. F23: Влияние высоты по давлению на предел подъемной силы t

При высоте по давлению PA_1 (Рис. F23), $n_{\max} = 1.3$. Это значит, что возможный коэффициент загрузки равен 1.3, допустимый угол виража составляет 40° .

Для того чтобы не доводить до бафтинга, и обеспечить хорошую маневренность воздушного судна, необходимо определить лимит приемлемого коэффициента загрузки, ниже которого бафтинг не произойдет. **Этот предел коэффициента загрузки обычно устанавливается 1,3.** Это значение является эксплуатационным ограничением, а не правилом. Соответствующая высота называется **«пограничная высота бафтинга 1,3»** или **«потолок бафтинга»**.

Для заданного числа Маха, на рис. F24 показано соотношение пограничной высоты бафтинга 1,3 и массы. При заданном числе Маха, когда масса $\searrow \Rightarrow$, пограничная высота бафтинга $\nearrow$.

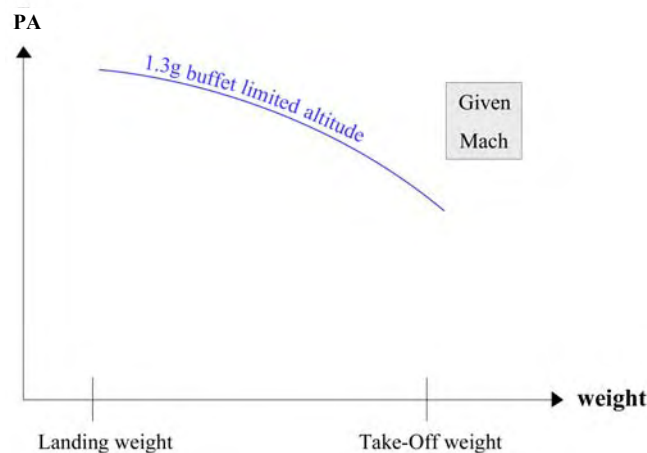


Рис. F24: Пограничная высота бафтинга 1,3

В результате, **максимальная рекомендованная высота**, указанная в FMGS, в зависимости от массы воздушного судна и температурных условий, является меньшей из:

- Максимальной сертифицированной высоты
- Максимальной крейсерской высоты
- Пограничной высоты бафтинга 1,3г,
- Потолка набора высоты (см. главу «Набор высоты»).

3.3.2.4. Пример A320

На рис. F25 показано, как информация по ограничению бафтинга представлена в Руководстве по эксплуатации для членов летного экипажа A320.

 A319/320/321 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	OPERATING LIMITATIONS		3.01.20	P 5
	GENERAL LIMITATIONS		SEQ 001	REV 27

R BUFFET ONSET

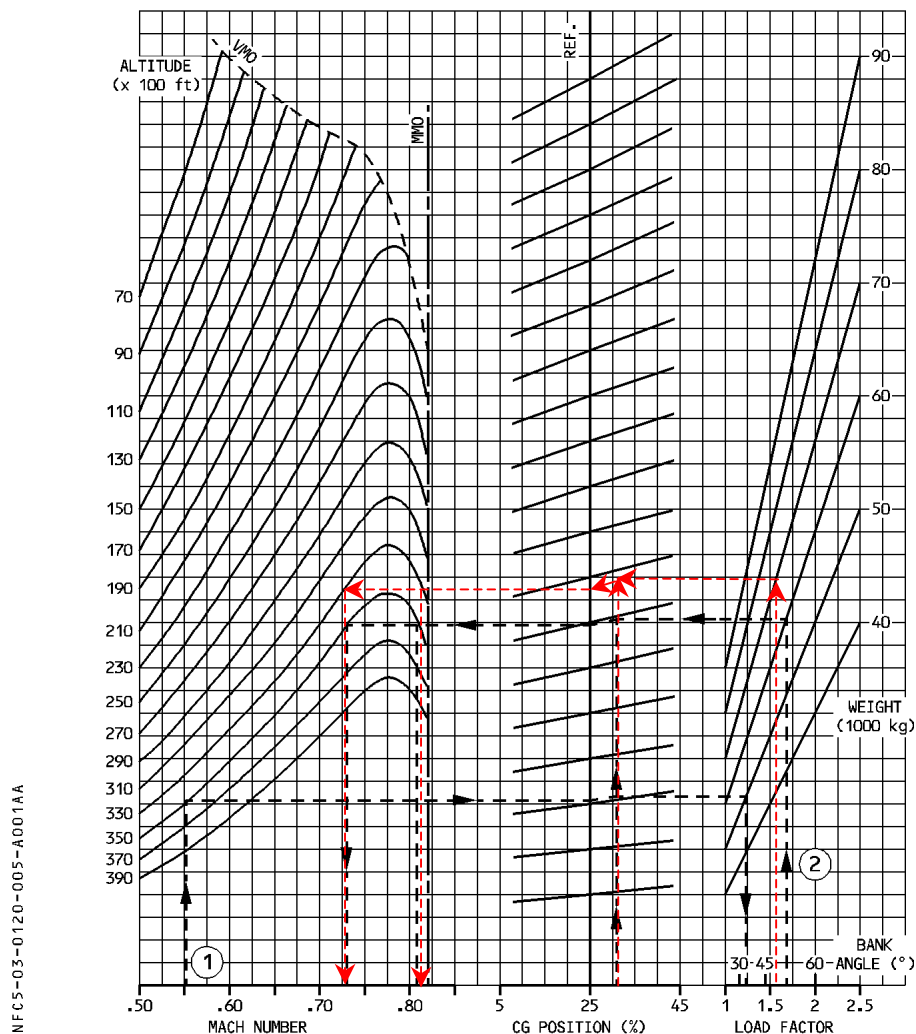


Рис. F25: Явление баффинга

Условия:

$n = 1.3$
 FL330
 Положение CG: 31%
 Масса: 70 т.

Результаты:

Скорость:
 $M_{min} = M0.73$
 $M_{max} = M0.82$

На практике, для заданной массы, ограничение фактора загрузки (1,3) применяется:

- На постоянном эшелоне диапазон крейсерского числа Маха определяется для $n = 1,3$.
- При постоянном крейсерском числе Маха, максимальный эшелон (потолок баффинга) определяется для $n = 1,3$.

3.4. Оптимизация полета в крейсерском режиме: ступенчатый набор высоты

Идеальный крейсерский режим должен соответствовать оптимальной высоте. Общее правило гласит, что эта высота не постоянна, а увеличивается со снижением массы в течение полета. С другой стороны, ограничения УВД требуют крейсерского режима на эшелоне. Полет воздушного судна должен состоять из участков постоянной высоты, которые должны быть максимально приближены к оптимальной высоте.

В соответствии с эшелонированием воздушных судов участки эшелонов устанавливаются ± 2000 футов от оптимальной высоты. В таких условиях наблюдается:

$$SR \geq 99\% SR_{\max}$$

В результате получается следующий профиль ступенчатого набора высоты (Рис. F26).

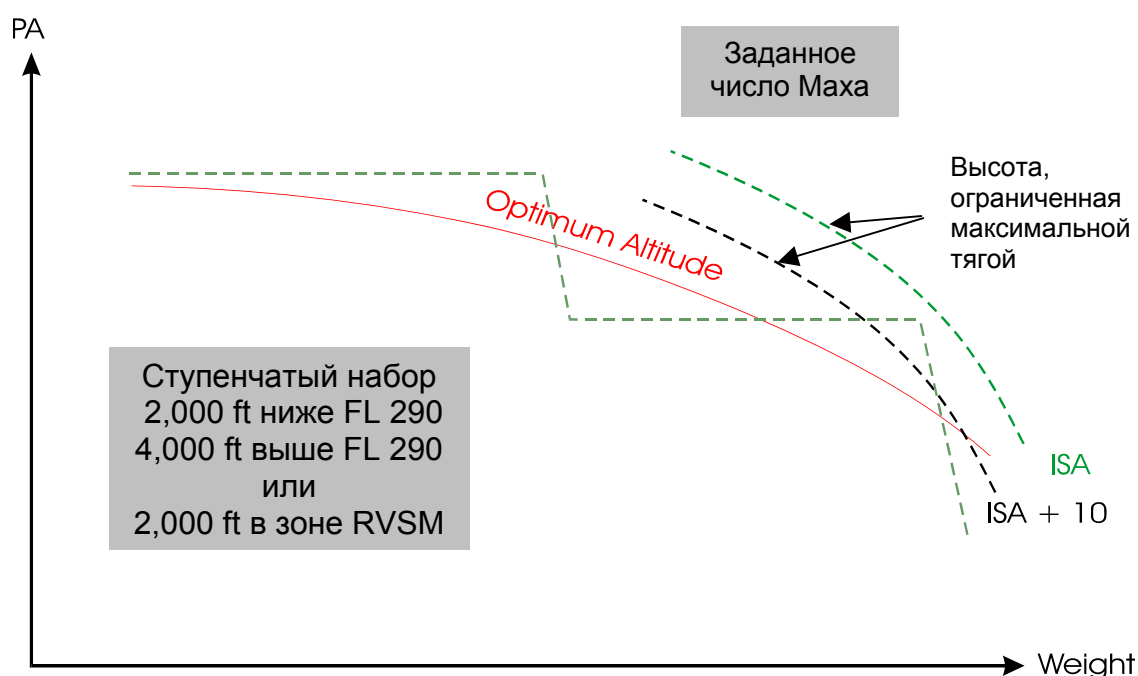


Рис. F26: Профиль ступенчатого набора высоты

Эшелон полета выбирается в соответствии с температурными условиями. Обычно первая ступень начинается на первом используемом эшелоне, совместимом с максимальной крейсерской высотой. Это случай МСА (ISA) проиллюстрирован на Рис. F26.

4. ТАБЛИЦА ПОЛЕТА В FCOM (для КРЕЙСЕРСКОГО РЕЖИМА)

В руководстве по эксплуатации для членов летного экипажа FCOM, приведены таблицы полета в крейсерском режиме для нескольких чисел Маха при различных условиях МСА с нормальным кондиционированием воздуха и

выключенной противообледенительной системой. Эксплуатационные эшелоны воздушных судов приведены на Рис. F27.

 A319/320/321 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE		3.05.15	P 9
	CRUISE		SEQ 110	REV 31

R

CRUISE - M.78												
MAX. CRUISE THRUST LIMITS NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF							ISA CG=33.0%		N1 (%) KG/H/ENG NM/1000KG		MACH IAS (KT) TAS (KT)	
WEIGHT (1000KG)	FL290		FL310		FL330		FL350		FL370		FL390	
50	84.0	.780	84.0	.780	84.0	.780	84.1	.780	84.7	.780	85.9	.780
	1276	302	1189	289	1112	277	1044	264	992	252	955	241
	180.9	462	192.5	458	204.0	454	215.4	450	225.6	447	234.1	447
52	84.2	.780	84.2	.780	84.3	.780	84.5	.780	85.1	.780	86.3	.780
	1288	302	1202	289	1127	277	1060	264	1011	252	977	241
	179.2	462	190.3	458	201.4	454	212.0	450	221.3	447	229.0	447
54	84.4	.780	84.5	.780	84.6	.780	84.8	.780	85.5	.780	86.9	.780
	1300	302	1216	289	1142	277	1079	264	1031	252	1003	241
	177.5	462	188.1	458	198.6	454	208.4	450	217.0	447	223.1	447
56	84.7	.780	84.8	.780	84.9	.780	85.2	.780	85.9	.780	87.6	.780
	1314	302	1231	289	1159	277	1097	264	1052	252	1036	241
	175.7	462	185.9	458	195.7	454	204.8	450	212.6	447	216.0	447
58	84.9	.780	85.1	.780	85.2	.780	85.6	.780	86.4	.780	88.3	.780
	1328	302	1246	289	1176	277	1117	264	1075	252	1070	241
	173.9	462	183.6	458	192.8	454	201.3	450	208.1	447	209.0	447
60	85.2	.780	85.3	.780	85.6	.780	85.9	.780	86.9	.780	89.2	.780
	1342	302	1262	289	1195	277	1137	264	1102	252	1110	241
	172.0	462	181.3	458	189.8	454	197.6	450	203.0	447	201.5	447
62	85.5	.780	85.6	.780	85.9	.780	86.3	.780	87.6	.780	90.1	.780
	1357	302	1279	289	1214	277	1158	264	1135	252	1153	241
	170.1	462	178.8	458	186.8	454	194.1	450	197.1	447	194.0	447
64	85.7	.780	85.9	.780	86.2	.780	86.7	.780	88.2	.780		
	1373	302	1297	289	1234	277	1182	264	1170	252		
	168.2	462	176.4	458	183.8	454	190.2	450	191.2	447		
66	86.0	.780	86.2	.780	86.6	.780	87.2	.780	89.0	.780		
	1389	302	1316	289	1254	277	1209	264	1209	252		
	166.2	462	173.9	458	180.9	454	186.0	450	185.0	447		
68	86.2	.780	86.5	.780	86.9	.780	87.8	.780	89.8	.780		
	1406	302	1335	289	1275	277	1242	264	1252	252		
	164.2	462	171.4	458	177.9	454	181.0	450	178.7	447		
70	86.5	.780	86.8	.780	87.3	.780	88.4	.780	90.8	.780		
	1424	302	1355	289	1299	277	1277	264	1298	252		
	162.1	462	168.9	458	174.6	454	176.1	450	172.3	447		
72	86.8	.780	87.1	.780	87.7	.780	89.0	.780				
	1442	302	1375	289	1325	277	1314	264				
	160.0	462	166.4	458	171.2	454	171.1	450				
74	87.1	.780	87.5	.780	88.2	.780	89.8	.780				
	1462	302	1397	289	1357	277	1356	264				
	157.9	462	163.9	458	167.1	454	165.7	450				
76	87.4	.780	87.8	.780	88.8	.780	90.5	.780				
	1482	302	1419	289	1392	277	1400	264				
	155.8	462	161.3	458	162.9	454	160.5	450				
LOW AIR CONDITIONING ΔFUEL = - 0.5 %					ENGINE ANTI ICE ON ΔFUEL = + 2 %				TOTAL ANTI ICE ON ΔFUEL = + 5 %			

Рис. F27: Пример таблицы полета в крейсерском режиме

G. НАБОР ВЫСОТЫ

1. МЕХАНИКА ПОЛЕТА

1.1. Определения

Следующий рисунок (G1) иллюстрирует различные силы, которые действуют на воздушное судно при наборе высоты.

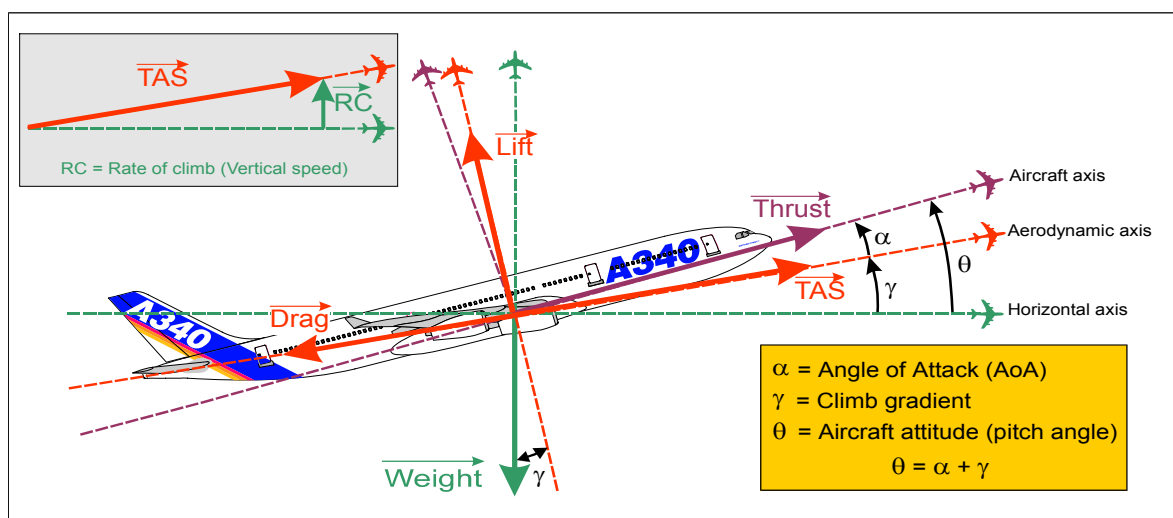


Рис. G1: Баланс Сил при Наборе Высоты¹

- Угол атаки (α) - это угол между **осью воздушного судна** и **аэродинамической осью** (тангенс оси вектора скорости к траектории полета).
- Градиент набора высоты (γ) равен углу между **горизонтальной осью** и **аэродинамической осью**.
- Положение воздушного судна (θ) - это угол между **осью воздушного судна** и **горизонтальной осью** (в географической системе координат).
- Скорость набора (RC) представляет собой **вертикальный компонент скорости воздушного судна**. Это позитивная величина, выраженная в футах в минуту.

1.2. Уравнения набора высоты

Во время набора высоты с постоянной скоростью достигается баланс сил. По аэродинамической оси этот баланс можно выразить как:

(1)

$$\text{Тяга} \cos \alpha = \text{Сопротивление} + \text{Масса} \sin \gamma$$

¹ Для упрощения вектор тяги представлен параллельно продольной оси воздушного судна.

Баланс по вертикальной оси:

(2)

$$\text{подъёмная сила} = \text{масса} \cos \gamma$$

1.2.1. Градиент набора высоты (γ)

Градиент набора высоты (γ) и угол атаки (α) обычно достаточно малы:

$$\sin \gamma \approx \tan \gamma \approx \gamma \text{ (in radian)}$$

$$\cos \gamma \approx 1 \text{ and } \cos \alpha \approx 1$$

В результате:

(3)

$$\text{Thrust} = \text{Drag} + \text{Weight } \gamma$$

$$\text{Тяга} = \text{Соппротивление} + \text{Масса } \gamma$$

(4)

$$\text{Lift} = \text{Weight}$$

$$\text{Подъёмная сила} = \text{Масса}$$

Из уравнения (3), Тяга - Соппротивление = Масса γ . Затем:

(5)

$$\gamma_{\text{rad}} = \frac{\text{Thrust} - \text{Drag}}{\text{Weight}}$$

$$\gamma_{\text{rad}} = \frac{\text{Тяга} - \text{Соппротивление}}{\text{Масса}}$$

(4)+(5)

$$\gamma_{\text{rad}} = \frac{\text{Thrust}}{\text{Weight}} - \frac{\text{Drag}}{\text{Lift}}$$

$$\gamma_{\text{rad}} = \frac{\text{Тяга}}{\text{Масса}} - \frac{\text{Соппротивление}}{\text{Подъёмная Сила}}$$

После ввода L/D (аэродинамическое качество), угол набора высоты становится:

(6)

$$\gamma_{\text{rad}} = \frac{\text{Thrust}}{\text{Weight}} - \frac{1}{L/D}$$

$$\gamma_{\text{rad}} = \frac{\text{Тяга}}{\text{Масса}} - \frac{1}{L/D}$$

Что дает в процентах:

(7)

$$\gamma(\%) = 100 \cdot \left(\frac{\text{Thrust}}{\text{Weight}} - \frac{1}{L/D} \right)$$

$$\gamma(\%) = 100 \cdot \left(\frac{\text{Тяга}}{\text{Масса}} - \frac{1}{L/D} \right)$$

Заключение: При заданной массе и типе двигателя, **градиент набора высоты достигает максимального значения, когда (Тяга – Соппротивление) максимально** (т.е. когда **соппротивление минимально** или когда **аэродинамическое качество максимально**). Наилучшее аэродинамическое качество называется скоростью **Зеленой Точки**. В случае отказа двигателя полет на скорости зеленой точки позволяет максимально использовать аэродинамику воздушного судна и компенсировать потерю мощности.

1.2.2. Скорость набора высоты (RC)

Скорость набора высоты (RC) соответствует вертикальной скорости воздушного судна. Как следствие:

$$(8) \quad \boxed{RC = TAS \sin \gamma \approx TAS \gamma} \quad (\sin \gamma \approx \gamma_{\text{рад}} \text{ поскольку } \gamma \text{ небольшой})$$

Из уравнения (5), $\gamma = \frac{\text{Тяга} - \text{Соппротивление}}{\text{Масса}}$. Поэтому:

$$(9) \quad \boxed{RC = TAS \cdot \frac{\text{Тяга} - \text{Соппротивление}}{\text{Масса}}}$$

Вывод: При заданной массе воздушного судна, скорость набора высоты достигает максимального значения, когда $TAS \times (\text{Тяга} - \text{Соппротивление})$ максимально. С точки зрения мощности¹, **скорость набора высоты достигает максимального значения, когда $(P_{\text{тяга}} - P_{\text{сопротивление}})$ максимально.**

1.2.3. Поляра скорости

Следующий рисунок (G2) иллюстрирует отношение сил тяги и сопротивления к истинной воздушной скорости.

Для того чтобы лететь на постоянном эшелоне полета с постоянной скоростью, тяга должна уравнивать сопротивление. В результате, **сопротивление** можно считать равным **необходимой тяге**, чтобы сохранять постоянные эшелон и скорость. Набор высоты возможен только в том случае, если доступный уровень тяги выше требуемого (избыток тяги).

Вышеуказанные уравнения показывают, что, для заданной массы:

- Угол набора высоты (γ) пропорционален разнице между располагаемым и требуемым уровнями тяги.
- Скорость набора высоты (RC) пропорциональна разнице между располагаемой и требуемой мощностями. Более того, поскольку $RC = TAS \gamma$, то максимальная скорость набора высоты достигается при TAS выше зеленой точки (когда $dRC/dTAS = 0$).

¹ Мощность (P_{force}) представляет собой силу умноженную на скорость (TAS). Единица измерения -Ватт.

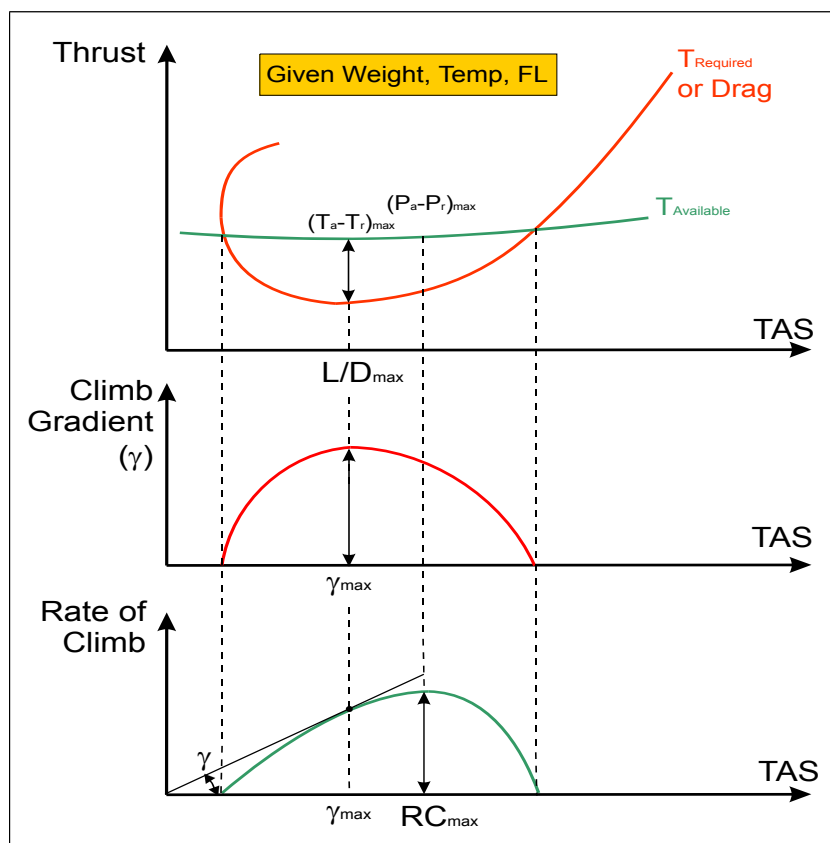


Рис. G2: Дроссельная характеристика двигателя и поляра скорости

Можно отметить, что набирать высоту на скорости ниже, чем зеленая точка не выгодно, так как в этом случае увеличивается расстояние и время до заданного эшелона полета.

1.3. Параметры, влияющие на набор высоты

1.3.1. Эффект высоты

Когда увеличивается высота по давлению, из-за снижения плотности воздуха снижаются тяга и сопротивление. Но так как сопротивление уменьшается с меньшей скоростью, чем располагаемый уровень тяги, то разница между тягой и сопротивлением уменьшается. Следовательно, градиент набора высоты и скорость набора высоты снижаются с высотой по давлению из-за меньшего избытка тяги.

$PA \nearrow \Rightarrow$ градиент набора высоты $\searrow$
 скорость набора высоты $\searrow$

1.3.2. Эффект температуры

С повышением температуры тяга снижается из-за низкой плотности воздуха. В результате, эффект такой же, как и в случае с высотой.

Температура $\nearrow \Rightarrow$ градиент набора высоты $\searrow$
 скорость набора высоты $\searrow$

1.3.3. Эффект массы

Как видно из предыдущего параграфа:

• (5) $\Rightarrow \gamma_{rad} = \frac{\text{Тяга} - \text{Сопротивление}}{\text{Масса}}$

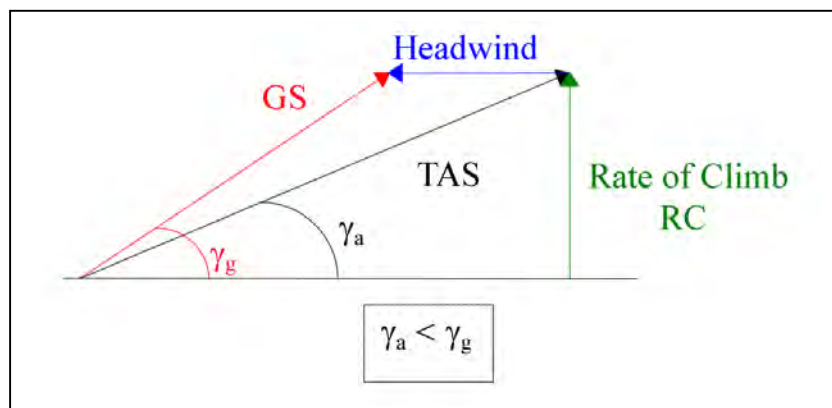
• (9) $\Rightarrow RC = TAS \cdot \frac{\text{Тяга} - \text{Сопротивление}}{\text{Масса}}$

Следовательно, при заданном типе двигателя, высоте, скорости набора высоты (TAS), любое увеличение массы приводит к снижению градиента набора высоты и скорости набора высоты.

Масса $\nearrow \Rightarrow$ градиент набора высоты $\searrow$
 скорость набора высоты $\searrow$

1.3.4. Эффект ветра

Постоянная составляющая ветра никак не влияет на скорость набора, но меняет траекторию полета.



GS =
Путевая
скорость

TAS =
Истинная
воздушная
скорость

γ_g = Градиент
путевого
набора
высоты

γ_a = Градиент

Рис. G3: Составляющая ветра при наборе высоты

Как показано на рис. G3, градиент набора высоты не зависит от составляющей ветра. Поэтому **топливо и время** до потолка набора высоты (Т/С) остаются **неизменными**.

Встречный ветер ↗ ⇒ Скорость набора →
 Топливо и время до Т/С →
Угол траектории полета (γ_g) ↗
Путевое расстояние до Т/С ↘

Попутный ветер ↘ ⇒ Скорость набора →
 Топливо и время до Т/С →
Угол траектории полета (γ_g) ↘
Путевое расстояние до Т/С ↗

2. ПОЛЕТ В РЕЖИМЕ НАБОРА ВЫСОТЫ

2.1. Управление при наборе высоты

2.1.1. Установка тяги

Стандартному набору высоты соответствует **«Максимальная Тяга Набора Высоты»**. На **высоте снижения тяги** пилоты должны ее понизить с мощности взлета до мощности набора высоты, переведя автомат тяги в позицию набора высоты (CL) (см рис. G4). Это необходимо сделать в течение 5 минут после отпускания тормозов.

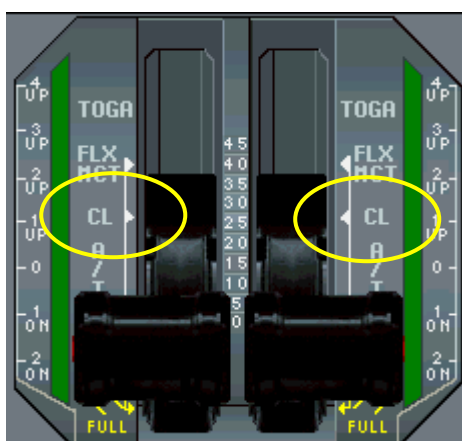


Рис. G4: Позиция Автомата Тяги

2.1.2. Распределение Энергии

Воздушное судно получает энергию от двигателей. Для того чтобы лететь, воздушное судно должно обладать:

- Кинетической энергией, необходимой для поддержания скорости и ускорения.
- Потенциальной энергией, необходимой для набора и поддержания высоты.

Сумма кинетической и потенциальной энергий не может превышать общую энергию воздушного судна. Соответственно, общую энергию воздушного судна следует поделить между необходимостью поддерживать скорость и потребностью в высоте.

Компьютер управления полетом (FMGS) **распределяет энергию** в течение набора высоты (70% на скорость, 30% на высоту). В результате, когда:

- TAS увеличивается: градиент набора и скорость набора высоты уменьшаются, так как потенциальная энергия преобразовывается в кинетическую энергию.
- TAS снижается: градиент набора и скорость набора высоты увеличиваются, так как кинетическая энергия преобразовывается в потенциальную энергию.

2.1.3. Потолок набора высоты

Набор высоты может продолжаться до выхода в горизонтальный полет (когда скорость набора высоты почти равна нулю). Однако, так как при этом был бы большой расход топлива и времени, FMGS ограничивает набор на максимальную высоту. Эта максимальная высота обычно достигается при скорости набора **300 футов в минуту**.

2.2. Скорости набора высоты

2.2.1. Закон набора высоты с данной приборной скоростью и числом Маха

Набор высоты обычно производится при постоянной приборной воздушной скорости (IAS) и постоянном числе Маха. Например, стандартный профиль набора высоты для семейства A320 составляет:

250 узлов / 300 узлов / M0.78

Этап набора высоты делится на 3 ступени (Рис. G5):

- **Ниже 10000 футов: Набор высоты с постоянной приборной воздушной скоростью IAS = 250 узлов.** Скорость ограничена правилами УВД.
- **Выше 10000 футов: Набор высоты с постоянной приборной воздушной скоростью IAS = 300 узлов** (ограничена до M0.78). На высоте 10000 футов воздушное судно ускоряется до более оптимальной скорости набора (300 узлов), которая сохраняется до тех пор, пока число Маха меньше 0,78.
- **Выше высоты пролета контрольной точки: Набор высоты с постоянным числом Маха = M0.78.** Высота пролета контрольной точки – это высота, где 300 узлов IAS равняются числу Маха M0.78. Выше данной высоты необходимо поддерживать постоянное соотношение между TAS и скоростью звука, чтобы избежать бафтинга, возникающего при высокой скорости.

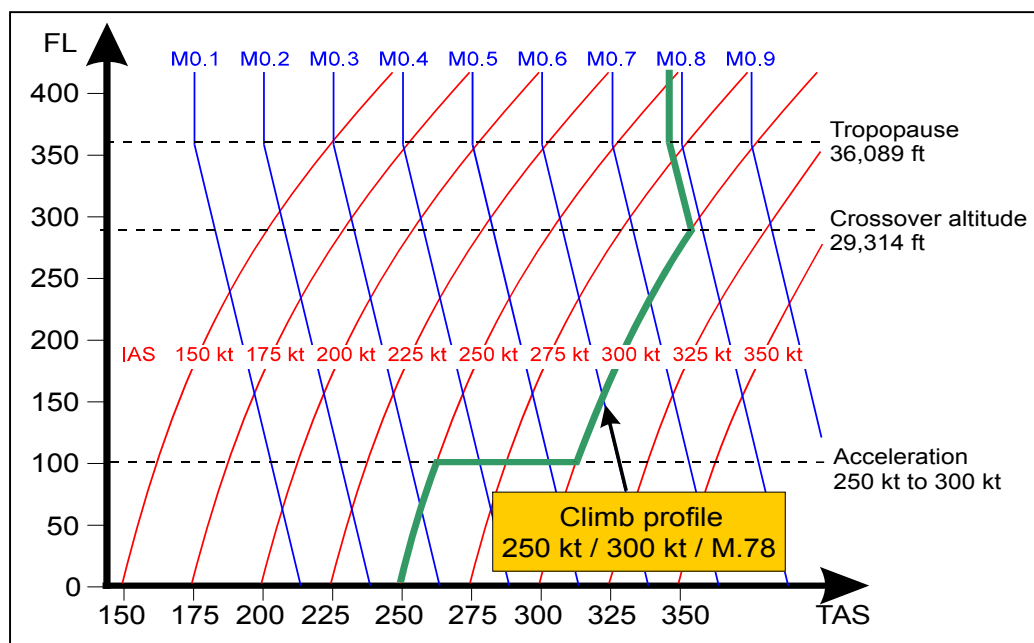


Рис. G5: Профиль набора высоты с данной приборной скоростью и числом Маха

2.2.2. Набор высоты с максимальным градиентом

Градиент набора высоты со **скоростью зеленой точки** является максимальным. Набор высоты со скоростью зеленой точки позволяет занять заданную высоту по **кратчайшему расстоянию**.

Скорость зеленой точки рассчитывается Системой управления полетом (FMS) на основе массы воздушного судна и фиксируется на Первичном Индикаторе Хода Полета (PFD), когда воздушное судно с чистым крылом. Следовательно, эту скорость легко поддерживать в ручном режиме. К скорости зеленой точки нужно стремиться при любом отказе двигателя после взлета.

2.2.3. Набор высоты с максимальной скоростью

Набор высоты с максимальной скоростью позволяет достичь заданную высоту за **кратчайший период времени**.

Максимальная скорость набора высоты не отражается на Первичном индикаторе хода полета (PFD). Однако, набор высоты с максимальной скоростью можно производить в регулируемом режиме (см. «Набор высоты в максимально экономичном режиме»).

2.2.4. Набор высоты в экономичном режиме

Как говорилось в главе «Крейсерский режим», индекс расходов должен стремиться к снижению прямых эксплуатационных расходов. В результате, для заданного индекса расходов, FMGS рассчитывает **оптимальную скорость набора высоты** (IAS_{ECON}) и **оптимальное число Маха при наборе высоты** ($Mach_{ECON}$). Затем набор высоты ведется в регулируемом режиме, основываясь на следующем законе набора высоты с данной приборной скоростью и числом Маха:

250 kt / IAS_{ECON} / Mach_{ECON}

Для минимизации расхода топлива в полете, следует использовать индекс низких расходов. Поскольку на этапе набора высоты расходуется много топлива, то целесообразно уменьшить продолжительность набора. Это достигается при максимальной скорости набора высоты.

CI = 0 ⇒ IAS_{ECON} = Максимальная скорость набора высоты

С другой стороны, более высокий индекс расходов обеспечивает более высокую путевую скорость на этапе набора высоты, тем самым, снижая скорость набора. Но при этом расстояние, покрытое за время набора, увеличивается, а соответственно фаза крейсерского режима и общего времени в полете снижается. Максимальная путевая скорость на этапе набора высоты обычно ограничена максимально допустимой эксплуатационной скоростью (VMO) - 10 узлов.

CI = CI_{max} ⇒ IAS_{ECON} = VMO – 10 kt

2.3. Таблица набора высоты в FCOM

A319/320/321 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE		3.05.10	P 3
	CLIMB		SEQ 120	REV 25

CLIMB - 250KT/300KT/M.78							
MAX. CLIMB THRUST NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF		ISA CG=33.0%		FROM BRAKE RELEASE TIME (MIN) DISTANCE (NM)		FUEL (KG) TAS (KT)	
FL	WEIGHT AT BRAKE RELEASE (1000KG)						
	66	68	70	72	74	76	78
390							
370	24 1748 152 385	25 1851 163 387	27 1966 175 389	29 2096 190 391			
350	21 1619 132 377	22 1703 140 378	24 1794 149 380	25 1892 158 381	26 2000 169 383	28 2121 182 385	30 2258 196 388
330	19 1515 117 369	20 1589 124 370	21 1668 131 371	22 1751 138 373	23 1840 146 374	25 1935 155 376	26 2040 165 378
310	17 1419 104 361	18 1486 110 362	19 1556 115 363	20 1629 121 364	21 1706 128 365	22 1788 135 366	23 1876 142 368
290	16 1322 92 350	16 1382 96 351	17 1444 101 352	18 1510 106 353	19 1578 111 354	20 1649 117 355	21 1725 123 356
270	14 1206 78 337	14 1259 81 337	15 1313 85 338	16 1370 89 339	16 1429 93 340	17 1490 97 341	18 1555 102 342
250	12 1103 66 324	13 1150 69 324	13 1198 72 325	14 1248 75 326	14 1300 79 326	15 1354 82 327	16 1410 86 328
240	12 1055 61 317	12 1099 64 318	13 1145 67 318	13 1192 70 319	14 1241 73 320	14 1292 76 321	15 1344 79 321
220	10 964 52 304	11 1004 54 305	11 1045 57 306	12 1087 59 306	12 1130 62 307	12 1175 64 308	13 1222 67 308
200	9 880 45 292	10 916 46 292	10 953 48 293	10 991 50 294	11 1030 52 294	11 1070 54 295	11 1111 57 296
180	8 802 38 280	8 834 40 280	9 867 41 281	9 901 43 281	9 936 45 282	10 972 46 283	10 1009 48 283
160	7 727 32 267	8 756 34 267	8 786 35 268	8 816 36 268	8 848 38 269	9 880 39 270	9 913 41 270
140	6 654 27 253	7 680 28 254	7 707 29 254	7 734 30 255	7 762 32 255	8 791 33 256	8 821 34 257
120	6 583 22 238	6 606 23 239	6 630 24 239	6 654 25 240	7 679 26 241	7 705 27 242	7 731 28 242
100	4 466 16 211	5 485 16 212	5 504 17 213	5 523 18 213	5 543 18 214	5 563 19 215	5 584 20 216
50	3 301 8 173	3 313 8 174	3 325 9 174	3 337 9 175	3 349 9 176	3 362 10 177	3 375 10 178
15	2 186 4 122	2 193 4 122	2 200 4 123	2 207 4 124	2 215 4 125	2 222 4 126	2 230 4 127
LOW AIR CONDITIONING ΔFUEL = - 0.4 %		HIGH AIR CONDITIONING ΔFUEL = + 0.4 %		ENGINE ANTI ICE ON ΔFUEL = + 6 %		TOTAL ANTI ICE ON ΔFUEL = + 11 %	

H03C-04 A320-231 V2500 21100000CSKG330 0 018590 0 0 2 1.0 500.0 300.0 1 03 FCOM-NO-03-05-10-003-000

Рис. G6: A320 Пример таблицы набора высоты

Assumptions:

Масса при отпуске тормозов: 74 t
 Температура: ISA
 Кондиционирование: Normal
 Противобледнит. система: выкл.
 Центр тяжести: 33%
 Скорость: 250 kt / 300 kt / M0.78

Results:

Набор эшелона FL330 :

- Время: 23 min
- Расстояние: 146 NM
- Расход топлива: 1,840 kg
- Средняя TAS : 374 kt

2.4. Давление в пассажирском салоне при наборе высоты

Так как пассажирский салон должен сохранять герметичность, соответствующая система обеспечивает пассажирам комфортный полет.

Во время нормальной эксплуатации, давление в пассажирском салоне ограничено максимальной величиной, которая зависит от типа воздушного судна. Цель – ограничить перепад давления ΔP (снаружи и внутри). Например:

- Семейство A320: Максимальная высота в пассажирском салоне = 8000 футов , $\Delta P_{\max} = 556 \text{ hPa}$ (8.06 PSI)
- A340-200/300 : Максимальная высота в пассажирском салоне = 7350 футов , $\Delta P_{\max} = 593 \text{ hPa}$ (8.6 PSI)

Давление в пассажирском салоне меняется по специальной программе, чтобы достичь определенной высоты пассажирского салона на конечном участке набора высоты, предусмотренной FMGS. Для воздушных судов с электрической системой управления полетом скорость набора в пассажирском салоне ограничена 1000 футов в минуту.

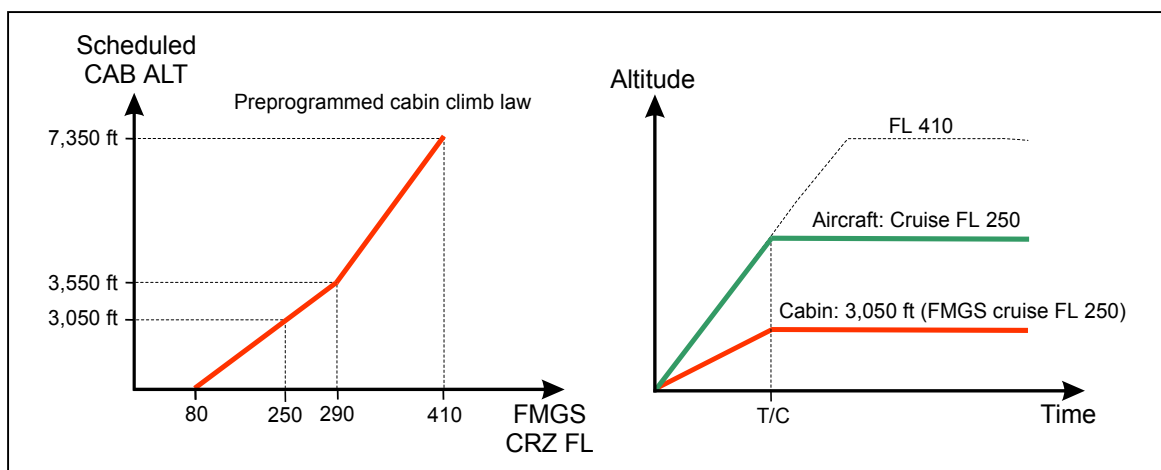


Рис. G7: Пример Закона Набора Высоты для A340-200/300

Рис. G7: На крейсерском эшелоне FL250, FMGS обеспечивает давление в пассажирском салоне, соответствующее 3050 футам.

Н. СНИЖЕНИЕ/ПОЛЕТ В ЗОНЕ ОЖИДАНИЯ

1. МЕХАНИКА ПОЛЕТА

1.1. Определения

Рисунок (Н1) показывает, какие силы действуют на воздушное судно во время снижения.

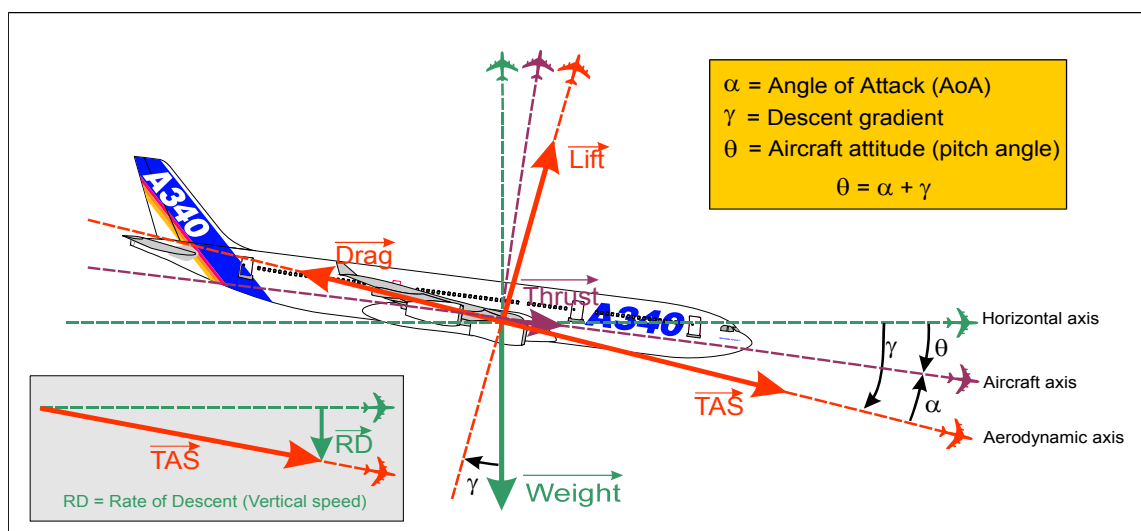


Рис. Н1: Баланс сил при снижении¹

- Определения содержатся в главе «Набор Высоты».
- **Скорость снижения (RD)** представляет собой **вертикальный компонент скорости воздушного судна**. Она отрицательная и выражается в футах в минуту.

1.2. Уравнения снижения

Если набор высоты происходит за счет повышения тяги, то снижение, наоборот, происходит при ее уменьшении. Таким образом, показатели градиента снижения и скорости снижения, которые зависят от соотношения (тяга-сопротивление), являются отрицательными.

1.2.1. Градиент снижения (γ)

Как говорилось в главе «Набор высоты», градиент может быть выражен следующим образом:

¹ Для упрощения вектор тяги представлен параллельно продольной оси воздушного судна.

$$(1) \quad \gamma_{\text{rad}} = \frac{\text{Thrust- Drag}}{\text{Weight}} \quad \gamma_{\text{rad}} = \frac{\text{Тяга - Сопротивление}}{\text{Масса}}$$

Снижение производится при тяге на режиме малого газа (т.е. когда тяга почти равна нулю). Соответственно:

$$(2) \quad \gamma_{\text{rad}} = -\frac{\text{Drag}}{\text{Weight}} \quad \gamma_{\text{rad}} = -\frac{\text{Сопротивление}}{\text{Масса}}$$

После ввода аэродинамического качества (L/D), и поскольку показатель массы близок к подъемной силе (Подъемная сила = Масса.cosγ), угол снижения становится:

$$(3) \quad \gamma_{\text{rad}} = -\frac{1}{L/D}$$

Что дает в процентном выражении::

$$(4) \quad \gamma(\%) = -\frac{100}{L/D}$$

Вывод: При заданном весе, величина **градиента снижения** является **минимальной** при **минимальном сопротивлении**, или когда **аэродинамическое качество (L/D)** является **максимальным**. Таким образом, скорость на минимальном угле снижения – это скорость **зеленой точки**.

1.2.2. Скорость снижения (RD)

Скорость снижения (RD) соответствует вертикальному компоненту TAS.

$$(5) \quad \text{RD} = \text{TAS} \sin \gamma \approx \text{TAS} \gamma \quad (\sin \gamma \approx \gamma_{\text{rad}} \text{ поскольку } \gamma \text{ небольшой})$$

Поэтому:

$$(6) \quad \text{RD} = -\text{TAS} \cdot \frac{\text{Сопротивление}}{\text{Масса}} \quad \text{или} \quad \text{RD} = -\frac{\text{TAS}}{L/D} < 0$$

Вывод: При заданной массе воздушного судна, скорость снижения достигает наименьшего значения, когда показатель **TASxСопротивление** минимален.

1.2.3. Поляра скорости

Пример (Рис. Н2) иллюстрирует силы тяги и сопротивления в зависимости от истинной воздушной скорости.

Вышеприведенные уравнения демонстрируют, что для заданного веса:

- Угол снижения (γ) пропорционален силе сопротивления, которая достигает минимального значения при скорости зеленой точки.
- Скорость снижения (RD) пропорциональна мощности силы сопротивления. Так как $RD = TAS \cdot \gamma$, минимальная скорость снижения достигается при TAS ниже зеленой точки (когда $dRD/dTAS = 0$).

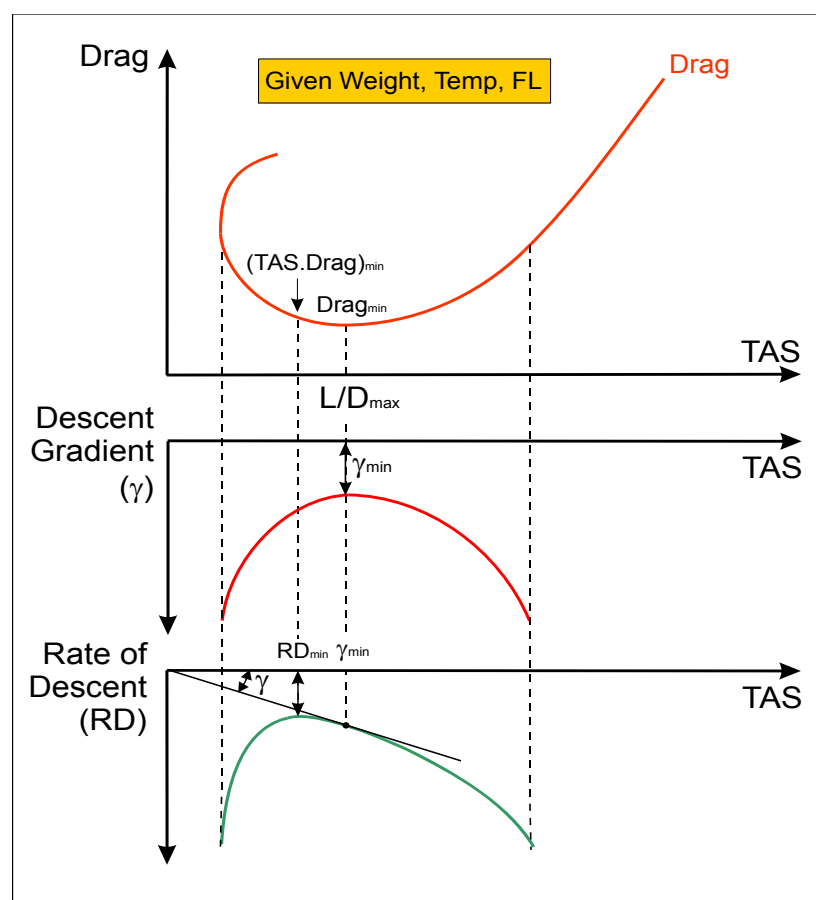


Рис. Н2: Кривая лобового сопротивления и поляра скорости

1.3. Параметры, влияющие на снижение

1.3.1. Эффект высоты

На стадии снижения увеличивается плотность воздуха, поэтому при заданной массе воздушного судна и заданной истинной воздушной скорости сила сопротивления увеличивается. Так как градиент снижения и скорость

снижения пропорциональны сопротивлению (Уравнения 2 и 6), то наблюдается увеличение их значений.

Тем не менее, так как снижение никогда не производится с заданной TAS, а производится при заданном числе Маха и IAS, то такие расчеты не делаются. Следующий график (Рис. Н3) показывает соотношение градиента снижения (γ) и скорости снижения (RD), с одной стороны, и высоты для заданного профиля снижения M0.82 / 300 узлов / 250 узлов - с другой.

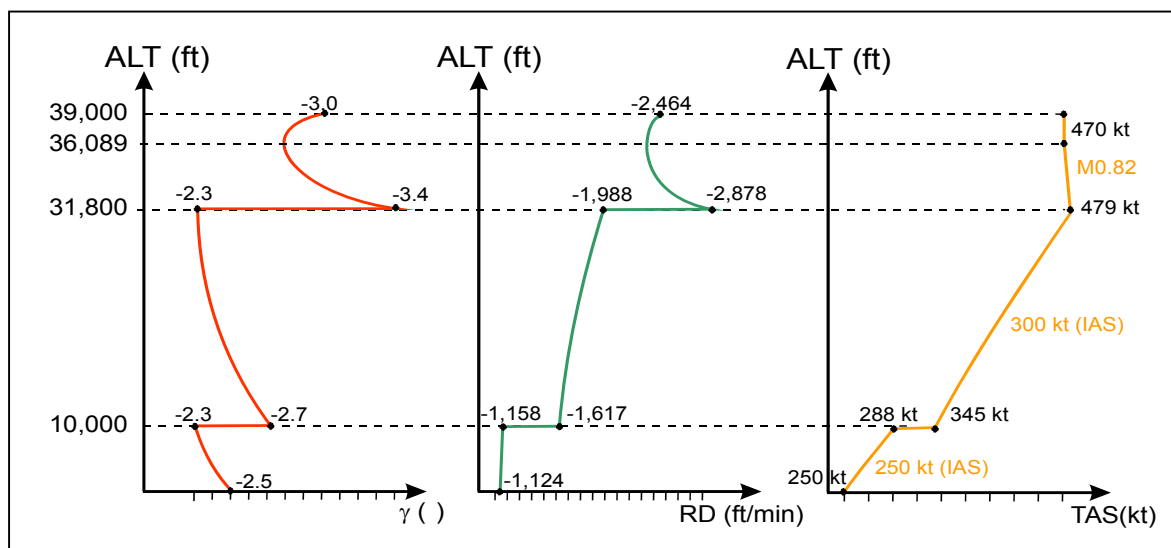


Рис. Н3: Пример A330 – Соотношение градиента снижения (γ) и скорости снижения (RD), с одной стороны, и высоты и TAS - с другой

В отличие от стадии набора высоты, трудно оценить параметры снижения (градиент и скорость), так как они зависят только от сопротивления и не зависят от тяги (в режиме малого газа).

1.3.2. Эффект температуры

Что касается высоты по давлению, то эффект температуры трудно оценить. На самом деле, на заданной высоте повышение температуры вызывает снижение плотности воздуха. Как результат, сопротивление также снижается, и можно было бы заключить, что значения градиента и скорости снижения уменьшаются.

Тем не менее, TAS не является постоянной величиной в течение полета. Для заданного числа Маха или IAS, TAS увеличивается вместе с температурой, тем самым, компенсируя снижение сопротивления. Поэтому влияние изменений параметров снижения относительно температуры не очень велико.

1.3.3. Эффект массы

Скорость зеленой точки (минимальный градиент) является функцией массы. Рис. Н4 показывает, что при стандартной скорости на этапе снижения (от зеленой точки до VMO), значения скорости и градиента снижения уменьшаются при большой массе.

Действительно, баланс сил при снижении указывает, что:

$$\text{Подъемная сила} = \text{Масса} \cdot \cos \gamma = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot \text{TAS}^2 \cdot C_L$$

При заданной TAS, чем больше масса, тем нужен больший коэффициент подъемной силы (C_L), чтобы сохранять баланс сил. Это достигается с помощью увеличения угла атаки (α) и снижения градиента снижения (γ). Поскольку $RD = TAS \cdot \gamma$, то скорость снижения также снижается пропорционально большей массе.

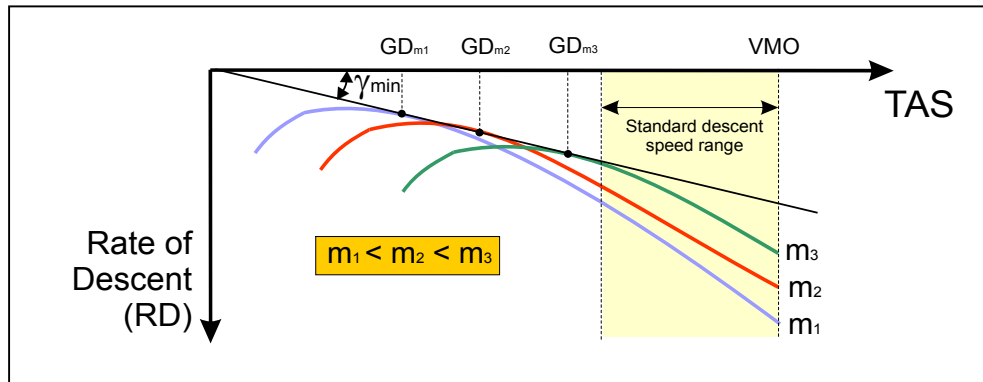


Рис. Н4: Соотношение градиента и скорости снижения, с одной стороны, и скорости и массы - с другой

Вывод: при стандартной скорости на этапе снижения:

Масса $\nearrow \Rightarrow$ градиент снижения $\searrow$
 скорость снижения $\searrow$

1.3.4. Эффект ветра

Как показано на Рис. Н5, градиент снижения (γ_a) не зависит от составляющей ветра. Поэтому **топливо и время**, необходимые для снижения с высоты начала снижения (T/D) до окончательной высоты снижения, остаются **неизменными**.

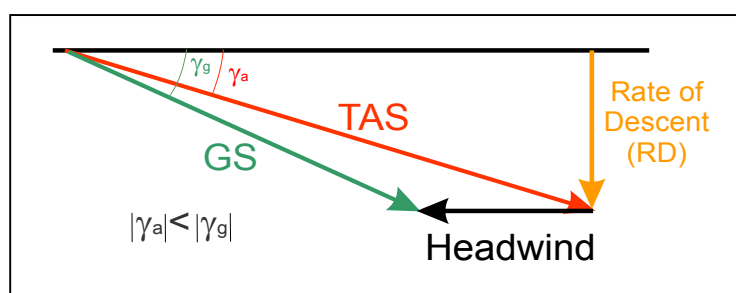


Рис. Н5: Влияние встречного ветра на траекторию снижения

Встречный ветер $\nearrow \Rightarrow$ скорость снижения $\rightarrow$
 топливо и время с T/D $\rightarrow$
 угол траектории полета $|\gamma_g| \nearrow$
 фактич. расстояние от T/D $\searrow$

Попутный ветер ↗ ⇒ скорость снижения →
топливо и время с T/D →
угол траектории полета γ_g ↘
фактич. расстояние от T/D ↗

2. ПОЛЕТ В РЕЖИМЕ СНИЖЕНИЯ

2.1. Установка тяги

Стандартным положением работы двигателя для снижения является «Тяга в Режиме Малого Газа». Для воздушных судов с электрической системой управления полетом положение дросселей тяги не меняется, когда задействован автомат тяги. Дроссели остаются в положении «CL» (набор высоты) на протяжении всего полета (Рис. Н6). Компьютер, следящий за работой двигателя, или FADEC (Полный цифровой контроль за работой двигателя) регулирует уровень тяги.

На определенных высотах или в связи с необходимостью наддува кабины (см. «Давление при снижении в пассажирском салоне»), вертикальная скорость воздушного судна при снижении ограничивается. Это достигается при режиме «Адаптированная Тяга». Адаптированная тяга может меняться от тяги в режиме малого газа до тяги крейсерского режима. Это происходит при работе автомат тяги, поскольку скорость на этапе снижения воздушного судна плюс один или два параметра снижения (градиент или скорость снижения) должны быть постоянными.

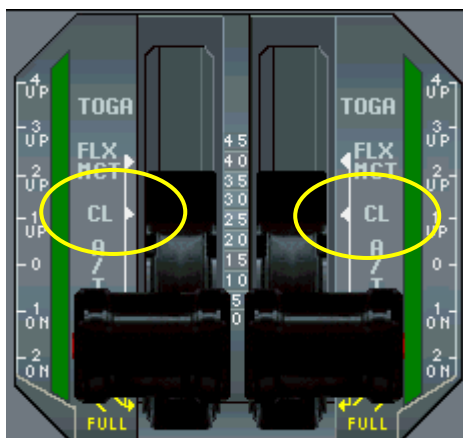


Figure Н6: Положение РУД во время снижения

2.2. Скорости снижения

2.2.1. Закон снижения с данной приборной скоростью и числом Маха

Снижение обычно производится при постоянном числе Маха и приборной скорости (IAS). Например, стандартный профиль снижения для семейства A320:

M0.78 / 300 kt / 250 kt

Диапазон истинной скорости (TAS) во время снижения показан на Рис. Н7. Более детально это рассмотрено в главе “Набор высоты”.

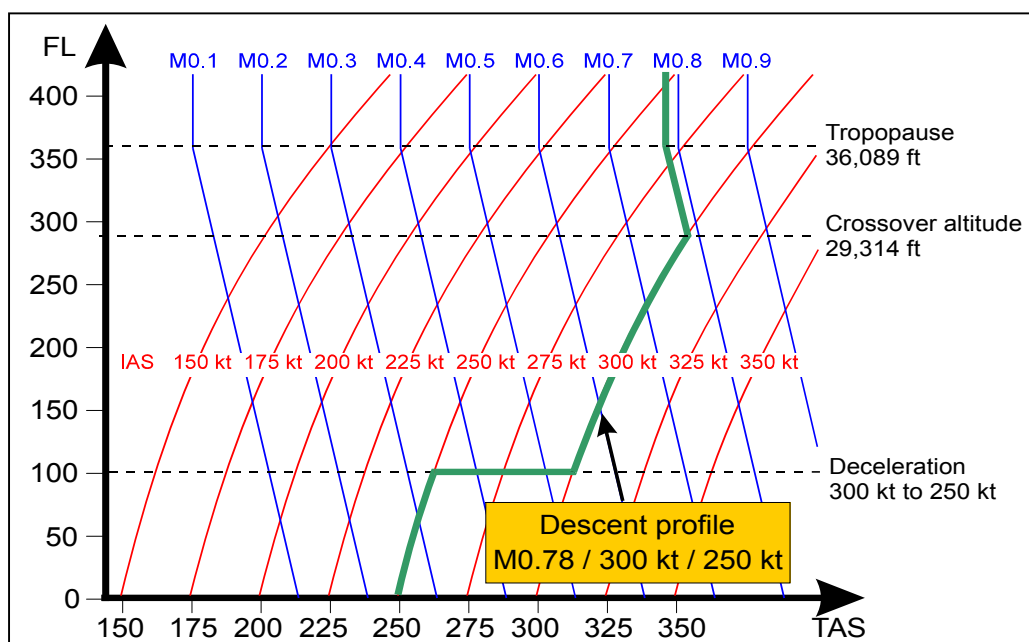


Рис. Н7: Закон Снижения с Данной Приборной Скоростью и Числом Маха

2.2.2. Снижение с минимальным градиентом (при отказе двигателя)

Градиент снижения при **скорости зеленой точки** минимален. Снижение при скорости зеленой точки позволяет сохранять **максимальную высоту на наибольшей дистанции**.

Скорость зеленой точки на этапе снижения не представляет интереса при нормальной эксплуатации из-за длительности процесса. С другой стороны, она представляет большой интерес в случае **отказа двигателя** в крейсерском режиме над гористой местностью, так как предоставляет больше возможностей спасти воздушное судно, чем любая другая скорость. Снижение при скорости зеленой точки с неработающим двигателем называется **схема снижения с отказавшим двигателем** (см. главу "Ограничения при полете по маршруту").

2.2.3. Снижение с минимальной скоростью

Минимальная скорость снижения ниже скорости зеленой точки. В результате, в сравнении с зеленой точкой снижение с минимальной скоростью не представляет интереса при эксплуатации воздушного судна. В самом деле, время, необходимое для набора заданной высоты, больше, чем при зеленой точке, а покрытое расстояние меньше. По этой причине, общее правило таково: **Снижаться со скоростью, ниже скорости зеленой точки, невыгодно**.

2.2.4. Снижение в экономичном режиме

Индекс расходов предназначен для снижения прямых эксплуатационных расходов данного полета. Для заданного индекса расходов, оптимальное число Маха при снижении ($Mach_{ECON}$) и оптимальная скорость на этапе снижения (IAS_{ECON}) рассчитывается FMGS как функция массы воздушного судна. Затем

снижение производится в режиме, основанном на следующем законе приборной скорости и числа Маха:

$$\text{Mach}_{\text{ECON}} / \text{IAS}_{\text{ECON}} / 250 \text{ kt}$$

Для **минимизации** расхода топлива в течение всего полета, следует применять **индекс низких расходов**. Так как этап снижения проходит в режиме малого газа, то с точки зрения расхода топлива следует сделать его максимально протяженным. Это достигается при низкой скорости на этапе снижения, которая зависит от типа воздушного судна (например, 250 узлов для семейства A320). В любом случае, скорость на этапе снижения должна оставаться выше зеленой точки.

$$\text{CI} = 0 \Rightarrow \text{IAS}_{\text{ECON}} = \text{Минимальная скорость при снижении (зависит от типа в/с)}$$

С другой стороны, **индекс высоких расходов** используется, когда по соображениям экономии необходимо **снизить** общее время полета. В этом случае, снижение должно выполняться как можно быстро (например, на максимальной скорости снижения). Это достигается при скорости, которая обычно ограничена VMO – 10 узлов при нормальной эксплуатации.

$$\text{CI} = \text{CI}_{\text{max}} \Rightarrow \text{IAS}_{\text{ECON}} = \text{VMO} - 10 \text{ kt}$$

2.2.5. Аварийное снижение

Аварийное снижение необходимо выполнять в случае разгерметизации пассажирского салона, чтобы из-за недостатка кислорода как можно быстрее занять эшелон FL100. В этой ситуации наилучшим скоростным режимом является **ММО/VMO**, так как обеспечивает наивысшую скорость снижения. При необходимости эту скорость можно увеличить, выпустив механизацию крыла (см. главу "Ограничения при полете по маршруту").

2.3. Таблица снижения в FCOM

На Рис. Н8 приведен пример таблицы снижения в FCOM для A320:

A319/320/321		IN FLIGHT PERFORMANCE				3.05.30	P 2
FLIGHT CREW OPERATING MANUAL		DESCENT				SEQ 110	REV 31

DESCENT - M.78/300KT/250KT									
IDLE THRUST NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF				ISA CG=33.0%		MAXIMUM CABIN RATE OF DESCENT 350FT/MIN			
WEIGHT (1000KG)	45				65				IAS (KT)
FL	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	
390	16.1	181	102	73.0	17.0	125	103	IDLE	241
370	14.6	152	90	74.0	16.2	121	98	IDLE	252
350	12.9	115	77	75.9	15.6	118	93	IDLE	264
330	11.7	90	69	IDLE	14.9	114	88	IDLE	277
310	11.2	87	65	IDLE	14.3	110	83	IDLE	289
290	10.8	84	61	IDLE	13.7	107	79	IDLE	300
270	10.2	81	57	IDLE	12.9	103	73	IDLE	300
250	9.6	77	53	IDLE	12.1	98	67	IDLE	300
240	9.3	75	50	IDLE	11.7	95	64	IDLE	300
220	8.6	71	46	IDLE	10.9	90	59	IDLE	300
200	8.0	67	42	IDLE	10.1	84	53	IDLE	300
180	7.4	63	38	IDLE	9.3	79	48	IDLE	300
160	6.8	58	34	IDLE	8.5	73	43	IDLE	300
140	6.1	53	30	IDLE	7.6	66	37	IDLE	300
120	5.5	49	26	IDLE	6.8	60	32	IDLE	300
100	4.8	44	22	IDLE	5.9	53	27	IDLE	300
50	1.8	17	8	IDLE	2.2	21	9	IDLE	250
15	.0	0	0	IDLE	.0	0	0	IDLE	250
CORRECTIONS		LOW AIR CONDITIONING		ENGINE ANTI ICE ON		TOTAL ANTI ICE ON		PER 1° ABOVE ISA	
TIME		—		+ 10 %		+ 10 %		—	
FUEL		— 2 %		+ 60 %		+ 75 %		+ 0.60 %	
DISTANCE		—		+ 10 %		+ 10 %		+ 0.60 %	

Рис. Н8: Пример таблицы снижения для А320

Assumptions:

Вес при T/D : 65 t
 Температура : ISA
 Кондиционирование : Normal
 Противообледенит. система : Off
 Центр тяжести : 33%
 Скорость : M0.78 / 300 kt / 250 kt

Results:

Снижение с FL370 до FL15

- Время : 16.2 min
- Расстояние : 98 NM
- Расход топлива : 121 kg
- Тяга : в режиме малого газа

2.4. Давление в пассажирской кабине при снижении

Давление в пассажирском салоне оптимизируется во время снижения таким образом, чтобы достигать давления на аэродроме + 0.1 psi (давление в фунтах на квадратный дюйм) непосредственно перед посадкой.

В зависимости от исходной высоты пассажирского салона и высоты пункта назначения, FMGS рассчитывает время снижения, необходимое для пассажирского салона. Это время рассчитывается из выбранной скорости снижения до 350 футов в минуту по FMGS, которая может быть скорректирована до максимального показателя 750 футов в минуту.

Как только время снижения пассажирского салона становится больше времени снижения воздушного судна, возникает необходимость **повторного наддува**, в течение которого вертикальная скорость воздушного судна снижается, чтобы осуществить наддув пассажирского салона (Рис. Н9).

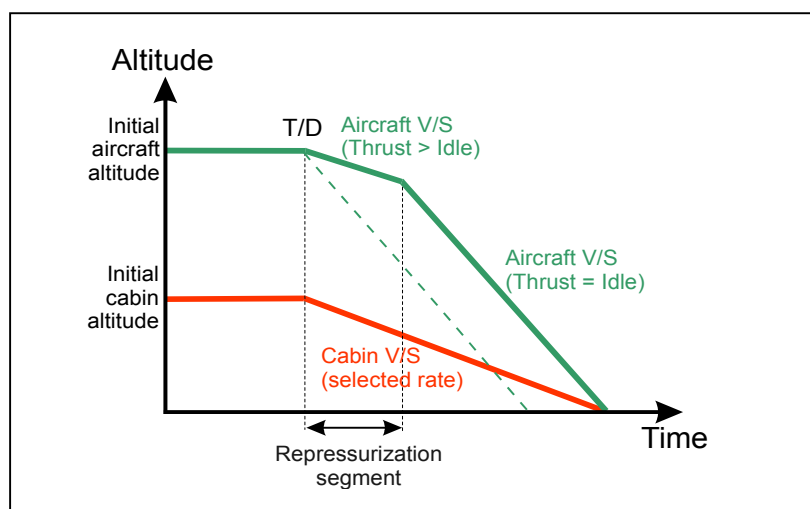


Рис. Н9: Сегмент повторной герметизации пассажирского салона

Таблица снижения A320 (Рис. Н8) показывает: для того чтобы снизиться с FL390 при массе 45 тонн, параметр N1 необходимо держать на 73% с начала снижения, чтобы ограничить вертикальную скорость ВС.

В некоторых случаях (посадка на высокогорных аэродромах), давление пассажирского салона в крейсерском режиме выше, чем давление в аэропорту посадки. Таким образом, давление в пассажирском салоне необходимо снизить во время снижения, что означает, что вертикальная скорость пассажирского салона положительная величина, в то время как вертикальная скорость воздушного судна - отрицательная.

3. ПОЛЕТ В ЗОНЕ ОЖИДАНИЯ

3.1. Скорость в зоне ожидания

Полет в зоне ожидания обычно производится по "**схеме полета в зоне ожидания типа «ипподром»**" и состоит из двух прямых плюс двух разворотов на 180 градусов. При этом расстояние не играет важной роли. Напротив, знание **максимального времени ожидания** (максимального запаса топлива) является определяющим фактором для любого решения об изменении маршрута. В результате, во время полета в зоне ожидания важно попытаться **минимизировать расход топлива и времени** или просто **уменьшить расход топлива** (кг или lb в час).

Скорость при минимальном расходе топлива находится между скоростью минимального сопротивления и максимальной скоростью при данном аэродинамическом качестве (Зеленая Точка), которые очень близки. В результате, при конфигурации с убранными шасси и закрылками, стандартная скорость в зоне ожидания равна **зеленой точке**.

Возле некоторых аэропортов схемы ожидания могут быть достаточно ограничены из-за наличия препятствий. Поэтому зеленая точка иногда слишком высока, особенно при разворотах, когда угол виража может быть значительным. Так как невозможно значительно снизить скорость ниже зеленой точки при конфигурации чистого крыла, то можно выпустить предкрылки и находиться в зоне ожидания в КОНФ1 при скорости “S”¹.

Обратите внимание, что со скоростью зеленой точки и скоростью S легко лететь в выбранном режиме, т.к. они установлены в Первичном Индикаторе хода полета (PFD) как функция массы воздушного судна и конфигурации:

- В конфигурации чистого крыла: “Зеленая Точка”
- В конфигурации 1: “скорость S”

3.2. Выполнение полета в зоне ожидания

Схемой в зоне ожидания можно управлять с помощью FMGS в выбранной точке маршрута во время полета. Для этого, она должна быть внесена в страницу Плана Полета MCDU. Данные о схеме ожидания могут поступать из навигационной базы данных или, когда ни одна из схем не доступна, могут быть введены стандартные данные. В этом случае, предлагается ввести следующую стандартную информацию (Рис. Н10):

- INB CRS : Курс к зоне ожидания
- Turn : Направление разворота (правый или левый).
- Time: Внешний контур зоны ожидания: 1 минута ниже 14,000 футов, 1,5 минуты – выше указанной высоты.
- DIST: Расстояние, рассчитанное исходя из расчетной истинной скорости (TAS), которая, в свою очередь, зависит от скорости в зоне ожидания (скорости для максимальной экономии топлива, предела скорости в соответствии с нормами ИКАО или фактической скорости, в зависимости от того, которая из них ниже).



Рис.Н10: Данные по схеме ожидания

¹ Скорость S = Скорость минимального выпуска предкрылков (от КОНФ1 до ЧИСТОЙ КОНФ)

I. ПЛАНИРОВАНИЕ И КОНТРОЛЬ РАСХОДА ТОПЛИВА

1. JAR - Планирование и Контроль Расхода Топлива

1.1. Политика в области использования топлива

Количество топлива, необходимое для безопасного полета по запланированному маршруту, рассчитывается для каждого полета. У каждого эксплуатанта своя политика в области топлива. Эта политика основана на минимальных требованиях в области использования топлива (JAR-OPS 1).

“JAR-OPS 1.255

Эксплуатант должен определить политику в области использования топлива в ходе планирования полета и перепланирования в ходе самого полета для того, чтобы быть уверенным, что каждый полет обеспечен достаточным количеством топлива и имеет запас в случае отклонения от запланированного маршрута”.

1.1.1. Стандартное планирование полета

JAR-OPS 1.255 Subpart D + AMC OPS 1.255

Хотя количество топлива определяется национальными правилами, требования JAR-OPS и различные национальные правила мало отличаются.

Минимальное количество топлива (**Q**), рассчитываемое для полета, определяется как:

$$Q = taxifuel + TF + CF + AF + FR + Add + XF$$

Где:

- TF = Топливо для полета
- CF = Топливо в случае непредвиденных обстоятельств
- AF = Топливо для полета на запасной аэродром
- FR = Запас топлива для захода на посадку
- Add = Дополнительное топливо
- XF = Сверхнормативное топливо

Рис. I1 показывает различные запасы топлива и соответствующие ему этапы полета.

Для каждого полета следует учитывать следующие условия эксплуатации:

- Реальные данные о расходе топлива воздушным судном.
- Предполагаемая масса.
- Ожидаемые погодные условия.
- Процедуры и ограничения органов УВД.

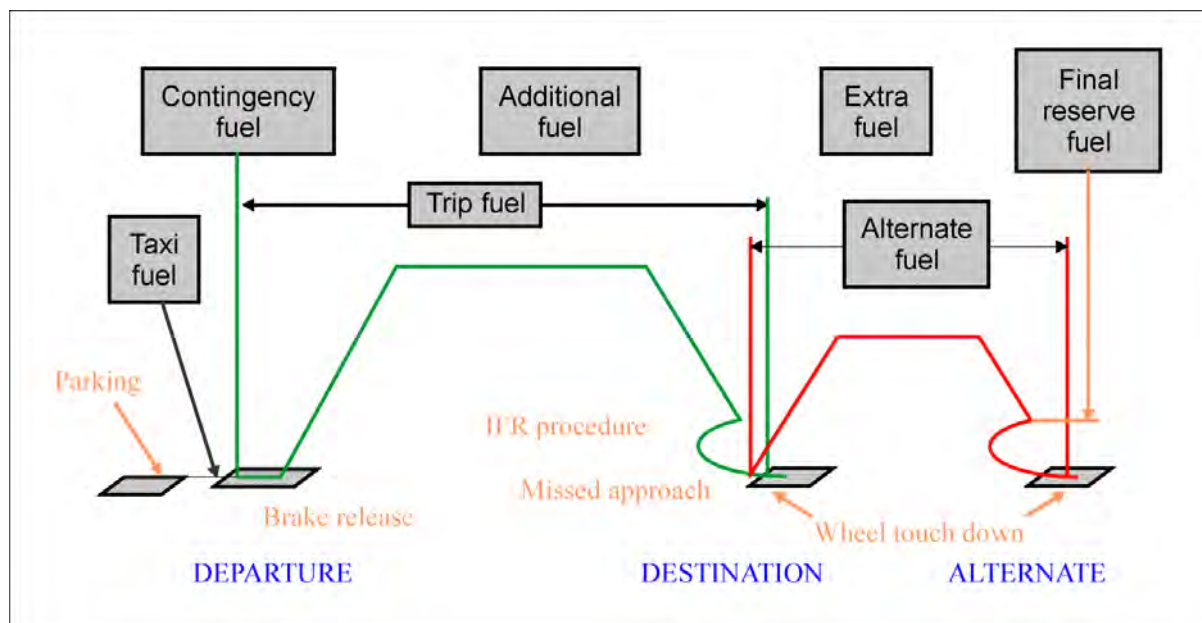


Рис. 11: Различные виды топлива

1.1.1.1. Топливо при рулении

“AMC OPS 1.255

Количество топлива на рулении не должно быть меньше того, которое предполагается использовать до начала взлета. Следует учитывать местные условия на аэродроме вылета и расход топлива на вспомогательную силовую установку”.

Топливо при рулении – это обычно фиксированная величина для руления средней продолжительности.

Для A320 оно равно 140 кг. (300 lb). Этого достаточно для руления в течение 12 минут.

Данное количество может меняться в зависимости от статистических и расчетных данных.

1.1.1.2. Топливо для полета

Необходимое количество топлива, начиная с отпускания тормозов в аэродроме вылета до касания ВПП в аэродроме назначения, называется топливом для полета. Сюда входит топливо для:

- Взлета
- Набора высоты до крейсерского эшелона
- Полета с конца набора высоты до начала снижения, включая ступенчатый набор высоты или снижение
- Полета от начала снижения до начала захода на посадку
- Захода на посадку
- Посадки в аэродроме назначения

1.1.1.3. Топливо для непредвиденных обстоятельств

Топливо для непредвиденных обстоятельств – это большее из следующих количеств:

- Топливо необходимое для полета в течение 5 минут на высоте 1500 футов над аэродромом назначения со скоростью зоны ожидания в условиях ISA

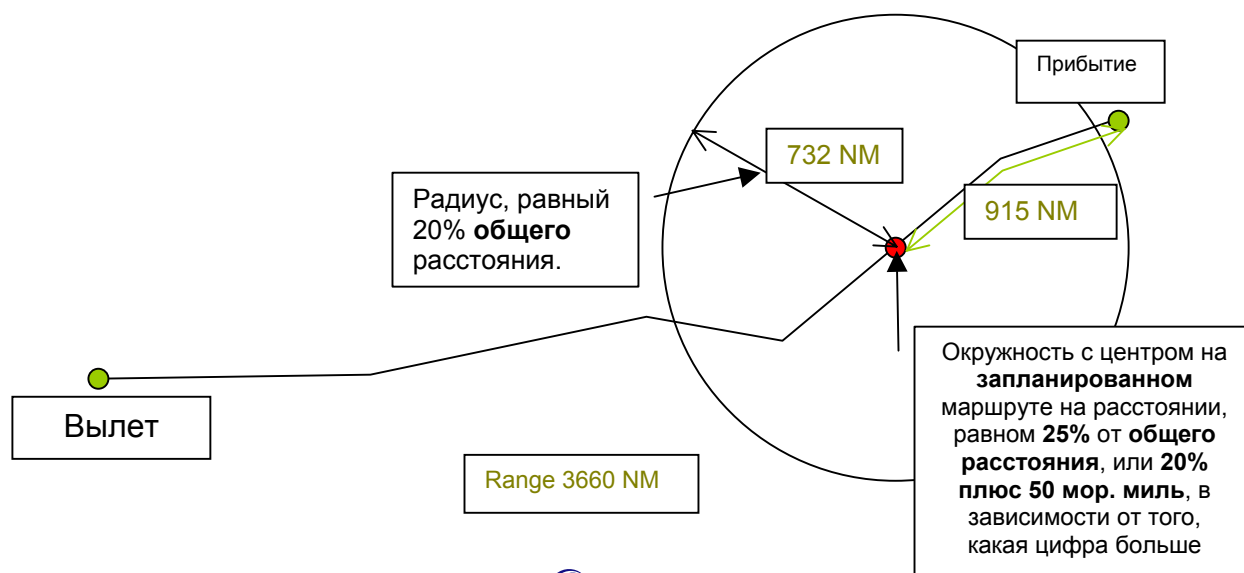
- Одно из следующих видов:

- ✓ **5% топлива для полета,**
- ✓ Если позволяют нормы летной годности, - **3% топлива для полета** при наличии запасного аэродрома по маршруту*,
- ✓ Если позволяют нормы летной годности, необходимое количество топлива для полета в течение **15 минут** на высоте 1500 футов над аэродромом назначения со скоростью зоны ожидания в условиях ISA; Эксплуатант должен иметь программу контроля за расходом топлива на каждом отдельном маршруте и всех типах воздушных судов и обязан использовать программу статистически необходимого расчета топлива для непредвиденных обстоятельств
- ✓ Необходимое количество топлива для полета в течение **20 минут**, основанное на расходе топлива для полета, при условии, что эксплуатант имеет программу контроля за расходом топлива для отдельных воздушных судов и использует полученные данные для расчета топлива.

♣Приложение 1 к AMC-OPS 1.255 объясняет, как сократить с 5% до 3% количество топлива, используемого в случае непредвиденных обстоятельств

“AMC-OPS 1.255

Если запасной аэродром по маршруту доступен в пределах круга, радиус которого составляет 20% от общего расстояния запланированного полета, центр которого находится на запланированном маршруте на расстоянии от аэродрома назначения, которое составляет 25% от общего расстояния запланированного полета, или 20% от общего расстояния запланированного полета плюс 50 морских миль, в зависимости от того, что больше”



1.1.1.4. Топливо для полета на запасной аэродром

Под топливом для полета на запасной аэродром подразумевается топливо, необходимое для:

- Ухода на второй круг на аэродроме назначения
- Набор с высоты ухода на второй круг до крейсерского эшелона
- Полета с конца набора высоты до начала снижения
- Полета с начала снижения до начала захода на ВПП
- Захода на ВПП
- Посадки на запасном аэродроме
- Когда необходимо иметь два запасных аэродрома*, топлива для полета на запасной аэродром должно быть достаточно, чтобы долететь до запасного аэродрома, расположенного дальше.

* Два запасных аэродрома необходимы, когда:

“JAR-OPS 1.295

(1) В соответствующих сводках о погодных условиях или прогнозе погоды на аэродроме назначения, или в обоих говорится о том, что в период времени, начиная за 1 час и кончая 1 часом после расчетного времени прибытия, погодные условия будут ниже запланированного минимума; или
(2) Метеорологическая информация отсутствует”.

1.1.1.5. Запас топлива для захода на посадку

Запас топлива для захода на посадку – это минимум топлива, необходимый для полета в течение **30 минут** на высоте 1,500 футов над запасным аэродромом или аэродромом назначения, если запасной не требуется, со скоростью зоны ожидания в условиях ISA.

1.1.1.6. Дополнительное топливо

“AMC OPS 1.255

1.6 [...] минимум дополнительного топлива, которое должно позволить:

a. Находиться в зоне ожидания в течение 15 минут на высоте 1500 футов (450 м) над превышением аэродрома при стандартных условиях, когда полет выполняется по ППП без запасного аэродрома в соответствии с JAR-OPS 1.295; и

b. После отказа силовой установки или разгерметизации, основываясь на предположении, что такой отказ происходит в самый решающий момент по маршруту, позволяет воздушному судну:

i. Снизиться на необходимую высоту и следовать на подходящий аэродром; и

ii. Находиться там в зоне ожидания в течение 15 минут на высоте 1500 футов (450 м) над превышением аэродрома в стандартных условиях; и

iii. Зайти на посадку и приземлиться, если минимального количество топлива рассчитанного в соответствии с подпунктами 1.2 и 1.5 (см. выше) недостаточно.”

1.1.1.7. Сверхнормативное топливо

Количество такого топлива берется по усмотрению командира воздушного судна.

1.1.2. Правила, касающиеся отдельных аэропортов

JAR-OPS 1.255 Subpart D + AMC OPS 1.255

Для таких аэропортов не существует запасных аэродромов. Согласно правилам, количество топлива при взлете должно включать в себя:

- Топливо на руление
- Топливо для полета
- Топливо в случае непредвиденных обстоятельств, которое рассчитывается в соответствии со стандартной политикой в области топлива
- Дополнительное топливо: Это количество должно быть больше, чем количество топлива, необходимое для **двухчасового полета** в крейсерском режиме над аэродромом назначения; запас топлива для захода на посадку включен в это количество
- Сверхнормативное топливо, которое берется по усмотрению командира воздушного судна.

1.1.3. Необязательные запасные аэропорты

JAR-OPS 1.295 Subpart D

Запасной аэропорты не требуется, когда выполнены все следующие условия:

- Время полета не превышает 6 часов с момента взлета до посадки
- В аэропорту назначения имеются две отдельные ВПП¹
- В промежутке времени, начиная с одного часа до и заканчивая одним часом после Расчетного Времени Прибытия (ETA) возможен заход на ВПП и посадка при ВМУ (Визуальные Метеорологические Условия) с минимальной высоты захода.

1.1.4. Правила, касающиеся точки принятия решения

JAR-OPS 1.255 Subpart D + AMC OPS 1.255

Процедура в точке принятия решения позволяет воздушному судну брать меньше топлива для непредвиденных обстоятельств, чем в стандартных условиях.

Эксплуатант выбирает точку на запланированном маршруте, которую называют точкой принятия решения (Рис. I2). В этой точке у пилота есть две возможности:

¹ Отдельные ВПП: Отдельные ВПП, которые не перекрываются или пересекаются с таким условием, что если одна ВПП заблокирована, это не мешает воздушному судну произвести посадку на другую ВПП; и у каждой ВПП отдельная схема захода на посадку с отдельными аэронавигационными средствами

- Долететь до ближайшего запасного аэродрома, принимая во внимание ограничения по максимальной посадочной массе.
- Продолжить полет в аэродром назначения при условии, что оставшегося топлива достаточно.

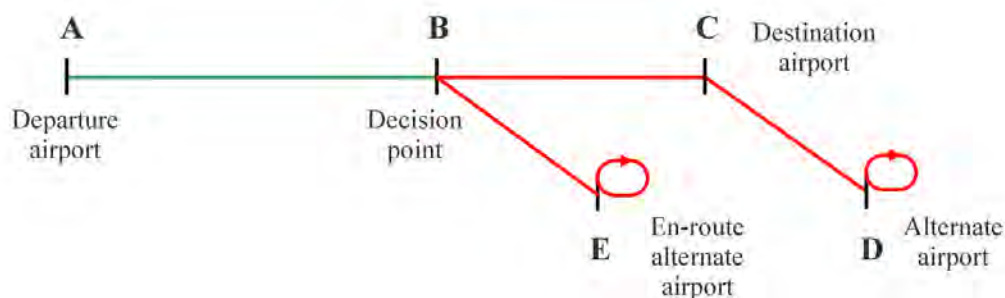


Рис.12: Процедура в точке принятия решения

При использовании этой процедуры, необходимое топливо является наибольшим количеством топлива из ниже приведенных вариантов:

“AMC OPS 1.255

[F1:] сумма из

- Топлива для руления;
- Топлива для полета на аэродром назначения через точку принятия решения;
- Топлива для непредвиденных обстоятельств, количество которого не меньше 5% от общего предполагаемого расхода топлива от точки принятия решения до аэродрома назначения;
- Топлива для ухода на запасной аэродром, если необходимо это сделать;
- Запаса топлива для захода на посадку,
- Дополнительного топлива; и
- Сверхнормативного топлива, если командир воздушного судна сочтет необходимым; или,

[F2:] сумма из:

- Топлива для руления;
- Предполагаемого расхода топлива с аэродрома вылета до запасного аэродрома по маршруту через точку принятия решения;
- Топлива для непредвиденных обстоятельств, количество которого не меньше 3% от предполагаемого расхода топлива с аэродрома вылета до запасного аэродрома по маршруту;
- Запас топлива для захода на посадку;
- Дополнительного топлива; и
- Сверхнормативного топлива, если командир воздушного судна сочтет это необходимым”.

Что равно:

$F1 = \text{руление}_A + \text{полет}_{AC} + 5\% \text{ полет}_{BC} + \text{запасной}_{CD} + \text{зона ожидания}_D + \text{дополнительное} + \text{сверхнормативное топливо}$ $F2 = \text{руление}_A + \text{полет}_{AE} + 3\% \text{ полет}_{AE} + \text{зона ожидания}_E + \text{дополнительное} + \text{сверхнормативное топливо}$

По сравнению со **стандартной** процедурой планирования топлива, процедура планирования топлива, основанная на **точке принятия решения**,

позволяет **снизить топливо для непредвиденных обстоятельств максимум на 5% от количества топлива для полета между А и В.**

$F1 = \text{руление}_A + \text{полет}_{AC} + 5\% \text{ полет}_{BC} + \text{запасной}_{CD} + \text{зона ожидания}_D + \text{дополнительное} + \text{сверхнорматив}.$

$STD = \text{руление}_A + \text{полет}_{AC} + 5\% \text{ полет}_{AC} + \text{запасной}_{CD} + \text{зона ожидания}_D + \text{дополнительное} + \text{сверхнорматив}$

1.1.5. Правила, касающиеся заранее Установленной Точки Принятия Решения

JAR-OPS 1.255 Subpart D + AMC OPS 1.255

Эта процедура похожа на процедуру точки принятия решения в случае с изолированными аэропортами.

В этом случае эксплуатант сам определяет заранее установленную точку принятия решения (см. Рис. I3).

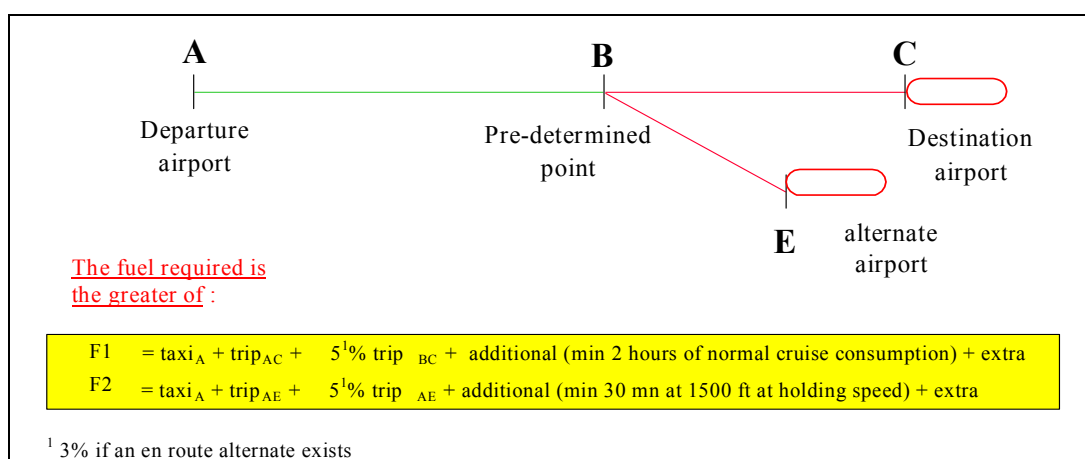


Рис. I3: Заранее установленная точка принятия решения

1.1.6. Правила, касающиеся ETOPS

JAR-OPS 1.255 Subpart D + AMC OPS 1.255

IL n° 20 - JAA Административный руководящий материал

Чтобы определить количество топлива при полетах по ETOPS¹ требует **другие условия, касающиеся дополнительного топлива** (см. Рис. I4), учитывающие следующие критические сценарии:

- Разгерметизация в критический момент.
- Разгерметизация и отказ двигателя в критический момент.

¹

Для дополнительной информации, см. Брошюру «Getting to Grips with ETOPS».

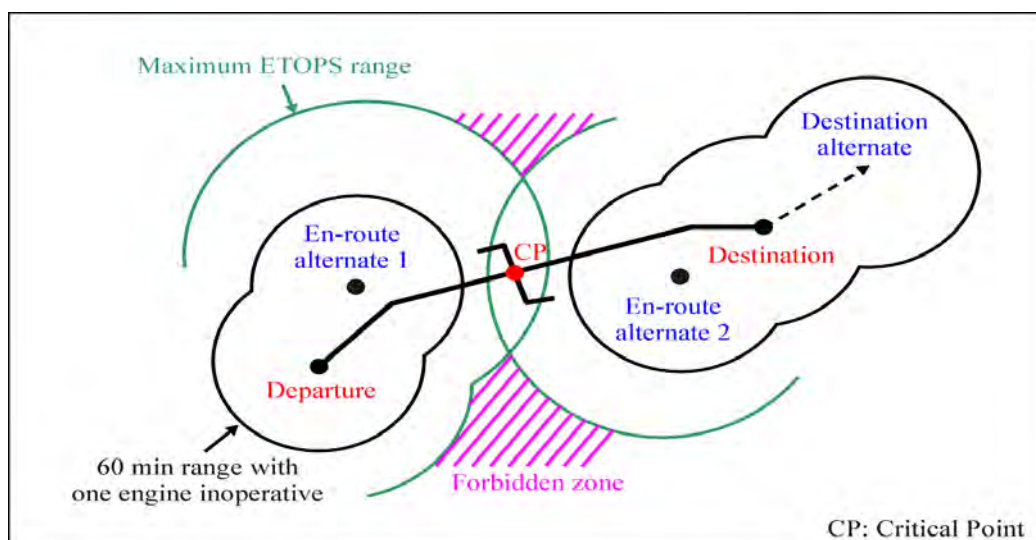


Рис. I4: Процедура ETOPS

Если возникает один из этих критических сценариев, то воздушное судно должно выполнить определенной определенную процедуру (см. Рис. I5):

- Снизиться до FL100
- Продолжать полет на крейсерском режиме
- Снизиться до 1,500 футов при заходе на посадку в запасном аэропорте
- Находиться в зоне ожидания в течение 15 минут
- Уйти на второй круг
- Выполнить нормальный повторный заход на посадку
- Произвести посадку.

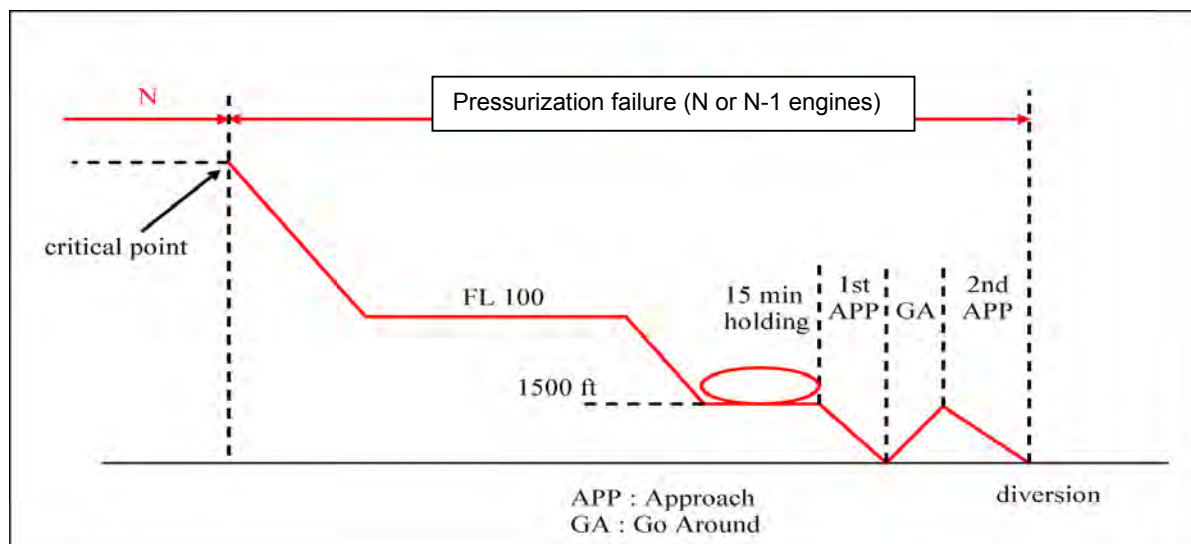


Рис. I5: Критические сценарии

Для полета по ETOPS минимальное количество топлива на борту должно быть максимальным при стандартном планировании топлива и равно сумме следующих показателей:

- Топливо на рулении
- Топливо для полета с вылета до критической ситуации (когда все двигатели находятся в рабочем состоянии)
- Топливо для полета с начала критической ситуации до запасного аэропорта по маршруту, принимая во внимание все критические сценарии
- Запасы:
 - 5% от топлива для полета, чтобы компенсировать неточности прогноза погоды
 - 5% от топлива для полета с учетом летно-технических характеристик, которые могут ухудшиться в ходе полета
 - Добавка к топливу для полета, чтобы компенсировать повышение расхода топлива при обледенении, если это необходимо (в зависимости от типа воздушного судна)
 - Расход топлива на вспомогательную силовую установку, если это необходимо
- Топливо для нахождения в зоне ожидания в течение 15 минут на высоте 1,500 футов
- Топливо для ухода на второй круг
- Топливо для повторного захода на посадку и посадки.

1.2. Контроль расхода топлива

1.2.1. Минимальное количество топлива в аэропорту посадки

JAR-OPS 1.375

Оставшегося топлива должно быть достаточно, для того чтобы следовать до аэродрома, где возможна безопасная посадка с тем, что **запаса топлива хватило для посадки.**

Это правило применяется к аэропортам назначения, запасным аэродромам, а также к любым другим запасным аэродромам по маршруту.

Примечание: КВС должен заявить о критическом положении, если:

$\text{Фактическое топливо на борту} \leq \text{Запаса для захода на посадку}$

1.2.2. Минимальное количество топлива в аэропорту назначения

1.2.2.1. При наличии запасного аэродрома

JAR-OPS 1.375 - Приложение 1

Пилот должен прибыть в аэропорт назначения с достаточным количеством топлива, чтобы обеспечить безопасность полета.

Ниже проиллюстрирован стандартный профиль прилета.

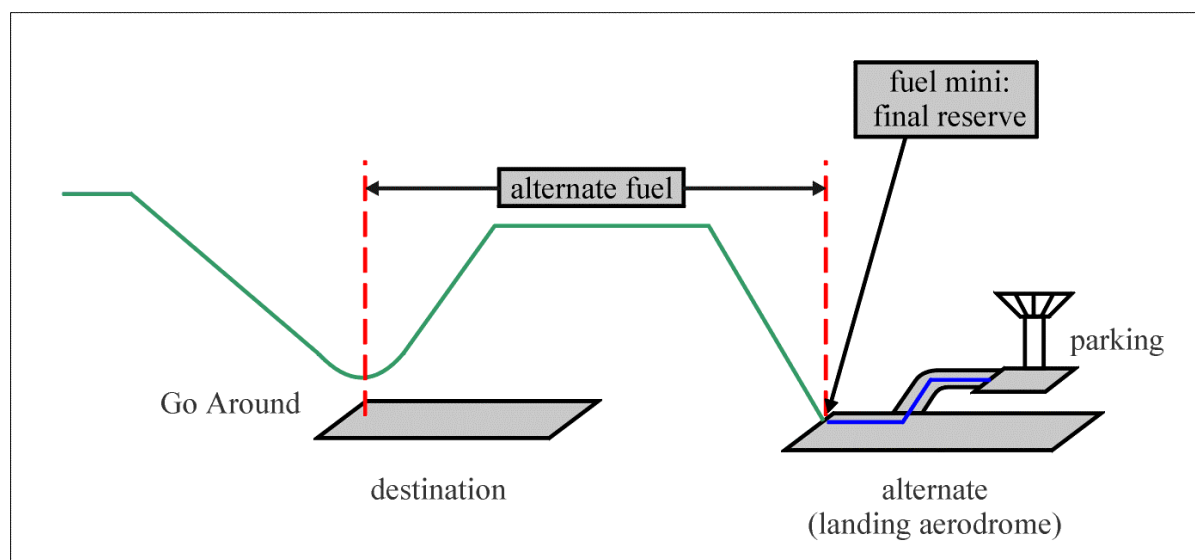


Figure I6: Минимальное количество топлива в аэропорту назначения

Согласно действующим правилам минимум топлива над торцом ВПП в аэропорту назначения должен быть равен минимальному количеству топлива, позволяющему воздушному судну долететь до запасного аэропорта. См. следующее определение:

Минимум топлива в аэропорту назначения (при наличии запасного аэродрома) = Топливо для ухода на запасной аэродром + Запас топлива для захода на посадку
--

Если расчетный остаток топлива по прилету меньше, чем топливо для ухода на запасной плюс запас топлива для захода на посадку, то командир, принимая решение, идти на аэродром назначения или уходить на запасной, должен учитывать воздушное движение и эксплуатационные условия на аэродроме назначения, а также маршрут ухода на запасной аэродром.

1.2.2.2. Без запасного аэродрома

В этом случае минимальное количество топлива на борту при посадке должно быть равно запасу топлива для захода на посадку.

Минимум топлива в аэропорту назначения (без запасного аэродрома) = Запас топлива для захода на посадку (2 часа)
--

1.2.2.3. Максимальное время в зоне ожидания над аэропортом назначения

- Запас топлива в зоне ожидания

Находиться в зоне ожидания допускается, если оставшегося топлива над аэропортом назначения больше минимального количества топлива в аэропорту назначения плюс топлива для захода на посадку.

$\begin{aligned} &\text{Запас топлива в зоне ожидания} \\ &= \\ &\text{Оставшееся топливо для полета на аэродром назначения} - (\text{топливо} \\ &\quad \text{для ухода на запасной} + \text{запас топлива для захода на посадку} + \\ &\quad \text{заход на посадку}) \end{aligned}$
--

- Максимальное время в зоне ожидания

В зависимости от запаса топлива в зоне ожидания и почасового расхода топлива в зоне ожидания, время нахождения в зоне ожидания равно:

$t = \frac{\text{Запас топлива}}{\text{Почасовое потребление топлива}}$

2. FAR - ПЛАНИРОВАНИЕ И КОНТРОЛЬ РАСХОДА ТОПЛИВА

2.1. Виды перевозок

Три вида:

- **Внутренние перевозки**

- Между любыми точками в черте 48 граничащих штатов США и округе Колумбии; или
- Перевозки только в черте 48 граничащих штатов США и округе Колумбии; или
- Перевозки полностью в рамках любого штата, территории и владений США; или
- Если разрешено Администратором Федерального авиационного управления США - перевозки между любой точкой в черте 48 граничащих штатов или округе Колумбии и любой разрешенной точкой, находящейся вне 48 граничащих штатов США и округа Колумбии.

- **Флагманские перевозки**

- Между любой точкой в черте штата Аляска или штата Гавайи или любой территорией или владением США и любой точкой вне штата Аляска или штата Гавайи или любой территорией или владением США соответственно; или
- Между любой точкой в черте 48 граничащих штатов США и округа Колумбии и любой точкой вне 48 граничащих штатах США и округа Колумбии.
- Между любой точкой вне США и другой точкой вне США.

- **Дополнительные перевозки**

- Перевозки, для которых время вылета, место вылета и место прибытия специально оговариваются с заказчиком или представителем заказчика.
- Чисто грузовые перевозки.

2.2. Политика в области использования топлива

Необходимый запас топлива для безопасного полета по запланированному маршруту рассчитывается для каждого полета. У каждого эксплуатанта - своя политика в области использования топлива. Эта политика исходит из требований к минимально необходимому запасу топлива (FAR 121).

2.2.1. Внутренние перевозки

FAR 121.639 Subpart U

“FAR 121.639

Нельзя осуществлять диспетчерское обслуживание воздушного судна или выполнять взлет, если на борту недостаточно топлива, чтобы:

- (a) Долететь до аэропорта назначения
- (b) Впоследствии, если необходимо, долететь и произвести посадку на самом дальнем запасном аэродроме; и
- (c) Впоследствии лететь в течение 45 минут при нормальном крейсерском расходе топлива”.

Минимальное количество топлива (**Q**) рассчитывается для внутренних перевозок как:

$$Q = \text{taxifuel} + TF + AF + FR$$

Где:

- TF = Топливо для полета
- AF = Топливо для полета на запасной аэродром
- FR = Запас топлива для захода на посадку

Рис. 17 иллюстрирует типичную ситуацию с расходом топлива по этапам полета.

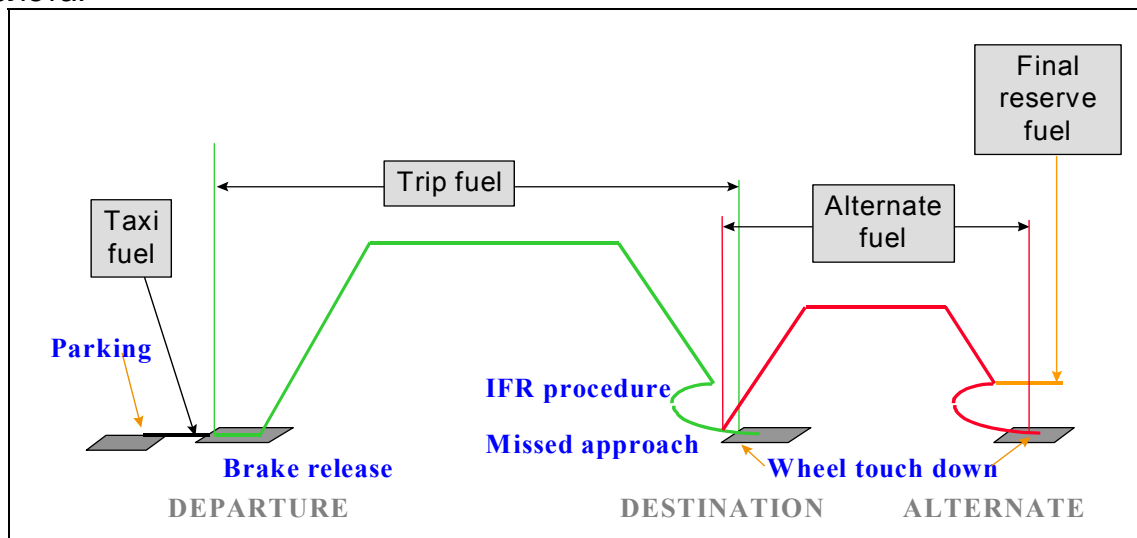


Рис. 17: Количество топлива для местных перевозок

2.2.1.1. Топливо для руления

Для того чтобы определить это количество, следует принимать во внимание местные условия на аэродроме вылета и расход вспомогательной силовой установки.

Топливо для руления обычно является постоянной величиной при рулении средней продолжительности.

В случае А320, оно равняется 140 кг (300 lb). Это соответствует среднему расходу топлива при рулении в течение 12 минут.

Необходимо регулировать продолжительность руления и количество топлива на рулении, исходя из статистических или оценочных данных.

2.2.1.2. Топливо для полета

Необходимое количество топлива, начиная с отпускания тормозов в аэродроме вылета до касания ВПП в аэродроме назначения, называется топливом для полета. Сюда входит топливо для:

- Взлета
- Набора высоты до крейсерского эшелона
- Полета с конца набора высоты до начала снижения
- Полета от начала снижения до начала захода на посадку
- Захода на посадку
- Посадки в аэродроме назначения
- Предполагаемые задержки воздушного движения.

Также следует учитывать конкретные погодные условия.

2.2.1.3. Топливо для полета на запасной аэродром

Под топливом для полета на запасной аэродром подразумевается топливо, необходимое для:

- Ухода на второй круг на аэродроме назначения
- Набора с высоты ухода на второй круг до крейсерского эшелона
- Полета с конца набора высоты до начала снижения
- Полета с начала снижения до начала захода на ВПП
- Захода на ВПП
- Посадки на запасном аэродроме
- Если необходимо иметь два запасных аэродрома*, топлива для полета на запасной аэродром должно быть достаточно, чтобы долететь до запасного аэродрома, расположенного дальше.

- Два запасных аэродрома необходимы:

“FAR 121.619

Когда прогноз погоды на аэродроме назначения и первом запасном аэродроме не благоприятный, следует определить, по крайней мере, один дополнительный запасной аэродром”.

2.2.1.4. Запас топлива для захода на посадку

Запас топлива для захода на посадку – это минимальное количество топлива, необходимое для полета в течение **45 минут** при нормальном крейсерском расходе топлива.

2.2.2. Флагманские и дополнительные перевозки

FAR 121.645 Subpart U

“FAR 121.645

- (b) Любой владелец сертификата на производство флагманских или дополнительных перевозок, [...] принимая во внимание прогнозируемый ветер и другие погодные условия, должен иметь достаточно топлива:
- (1) чтобы долететь и произвести посадку в аэропорту назначения;
 - (2) впоследствии лететь в течение **10 процентов от общего времени** от аэропорта вылета до аэродрома назначения и произвести посадку;
 - (3) впоследствии лететь и совершить посадку на самом отдаленном запасном аэродроме, указанном в разрешении на вылет, если это необходимо; и
 - (4) впоследствии лететь в течение **30 минут** со скоростью, установленной для полета в зоне ожидания на высоте 1500 футов над запасным аэродромом (или над аэродромом назначения, если не требуется запасной аэродром) при стандартных температурных условиях”.

Минимальное количество топлива (**Q**) для полета, определяется как:

$$Q = \text{taxifuel} + TF + CF + AF + FR + Add$$

Где:

- TF = **Топливо для полета**
- CF = **Топливо для непредвиденных обстоятельств**
- AF = **Топливо для полета на запасной а/д**
- FR = **Запас топлива для захода на посадку**
- Add = **Дополнительное топливо**

Рис. 18 иллюстрирует топливо на различных этапах полета и соответствующие этапы полета.

Для каждого полета следует учитывать следующие эксплуатационные условия:

- Реальные данные расхода топлива
- Предполагаемая масса
- Ожидаемые погодные условия
- Процедуры и ограничения органов УВД.

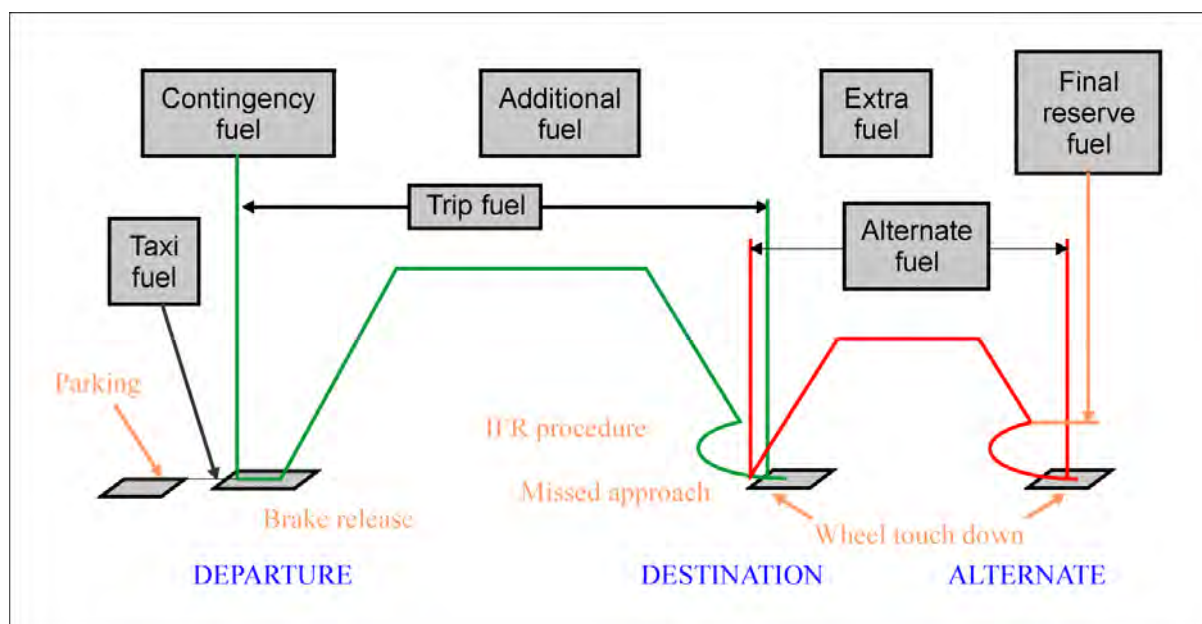


Рис. 18: Количество Топлива для Флагманских и Дополнительных Перевозок

2.2.2.1. Топливо при рулении

Топливо на рулении такое же, как при внутренних перевозках (см. 2.2.1.1)

2.2.2.2. Топливо на полет

Топливо на полет такое же, как при внутренних перевозках (см. **Error! Reference source not found.**)

2.2.2.3. Топливо для непредвиденных обстоятельств

Топливо для непредвиденных обстоятельств – это то количество топлива, которое необходимо для полета в течение 10% от общего времени, начиная с отпускания тормозов в аэропорте вылета до посадки на аэропорту назначения.

2.2.2.4. Топливо для полета на запасной аэродром

Топливо для полета на запасной аэродром такое же, как при внутренних перевозках (см. 2.2.1.3).

2.2.2.5. Запас топлива для захода на посадку

Под запасом топлива для захода на посадку понимается минимальное количество топлива для полета в течение **30 минут** на высоте 1500 футов над запасным аэродромом или аэродромом назначения, если запасной аэродром не требуется, со скоростью, установленной для полета в зоне ожидания при условиях ISA.

2.2.2.6. Дополнительное топливо

Используется по запросу администратора Федерального авиационного управления (FAA) в интересах безопасности (например, при отказе двигателя, проблемах с герметизацией и полетах ETOPS).

2.2.3. Правила полетов в аэропорты, для которых нет запасных аэродромов

*FAR 121.645 (c) Subpart U
FAR 121.621 (a)(2) Subpart U*

Для таких аэропортов запасных аэродромов не существует. По правилам количество топлива при взлете должно включать в себя:

- Топливо на рулении
- Топливо на полет
- Дополнительное топливо: Это количество должно быть больше, чем количество, необходимое для **двухчасового полета** при нормальном крейсерском расходе топлива.

2.2.4. Аэропорты назначения, для которых запасные аэродромы не требуются

Запасной аэродром не требуется, если выполнены следующие условия:

2.2.4.1. Внутренние перевозки

FAR 121.619 Subpart U

“FAR 121.619

(а) [...] **запасной аэродром не требуется, если, по крайней мере, за 1 час до и 1 час после расчетного времени прибытия в аэропорт назначения в соответствующих прогнозах и докладах о погодных условиях отмечается, что:**

(1) Нижняя граница облачности будет как минимум 2000 футов над превышением аэродрома; и Видимость будет как минимум 3 мили¹.”

2.2.4.2. Флагманские перевозки

FAR 121.621 Subpart U

“FAR 121.621

(1) Если продолжительность полета планируется **не больше 6 часов**, и как минимум **за 1 час до и 1 час после** расчетного времени прибытия в аэропорт назначения, в соответствующих прогнозах и докладах о погодных условиях отмечается, что нижняя граница облачности будет:

(i) Как минимум на **1500 футов выше минимальной высоты принятия решения после полета по кругу**, если требуется заход на посадку после полета по кругу, и он разрешен в данном аэропорту; или

(ii) Как минимум на **1500 футов выше опубликованного минимума захода на посадку по приборам или на 2000 футов выше превышения аэропорта**, в зависимости от того, какая величина больше; и

1

Статутная миля (1 миля = 1,609 м).

(iii) Видимость в данном аэропорту будет как минимум 3 мили или на 2 мили больше минимума видимости, в зависимости от того, какая величина больше, для захода на посадку по приборам в аэропорту назначения”.

2.2.5. Правила внесения поправок в диспетчерские разрешения

Эти правила позволяют воздушному судну брать меньше топлива для непредвиденных обстоятельств, чем обычно. Это может происходить в случае ограничений по заправке топливом или по взлету. Эксплуатант выбирает на запланированном маршруте точку, которую называют точкой принятия решения (Рис. 19). В этой точке у пилота есть две возможности:

- Долететь до ближайшего запасного аэродрома, учитывая ограничения по максимальному посадочному весу.
- Продолжить полет в аэропорт назначения, если оставшегося топлива достаточно.

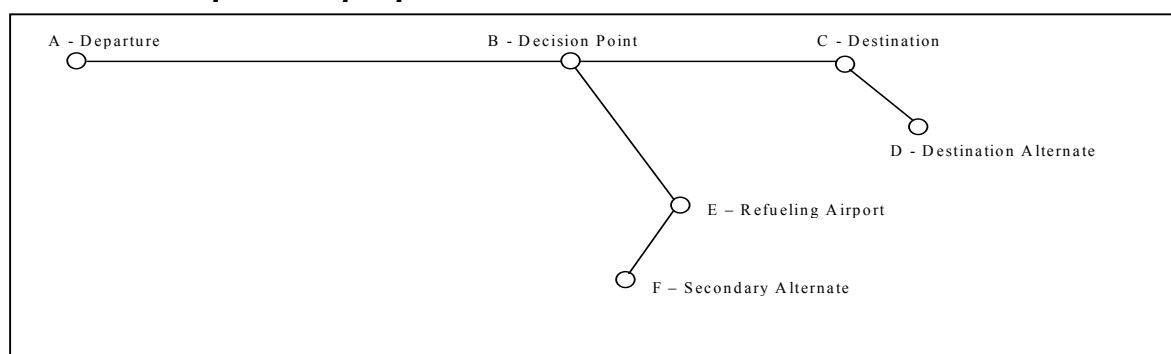
Эта процедура применяется для флагманских и дополнительных перевозок, при которых количество топлива для непредвиденных обстоятельств зависит от времени полета. Правила FAR гласят:

“FAR 121.631

(a) Владелец сертификата может определить любой основной, временный аэропорт или аэропорт дозаправки, подходящий для данного типа воздушного судна в качестве аэропорта назначения для получения первоначального диспетчерского разрешения на вылет

(b) Нельзя разрешать продолжать полет до аэропорта, по которому выдано диспетчерское разрешение, если погодные условия на запасном аэродроме, который определен в диспетчерском разрешении или разрешении на полет, по прогнозу не будут во время прибытия воздушного судна на уровне или выше минимумов запасных аэродромов, определенных в эксплуатационных технических требованиях. Однако в диспетчерское разрешение или разрешение на полет можно вносить изменения по маршруту, чтобы включить любой запасной аэродром, который находится в пределах досягаемости воздушного судна по топливу [...]

(c) Нельзя изменять первоначальный аэродром назначения или запасной аэродром, которые определены в первоначальном диспетчерском разрешении или разрешении на полет, на другой аэропорт, пока воздушное судно находится в пути, если другой аэропорт не разрешен для этого типа воздушного судна и соответствующие требования [...] не выполнены на момент изменения диспетчерского разрешения или внесения поправки в разрешение на вылет”.



При использовании данной процедуры, необходимое топливо равно большей величине из:

$$F1 = \text{руление}_A + \text{полет}_{AC} + 10\% \text{ Время полета}_{BC} + \text{запасной а/д}_{CD} + \text{зона ожидания}_D + \text{Дополнительное}$$
$$F2 = \text{руление}_A + \text{полет}_{AE} + 10\% \text{ Время полета}_{AE} + \text{запасной а/д}_{EF} + \text{зона ожидания}_F + \text{Дополнительное}$$

При сравнении **стандартного** планирования топлива и планирования топлива в случае внесения **поправок в диспетчерские разрешения, максимальное снижение количества топлива, необходимого для непредвиденных обстоятельств, составляет 10% при полете между А и В.**

$$F1 = \text{руление}_A + \text{полет}_{AC} + 10\% \text{ Время полета}_{BC} + \text{запасной а/д}_{CD} + \text{зона ожидания}_D + \text{Дополнительное}$$
$$\text{STD} = \text{руление}_A + \text{полет}_{AC} + 10\% \text{ Время полета}_{AC} + \text{запасной а/д}_{CD} + \text{зона ожидания}_D + \text{Дополнительное}$$

2.2.6. Правила ETOPS

*FAR 121.621 Subpart H
AC 120-42A*

Аналогичны JAR Правила, касающиеся ETOPS (глава 1.1.6)

2.3. Контроль расхода топлива

В FAR 121 не содержатся правила контроля расхода топлива, но в Руководстве по эксплуатации должны быть соответствующие правила. Эксплуатанты обычно следуют следующим правилам:

2.3.1 Минимум топлива в аэропорту посадки

Оставшегося в полете топлива должно быть достаточно, чтобы долететь до аэропорта, на котором возможна безопасная посадка. **Минимальное количество оставшегося топлива на посадке определено в Руководстве по эксплуатации**, и обычно равно **запасу топлива для захода на посадку** (количество топлива, необходимое для полета в течение 30-45 минут на высоте 1500 футов над аэропортом при условиях ISA со скоростью в зоне ожидания).

Это правило применяется к аэропортам назначения, запасным аэродромам или к любым другим запасным аэродромам по маршруту.

Ж. ДОБАВЛЕНИЯ

1. ДОБАВЛЕНИЕ 1 : ИЗМЕРЕНИЕ ВЫСОТЫ – ЭФФЕКТ ТЕМПЕРАТУРЫ

Рассмотрим пример аэропорта Сьон в Швейцарии.

При заходе на посадку по ILS на полосу 26, необходимо пролететь над заданными точками маршрута на заданных геометрических высотах вне зависимости от температурных условий. (Рис. J1). Например, на 21 морской миле от глиссальной антенны, воздушное судно должно быть на высоте 8919 футов от ВПП, или на истинной высоте 10,500 футов над средним уровнем моря.

Абсолютная высота перехода на Рис. J1 16,000 футов, что соответствует относительной высоте 14,419 футов.

На Рис. J2 представлены показатели приборной высоты, необходимые для поддержания истинной высоты в различных температурных условиях:

Когда температура **ISA - 10:**

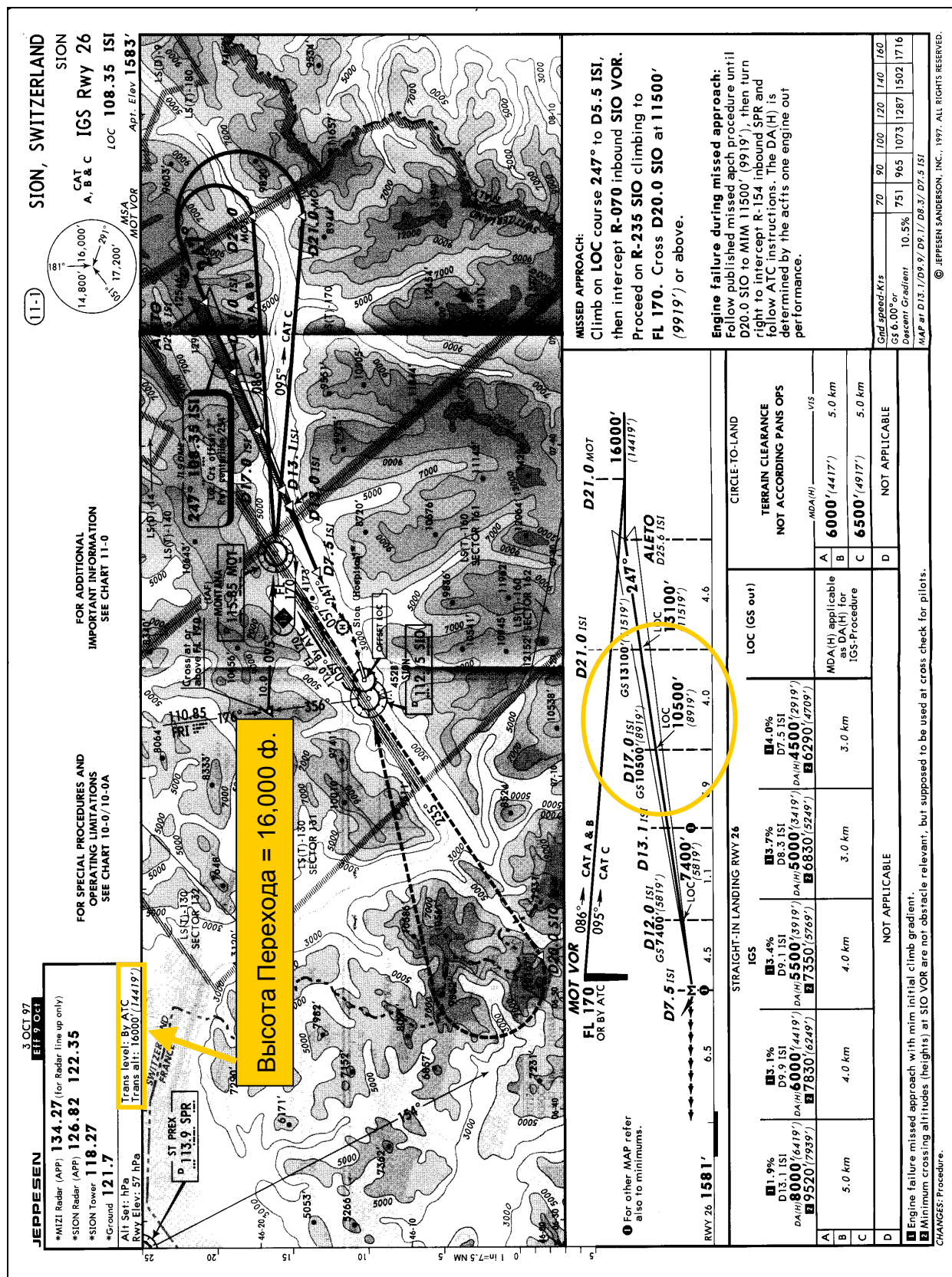
- | | | |
|--------------------|-------------|--------------|
| • Истинная высота | 16000 футов | 10,500 футов |
| • Приборная Высота | 16600 футов | 10,900 футов |
| • Δ высота | 600 футов | 400 футов |

Когда температура **ISA - 20:**

- | | | |
|--------------------|-------------|--------------|
| • Истинная высота | 16000 футов | 10,500 футов |
| • Приборная Высота | 17300 футов | 11,350 футов |
| • Δ высота | 1300 футов | 850 футов |

Заключение:

- Когда температура отличается от стандартной, погрешность высотомера увеличивается.
- Погрешность высотомера, обусловленная температурой, пропорциональна высоте.



JEPPESSEN

3 OCT 97

11-0

Eff 9 Oct

SION, SWITZERLAND

SION

DESCRIPTION OF
INSTRUMENT GUIDANCE SYSTEM (IGS) RWY 26

IGS Components

- MOT VORDME as initial approach fix (IAF).
- SIO VORDME for initial line-up.
- ILS (LOC/GS/DME) for final line-up and from ALETO to MAP LOC opening angle: 2°.
- GS PSN: 3.2 NM before LOC-Antenna.

Restrictions

LOC and GS may only be used in the following area: Angle of +/- 8° of approach axis and dist of 31 - 7.5 NM DME LOC during apch. Minimum angle 5°.

Procedure

Due to the limited usable area of the LOC, the initial line-up uses SIO. When inside the usable LOC area, establish on LOC.

IGS procedure may be flown as ILS procedure.

The published altitudes at D21.0 ISI, D17.0 ISI and D12.0 ISI are strictly to be observed.

After reaching DA(H) proceed to rwy maintaining visual ground contact. At DA(H) rwy is still 7 NM ahead and may not yet be in sight. During the visual part use LOC and GS as back-up to D6.0 ISI. Then follow the highway until intercepting rwy 26 axis. Follow the PAPI for final descent segment (3.5°).

The altimeter error may be significant under conditions of extremely cold temperatures. For temperature deviation from ISA use the correction table to read the corrected altitude at the DME fixes.

Table for temperature below ISA

ALT	ISA	ISA +20°	ISA +10°	ISA -10°	ISA -20°
		Altimeter Reading	Altimeter Reading	Altimeter Reading	Altimeter Reading
16000'	-17°	OAT +3° 14920'	OAT -7° 15450'	OAT -27° 16600'	OAT -37° 17300'
13100'	-12°	OAT +8° 12200'	OAT -2° 12650'	OAT -22° 13600'	OAT -32° 14170'
10500'	-6°	OAT +14° 9800'	OAT +4° 10150'	OAT -16° 10900'	OAT -26° 11350'
7400'	0°	OAT +20° 6920'	OAT +10° 7180'	OAT -10° 7670'	OAT -20° 7950'
6000'	+3°	OAT +23° 5650'	OAT +13° 5820'	OAT -7° 6210'	OAT -17° 6450'

CHANGES: New chart.

©JEPPESSEN SANDERSON, INC., 1997. ALL RIGHTS RESERVED.

Figure J2: Влияние Температуры на Приборную Высоту

2. ДОБАВЛЕНИЕ 2: ПРИНЦИПЫ ОПТИМИЗАЦИИ ВЗЛЕТНОГО РЕЖИМА

Цель данной части – объяснить принцип оптимизации взлетного режима. Задача, которую преследует оптимизация, заключается в достижении наивысшего взлетного веса, ограниченного соответствующими летно-техническими характеристиками, при соблюдении всех требований летной годности.

Для этой цели необходимо определить, какие параметры влияют на выполнение взлета, и предложить пилоту принять самостоятельное решение. Температура наружного воздуха является тем параметром, который влияет на выполнение взлета, но этот параметр не может быть выбран. Он является постоянным.

Следующая таблица дает полный список параметров, которые влияют на выполнение взлета. В левой колонке таблицы перечислены постоянные параметры, а в правой – параметры, для которых возможен выбор (свободные параметры).

Постоянные параметры	Свободные параметры
ВПП Полоса, свободная от препятствий Концевая полоса торможения Превышение Глиссада Препятствия Температура Давление Ветер Состояние полосы Защита от обледенения Статус ВС (MEL/CDL)	Конфигурация при взлете Кондиционирование воздуха V ₁ V ₂

Таблица J3: Важные параметры взлетного режима

2.1. Конфигурация воздушного судна при взлете

Взлет может быть выполнен с одной из следующих трех возможных конфигураций: Конф 1+F, Конф 2 или Конф 3, на ВС с электрической системой управления полетом.

Каждая конфигурация связана с летно-техническими характеристиками и, соответственно, от которых зависит Максимальный Взлетный Вес (MTOW). В результате, **оптимальная конфигурация** – это та, которая обеспечивает **Максимальный Взлетный Вес**.

Общее правило гласит, что Конф 1+F лучше использовать на длинных ВПП (лучше градиенты набора), в то время как Конф 3 - лучше на коротких ВПП

(меньше длина разбега). Иногда могут вмешиваться другие параметры, такие как препятствия. В этом случае, необходимо достичь компромисса между набором высоты и эксплуатацией ВПП, и в таком случае Конф 2 при взлете является оптимальной.

2.2. Работа систем кондиционирования воздуха

Когда во время взлета система кондиционирования воздуха включена, это уменьшает мощность силовых установок и тем самым снижает показатели взлетного режима. Рекомендуется выключать систему во время выполнения взлета. Однако, это не всегда возможно, так как существуют некоторые ограничения (высокая температура в пассажирском салоне и/или политика компании).

2.3. Оптимизация скорости при взлете

Скорость при взлете является очень важным источником повышения MTOW. Следующий раздел поясняет, как добиться оптимизации за счет скоростных коэффициентов (V_1/V_R and V_2/V_S).

2.3.1. Скоростные коэффициенты: V_1/V_R и V_2/V_S

2.3.1.1. Коэффициент V_1/V_R

Скорость принятия решения V_1 всегда должна быть меньше скорости отрыва носового колеса V_R . Но, так как V_R зависит от массы, то максимальный показатель V_1 не является фиксированным, в то время как **максимальный коэффициент V_1/V_R равняется единице** (показатель регулирующего органа).

Более того, отмечено, что если скорость V_1 меньше 84% от V_R , это увеличивает длину разбега и не позволяет оптимизировать взлетный режим. Соответственно, **минимальный коэффициент V_1/V_R равен 0.84** (показатель изготовителя).

Вот почему коэффициент V_1/V_R используется для оптимизации процесса, так как его диапазон четко определен:

$$0.84 \leq V_1/V_R \leq 1$$

Любое увеличение V_1/V_R (снижение) так же влияет на взлетный режим, как и увеличение V_1 (снижение).

2.3.1.2. Коэффициент V_2/V_S

Минимальный показатель скорости V_2 определен в правилах (Part 25.107):

$$\left. \begin{aligned} V_{2min} &= 1.2 V_S \quad (\text{A300/A310}) \\ V_{2min} &= 1.13 V_{S1g} \quad (\text{в/с с электрической системой управления полетом}) \end{aligned} \right\} \Rightarrow (V_2/V_S)_{min} = 1.2 \text{ или } 1.13$$

Скорость сваливания зависит от массы. Минимальный показатель скорости V_2 не является фиксированным, в то время как минимальный коэффициент V_2/V_S известен для каждого типа воздушного судна.

Более того, слишком высокая скорость V_2 требует большей длины разбега и не позволяет оптимизировать взлетный режим (Рис. J4). Поскольку она не дает никаких преимуществ, коэффициент V_2/V_S ограничен максимальным значением $(V_2/V_S)_{max}$, который зависит от типа воздушного судна:

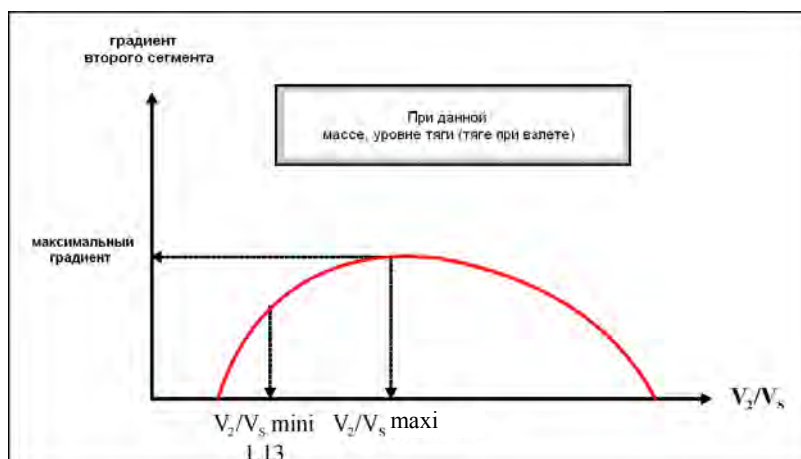


Рис. J4: Градиент на 2-м сегменте набора высоты и его связь с коэффициентом V_2/V_S

$$\left. \begin{aligned} V_{2max} &= 1.35 V_S \quad (\text{A300/A310}) \\ V_{2max} &= 1.35 V_{S1g} \quad (\text{семейство A320}) \\ V_{2max} &= 1.40 V_{S1g} \quad (\text{A330}) \\ V_{2max} &= 1.50 V_{S1g} \quad (\text{A340}) \end{aligned} \right\} \Rightarrow (V_2/V_S)_{max} = 1.35 \text{ or } 1.4 \text{ or } 1.5$$

Коэффициент V_2/V_S используется для процесса оптимизации после того, как его диапазон четко определен:

$$(V_2/V_S)_{min} \leq V_2/V_S \leq (V_2/V_S)_{max}$$

Любое увеличение V_2/V_S (снижение) так же влияет на взлетный режим, как и увеличение V_2 (снижение).

2.3.2. Влияние коэффициента V_1/V_R

Цель данного раздела – рассмотреть влияние коэффициента V_1/V_R на взлетный режим при неизменном коэффициенте V_2/V_S . Для этой цели, условимся, что следующие параметры являются постоянными:

Постоянные параметры	
Данные о ВПП	Превышение ВПП Полоса, свободная от препятствий Концевая полоса торможения Глиссада Препятствия
Внешние условия	QNH Температура наружного воздуха Составляющая ветра
Данные о в/с	Закрылки/Предкрылки Система кондиционирования воздуха Противообледенительная система Статус ВС (MEL/CDL) V_2/V_S

2.3.2.1. Ограничения ВПП

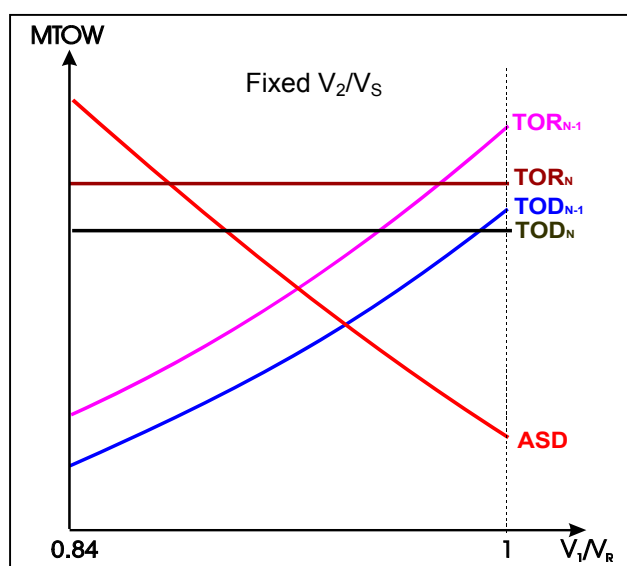


Рис. J5: MTOW, ограниченная ВПП

В части настоящего документа, посвященной взлетному режиму, говорилось, что любое увеличение V_1/V_R приводит к (Рис. J5):

- Увеличению $MTOW$, ограниченного:
 - TOD_{N-1}
 - TOR_{N-1}
- Снижению $MTOW$, ограниченного:
 - $ASD_{(N \text{ or } N-1)}$
- Не влияет на $MTOW$, ограниченный:
 - TOD_N
 - TOR_N

2.3.2.2. Ограничения по набору высоты и препятствиям

Скорость V_1 (скорость принятия решения на земле) не влияет на градиенты набора (первый, второй и последний сегменты взлета).

Напротив, показатель веса, с учетом препятствий, повышается при более высокой скорости V_1 , поскольку снижается длина разбега. Таким образом, выход на траекторию взлета достигается за меньшее расстояние благодаря меньшему градиенту преодоления препятствий.

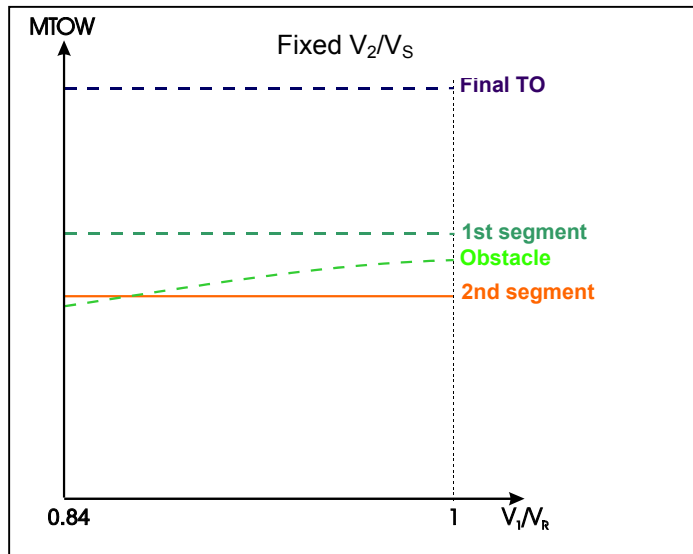


Рис. J6: MTOW, ограниченная набором и препятствиями

Любое увеличение V_1/V_R приводит к (Рис. J6):

- Увеличению MTOW, ограниченного:
- Препятствиями
- Не влияет на MTOW, ограниченный:
 - Первым сегментом
 - Вторым сегментом
 - Последним сегментом взлета

2.3.2.3. Ограничения по энергии торможения и скорости пневматиков

Для каждого взлетного веса (TOW) существует максимальная скорость V_1 , ограниченная энергией торможения (V_{MBE}). Чтобы добиться более высокой скорости V_1 , необходимо снизить TOW.

Напротив, скорость принятия решения не влияет на скорость пневматиков.

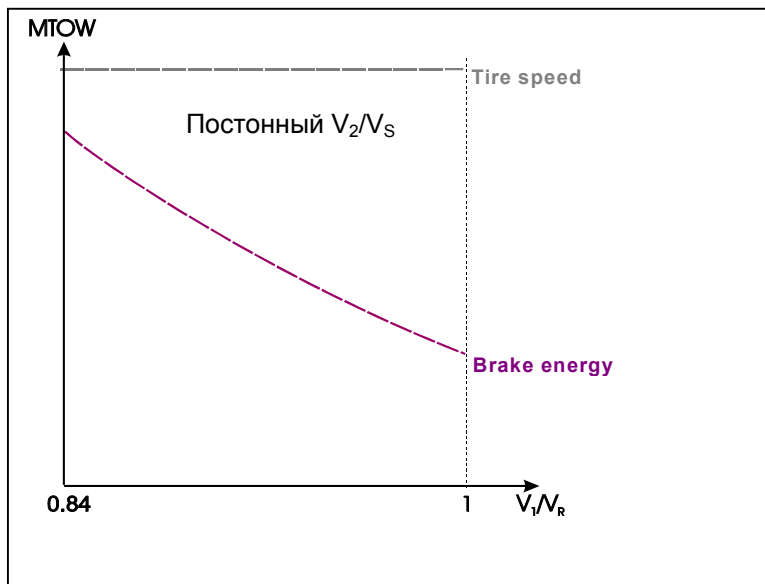


Рис. J7: MTOW, ограниченный энергией торможения и скоростью пневматиков

Любое увеличение V_1/V_R приводит к (Рис. J7):

- Снижению MTOW, ограниченного:
 - Энергией Торможения
- Не влияет на MTOW, ограниченный:
 - Скоростью Пневматиков

2.3.2.4. Все ограничения

Следующий рисунок (J8) показывает, как можно добиться максимальной взлетной массы при заданном оптимальном коэффициенте V_1/V_R . Эта оптимальная точка соответствует пересечению двух кривых ограничений.

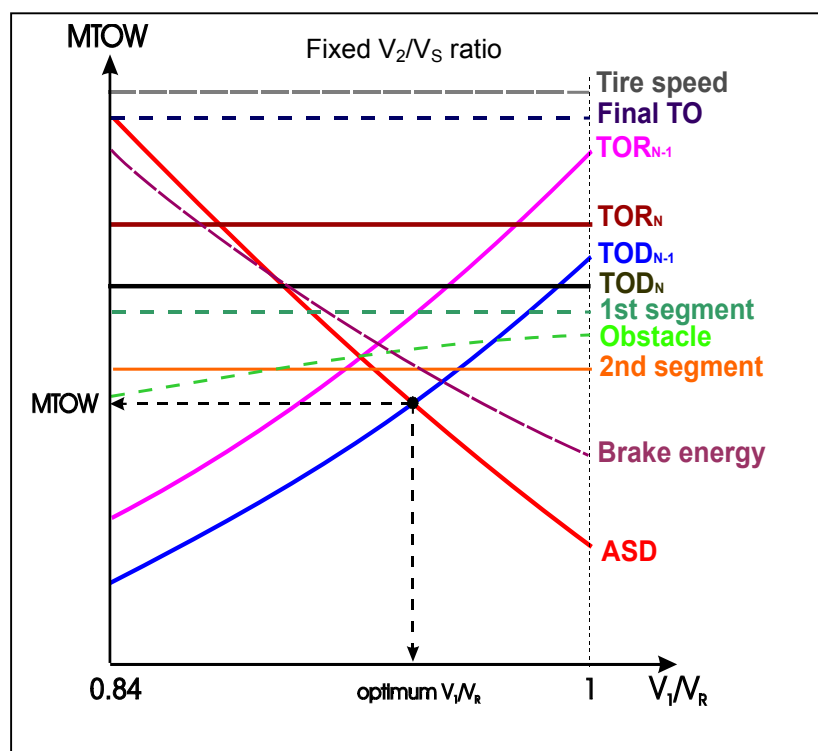


Рис. J8: Оптимальный MTOW

При заданном коэффициенте V_2/V_S , результатом этого процесса оптимизации является достижение оптимального MTOW и соответствующего оптимального коэффициента V_1/V_R .

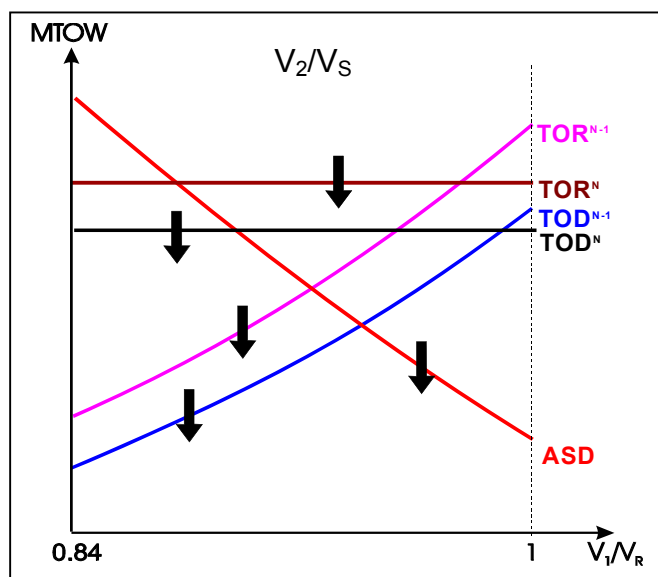
2.3.3. Влияние Коэффициента V_2/V_S

Цель данного раздела – изучить влияние коэффициента V_2/V_S на взлетный режим при заданном коэффициенте V_1/V_R .

2.3.3.1. Ограничения ВПП

Общее правило гласит, что для заданного коэффициента V_1/V_R любое увеличение V_2/V_S ведет к увеличению длины разбега при одном выключенном двигателе или при всех работающих двигателях. Действительно, при движении на ВПП, чтобы достичь большей скорости V_2 на высоте 35 футов, необходимо затратить больше энергии. В результате, этап разгона занимает больше времени.

Наоборот, скорость V_2 не влияет непосредственно на дистанцию прерванного взлета (ASD). Но чем больше скорость V_2 , тем больше скорость V_R , и, следовательно, скорость V_1 , при заданном коэффициенте V_1/V_R . Это приводит к изменению ASD.

Рис. J9 : Влияние V_2/V_S на ограничение ВПП

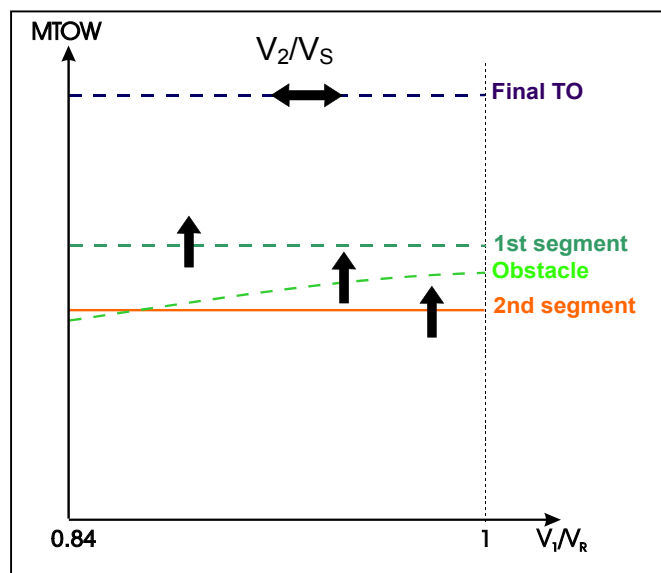
Любое увеличение V_2/V_S приведет к: (Рис. J9):

- Снижению $MTOW$, ограниченного:
 - TOD_{N-1} and TOD_N
 - TOR_{N-1} and TOR_N
 - ASD_{N-1} and ASD_N

2.3.3.2. Ограничения по набору высоты и препятствиям

Как показано на Рис. J4, результатом любого увеличения V_2/V_S является улучшение градиентов набора высоты (1-й и 2-й сегменты) и, соответственно, повышение $MTOW$, ограниченного набором высоты (1-й сегмент, 2-й сегмент, препятствия).

С другой стороны, так как последний сегмент взлета выполняется на скорости зеленой точки, на него не влияет изменение скорости V_2 .

Рис. J10: Влияние V_2/V_S на ограничения по набору высоты и препятствиям

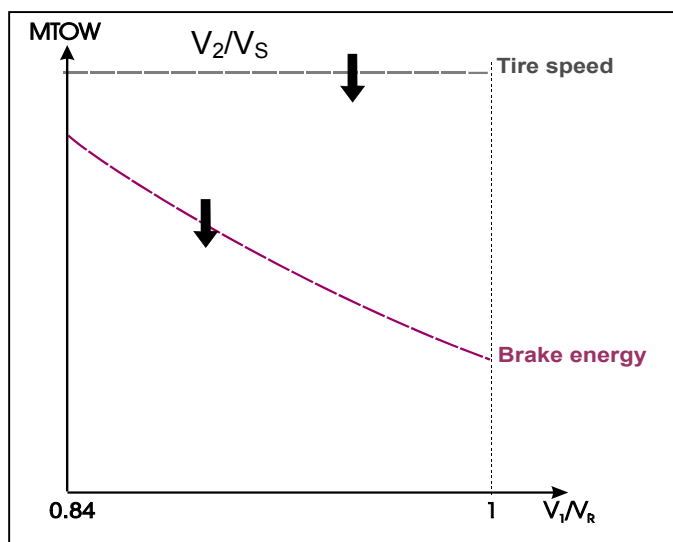
Любое увеличение V_2/V_S приводит к (Рис. J10):

- Увеличению $MTOW$, ограниченного:
 - Первым сегментом
 - Вторым сегментом
 - Препятствиями
- Не влияет на $MTOW$, ограниченный:
 - Последним сегментом взлета

2.3.3.3. Ограничения по энергии торможения и скорости пневматиков

Скорость V_2 не влияет непосредственно на ограничения по энергии торможения. Несмотря на это, любое увеличение V_2 приводит к увеличению V_R и к увеличению V_1 , при постоянном коэффициенте V_1/V_R . Это влияет на вес, ограниченный энергией торможения.

Скорость отрыва, V_{LOF} , ограничена скоростью пневматиков (V_{tire}). В результате, V_2 имеет предельные значения. Любое увеличение V_2/V_S эквивалентно снижению V_S , так как известно, что V_2 постоянная величина, поэтому взлетный вес, ограниченный скоростью пневматиков, снижается.



Любое увеличение V_2/V_S приводит к (Рис. J11):

- Снижению MTOW, ограниченного:
 - Энергией торможения
 - Скоростью пневматиков

Рис. J11: Влияние V_2/V_S на ограничения по энергии торможения и скоростью пневматиков

2.4. Результаты процесса оптимизации

2.4.1. Максимальный взлетный вес

В предыдущем разделе показано, что для заданного коэффициента V_2/V_S , можно найти оптимальный MTOW и соответствующий оптимальный коэффициент V_1/V_R .

Подобное расчет производится для каждого коэффициента V_2/V_S , начиная с V_2/V_{Smin} и заканчивая V_2/V_{Smax} . В итоге определяется наивысшее значение MTOW и оптимальный показатель V_1/V_R . Следовательно, оно соответствует оптимальному коэффициенту V_2/V_S . Результат процесса оптимизации рассчитывается для заданной ВПП и условий взлета:

Результат процесса оптимизации
• Наивысший MTOW • Оптимальный коэффициент V_1/V_R • Оптимальный коэффициент V_2/V_S

2.4.2. Взлетные скорости

Процесс оптимизации демонстрирует, что MTOW возможен только при определенном наборе взлетных скоростей (V_1 , V_R и V_2). Использование других скоростей приведет к снижению MTOW.

После достижения оптимальных коэффициентов скорости (V_1/V_R и V_2/V_S), взлетные скорости выглядят следующим образом:



Внимание: AFM означает, что информация получена из Руководства по летной эксплуатации самолета.

2.4.3. Ограничительные коды

Характер ограничений взлетной массы всегда указывается в таблицах взлета (таблицы RTOW). Для этой цели используются различные кодовые обозначения (Табл. J12), которые зависят от программного обеспечения, используемого при вычислениях: **TLC** или **OSTOPUS**. Дополнительная информация об этом программном обеспечении содержится в **Добавлении 3** к настоящему документу («Программное обеспечение взлетных характеристик»).

ОГРАНИЧИТЕЛЬНЫЕ КОДЫ			
Коды TLC A300/A310/A320		Коды OSTOPUS A318/A319/A320/A321/A330/A340	
Коды	Характер ограничений	Коды	Характер ограничений
1	Вес конструкции ВС	1	1-й сегмент
2	1-й или 2-й сегмент	2	2-й сегмент
3	ВПП (OEI) ¹	3	ВПП (OEI и AEO)
4	Препятствие	4	Препятствие
5	Скорость покрышек	5	Скорость пневматиков
6	Энергия торможения	6	Энергия торможения
7	ВПП (AEO) ²	7	Вес конструкции ВС
8	Заключительный этап взлета	8	Завершающий этап взлета
		9	VMU

Table J12: Ограничительные коды схемы взлета

Чаще всего MTOW достигается на пересечении двух кривых ограничений (Рис. J13). Вот почему в схемах RTOW для обозначения ограничительных кодов всегда используются две цифры.

¹ OEI = Один Неработающий Двигатель
² AEO = Все Работающие Двигатели

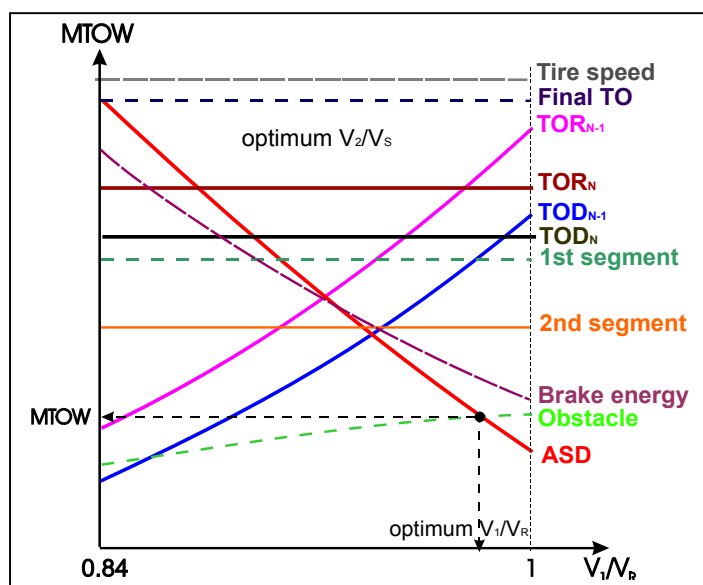
2.4.3.1. MTOW с двумя ограничениями

Рис. J13: Пример двойного ограничения

На Рис. J13, взлетный вес ограничен препятствиями и дистанцией прерванного взлета (ASD).

На **схеме RTOW** показан ограничительный Код 4/3.

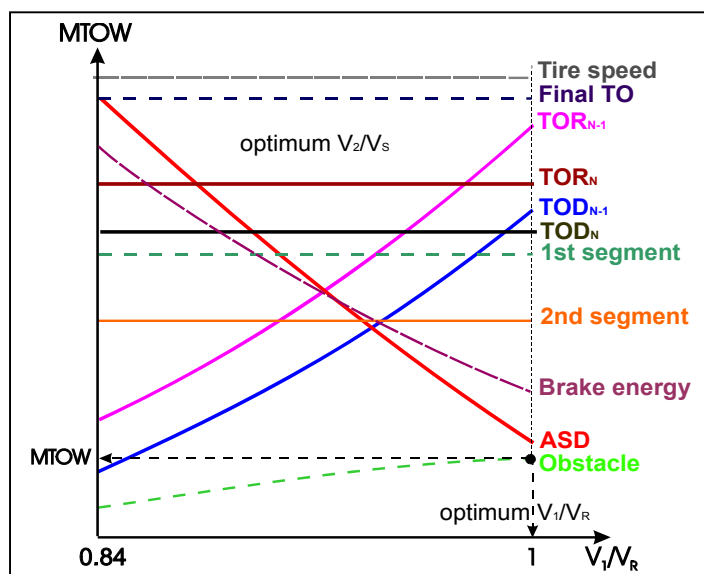
2.4.3.2. MTOW с одним ограничением

Рис. J14: Пример одного ограничения

На Рис. J14, взлетный вес ограничен только препятствиями.

На **схеме RTOW** показан ограничительный Код 4/4.

2.4.3.3. MTOW с тремя ограничениями

В этом случае присутствует диапазон V_1 . В результате, не зависимо от выбранной между максимальным и минимальным значениями скорости V_1 , MTOW неизменным, хотя характер ограничений меняется. В этом случае, эффективная скорость взлета V_1 определяется эксплуатантом.

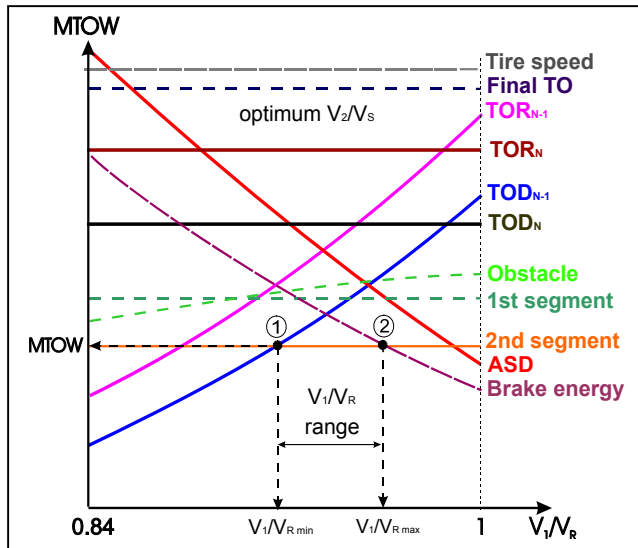


Рис. J15: Пример тройного ограничения

На Рис. J15, характер ограничений зависит от коэффициента V_1/V_R :

При V_1/V_{Rmin} (Точка 1): Взлетный вес ограничен TOD_{N-1} и 2-м сегментом (Код RTOW: 3/2).

Между V_1/V_{Rmin} и V_1/V_{Rmax} : Взлетный вес ограничен только 2-м сегментом (Код RTOW: 2/2).

При V_1/V_{Rmax} (Точка 2): Взлетный вес ограничен 2-м сегментом и энергией торможения (Код RTOW: 2/6).

2.4.4. Таблица определения взлетного веса RTOW

A319J131 - JAA		IAE V2522-A5 engines		PARIS - (ORLY)		08		17.0.0 30-AUG-00 AD131A04 *V.9	
QNH 1013.25 HPA		Air cond. Off		Elevation 277 FT TORA 3320 M Isa temp 14 C TODA 3320 M rwy slope 0.07% ASDA 3320 M		4 obstacles		DRY	
Anti-icing Off									
OAT		CONF 1+F							
C	TAILWIND -10 KT	TAILWIND -5 KT	WIND 0 KT	HEADWIND 10 KT	HEADWIND 20 KT				
-6	72.0 4/4 146/46/51	73.4 2/4 148/48/53	74.8 2/4 153/53/58	75.6 2/4 157/57/62	76.3 2/4 161/61/65				
4	71.6 4/4 146/46/51	73.0 4/4 147/47/52	74.4 2/4 152/52/57	75.2 2/4 156/56/60	75.9 2/4 159/59/64				
14	71.2 4/4 145/45/50	72.5 4/4 146/46/51	74.0 2/4 150/50/55	74.9 2/4 154/54/59	75.6 2/4 157/57/62				
24	71.0 4/4 149/49/54	72.1 4/4 145/45/50	73.6 2/4 149/49/53	74.5 2/4 152/52/57	75.2 2/4 156/56/61				
34	70.8 4/4 148/48/53	71.7 4/4 145/45/50	73.1 2/4 147/47/52	74.1 2/4 151/51/56	74.9 2/4 154/54/59				
44	70.5 4/4 148/48/52	71.7 4/4 150/50/55	72.7 2/4 146/46/51	73.7 2/4 149/49/54	74.5 2/4 153/53/57				
54	70.4 4/6 147/47/51	71.5 4/4 149/49/54	72.0 2/4 142/43/48	72.1 4/8 144/49/54	72.0 2/4 136/43/48				
56	69.5 4/4 146/46/51	70.6 4/4 148/48/53	71.3 2/4 142/43/48	71.4 4/8 146/49/54	71.3 2/4 136/43/48				
58	68.3 4/4 145/45/50	69.4 4/4 147/47/52	70.4 4/4 144/44/48	71.4 2/4 147/47/51	71.6 2/4 146/47/52				
60	67.2 4/4 144/44/49	68.2 4/4 146/46/50	69.3 2/4 143/43/47	70.2 2/4 146/46/50	71.0 2/4 149/49/54				
62	66.0 4/4 142/42/47	67.0 4/4 145/45/49	68.2 2/4 141/41/46	69.1 2/4 145/45/49	69.8 2/4 148/48/53				
64	64.8 4/4 141/41/46	65.7 4/4 139/39/43	67.0 2/4 140/40/45	67.9 2/4 144/44/48	68.6 2/4 147/47/51				
66	63.6 4/4 140/40/44	64.6 4/4 138/38/42	65.9 2/4 140/40/44	66.7 2/4 143/43/47	67.4 2/4 146/46/50				
68	62.4 4/4 139/39/43	63.4 4/4 137/37/41	64.7 2/4 139/39/43	65.5 2/4 142/42/46	66.1 2/4 145/45/50				
70	61.2 4/4 138/38/42	62.2 4/4 136/36/40	63.4 2/4 138/38/42	64.2 2/4 141/41/45	64.8 2/4 144/44/48				
72	60.0 4/4 137/37/41	61.0 4/4 135/35/39	62.2 2/4 137/37/41	62.9 2/4 140/40/44	63.5 2/4 143/43/47				
74	58.8 4/4 136/36/40	59.8 4/4 134/34/38	60.9 2/4 136/36/40	61.7 2/4 139/39/43	62.2 2/4 142/42/46				
76	57.5 4/4 135/35/40	58.5 4/4 133/33/37	59.7 2/4 135/35/39	60.3 2/4 138/38/42	60.9 2/4 141/41/45				
78	56.1 4/4 129/29/34	57.2 4/4 131/31/35	58.4 2/4 134/34/38	59.0 2/4 137/37/41	59.6 2/4 140/40/44				
79	55.5 4/4 130/30/35	56.6 4/4 130/30/35	57.7 2/4 134/34/38	58.4 2/4 137/37/41	58.9 2/4 140/40/44				
LABS PERFORMANCE RTOW (1000 KG) code V1min/Vr/V2 (kt) LIMITATION CODE 1=1st segment 2=2nd segment 3=runway length 4=obstacles 5=tire speed 6=brake energy 7=maximum weight 8=final take-off 9=VMU						Min V1/Vr/V2 = 105/11/17 CHECK VMU LIMITATION Correct V1/Vr/V2 = 1.0 KT/1000 KG			

Рис. J16: Пример Таблицы RTOW для A319

В каждой графе таблицы RTOW (Рис. J16), представлена информация для заданной составляющей ветра и температуры воздуха снаружи:

MTOW
ограничительный
код $V_1/V_R/V_2$

Приборные показатели являются результатом выше описанного процесса оптимизации.

В случае диапазона V_1 , характер скорости V_1 (V_{1min} , V_{1mean} или V_{1max}), указанный в таблице, показан в нижней части таблицы:

Коды MTOW (1000 кг)

$V_{1min}/V_R/V_2$ (kt)

3. ДОБАВЛЕНИЕ 3 : ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВЗЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

3.1. Инженерно-технические программы Р.Е.Р для Операционной Системы Windows

3.1.1. Что такое Р.Е.Р. ?

РЕР (Инженерно-технические программы) для Windows разработаны как средства не только решения эксплуатационных вопросов при подготовке к полетам, но и для контроля за функционированием систем воздушного судна после полетов. Они могут использоваться как летными службами авиакомпаний, так и в конструкторских бюро. Основанные на операционной системе Microsoft Windows ©, РЕР для Windows построены как автономные приложения, обеспечивающие доступ ко всем программам эксплуатации воздушных судов Airbus в удобном и ориентированном на пользователя формате.

Ниже приведен перечень доступных эксплуатационных программ:

- **FM** : Руководство по летной эксплуатации воздушного судна (сертифицированные эксплуатационные данные)
- **TLO** : Расчеты данных по взлету и посадке (максимальный взлетный вес (MTOW), максимальный посадочный вес (MLW), скорости)
- **OFP** : Расчет рабочей траектории полета (траектории взлета и захода на посадку)
- **NLC** : Программа расчета уровня шума (шумы при взлете и заходе на посадку)
- **IFP** : Программа мониторинга систем ВС в полете (набор высоты, крейсерский режим, снижение, зона ожидания...)
- **APM** : Программа мониторинга летно-технических характеристик ВС (состояние летно-технических характеристик)
- **FLIP** : Компьютеризированное планирование полета (расчет топлива)

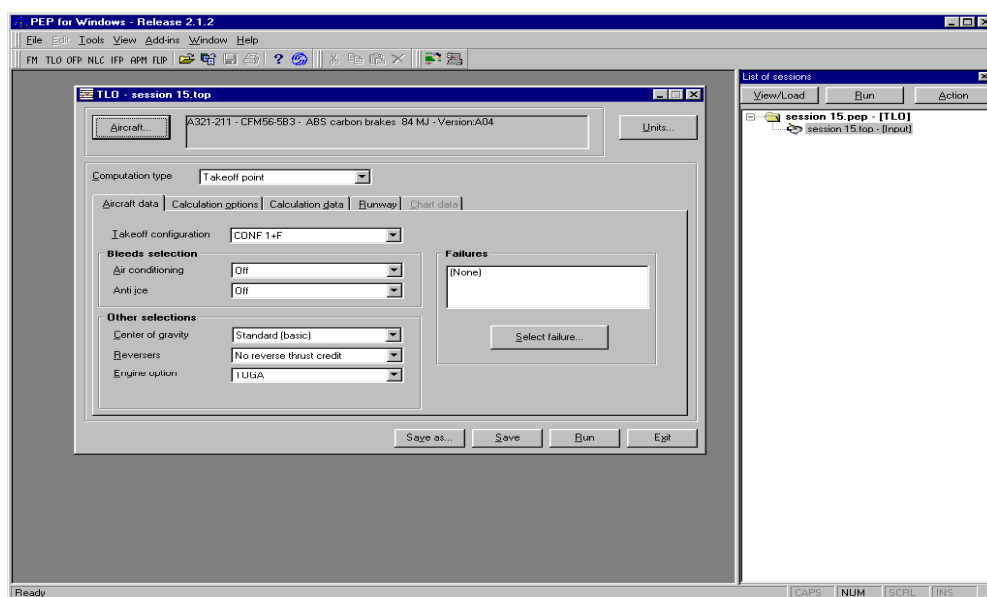


Рис. J17: РЕР для операционной системы Windows

Модуль PER, предназначенный для расчетов взлетных характеристик и таблиц определения взлетного веса (RTOW), называется **TLO** (Оптимизация взлета и посадки).

- **TLC** (or TCP) для A300, A310 и A320¹
- **OCTOPUS** для A318, A319, A320, A321, A330 и A340

Поскольку существуют две разные вычислительные программы, используются и разные форматы RTOW (см. Рис. J18 и J19).

AS319114 - JAA		CPM56-5A5 engines		TOULOUSE - BLAGNAC		73L		19/00 15-JAN-02 AD11AAG5 *Y310	
QNH 1013.25 HPA				Elevation 597 FT TORA 3500 M		0 Obstacle		DRY	
Air cond. OFF				Ira. temp. 11.4 °C TORA 3500 M					
Anti-icing OFF				Twy slope 0.00% ASDA 3560 M					
All reversers inoperative									
Dry check									
OAT	TAILWIND	TAILWIND	WIND	HEADWIND	HEADWIND				
	-10 KT	-5 KT	0 KT	10 KT	20 KT				
0	78.5 3/6	79.5 3/6	80.0 3/7	80.0 3/7	80.0 3/7				
	15157802	15752607	15564849	15604469	15454849				
10	77.7 3/6	78.9 3/6	80.0 6/7	80.0 3/7	80.0 3/7				
	14855560	15560055	16105589	15965059	15755689				
20	76.9 3/6	78.2 3/6	79.4 3/6	80.0 6/7	80.0 3/7				
	14653358	15255863	15963358	16366671	16166671				
30	76.2 3/6	77.5 3/6	78.7 3/6	79.4 3/6	80.0 6/7				
	14451556	15050561	15606166	16004469	16467772				
32	76.1 3/6	77.4 3/6	78.6 3/6	79.3 3/6	80.0 3/6				
	14451556	15050561	15606055	16003568	16467771				
40	76.0 3/6	77.3 3/6	78.5 3/6	79.2 3/6	79.9 3/6				
	14351556	14955560	15506365	15963368	16466671				
36	75.9 3/6	77.2 3/6	78.4 3/6	79.1 3/6	79.7 3/6				
	14350555	14955560	15559664	15963368	16366671				
38	75.1 3/6	76.3 3/6	77.5 3/6	78.2 3/6	78.8 3/6				
	14350555	14955560	15559664	15962667	16466670				
40	74.2 3/6	75.4 3/6	76.5 3/6	77.2 3/6	77.8 3/6				
	14450555	15055560	15659664	16062667	16466670				
42	73.3 3/6	74.5 3/6	75.5 3/6	76.2 3/6	76.7 3/6				
	14550555	15155559	15759664	16162667	16566670				
44	72.4 3/6	73.6 3/6	74.6 3/6	75.2 3/6	75.6 3/6				
	14650555	15255559	15759664	16262667	16565670				
46	71.5 3/6	72.6 3/6	73.4 3/6	74.1 3/6	74.6 2/3				
	14650555	15254559	15589664	16263667	16464689				
48	70.6 3/6	71.6 3/6	72.5 3/6	73.2 2/3	73.1 2/3				
	14750555	15355559	15959664	16161666	16363667				
50	69.6 3/6	70.6 3/6	71.3 2/3	71.5 2/3	71.8 2/3				
	14850555	15455559	15858363	16060665	16263666				
INFLUENCE OF RUNWAY CONDITION									
WET	-1.0 -3	-0.7 -2	-0.5 -2	-0.3 -1	-0.2 -1				
	-13/ -2 -2	-13/ -2 -2	-12/ -2 -2	-10/ -1 -1	-8/ -1 -1				
	+5.0 -1.0 -3	+5.0 -1.3 -3	+5.0 -1.1 -3	+5.0 -0.3 -1	+5.0 -0.2 -1				
	-13/ -0 -0	-13/ -0 -0	-13/ -0 -0	-13/ -0 -0	-13/ -0 -0				
INFLUENCE OF DELTA PRESSURE									
-10L	-0.5 -2	-0.3 -2	0.0 -2	0.5 -1	-0.5 -1				
	0/ -1 -1	0/ -1 -1	0/ 0 -0	0/ 0 -1	0/ 0 -1				
	+5.0 -0.5 -2	+5.0 -0.5 -2	+5.0 -0.6 -2	+5.0 -0.5 -1	+5.0 -0.5 -1				
	0/ 0 0	0/ 0 0	0/ 0 0	0/ 0 0	0/ 0 0				
+10L	-0.2 0	-0.2 0	0.0 0	0.0 0	0.0 0				
	+1/ 0 0	+1/ 0 0	+1/ +1 -1	+1/ +1 -1	+1/ +1 -1				
	+5.0 +0.2 0	+5.0 +0.2 0	+5.0 0 0	+5.0 0 0	+5.0 0 0				
	+1/ 0 0	+1/ 0 0	+1/ +1	+1/ +1	+1/ +1				
INFLUENCE OF AIR COND.									
On	-1.2 -3	-1.4 -3	-1.5 -3	-1.5 -3	-1.5 -3				
	+5.0 -1.2 -3	+5.0 -1.4 -3	+5.0 -1.5 -3	+5.0 -1.5 -3	+5.0 -1.5 -3				
	0/ 0 0	0/ 0 0	0/ 0 0	0/ 0 0	0/ 0 0				
LIMITATION CODES:									
1=1st segment 2=2nd segment 3=3rdway length 4=obstacles									
Setting used: 4obstacles center 2runway width 3rdallway left 0/2=VNMU									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									
Correct VMCROT=1.08707090K3									
CHECK VMC LIMITATION									

Рис. J19: Пример взлетной схемы OSTOPUS

Первым инструментом оптимизации, разработанным производителем воздушных судов в начале 1980-х, была программа Airbus TLC (расчет данных по взлету и посадке), основанная на табличных данных Руководств по летной эксплуатации. В процессе оптимизации TLC обрабатывает различные ограничения из таблицы и сообщает пользователю MTOW и соответствующие

204

скорости. База данных TLO представляет собой «картинку» эксплуатационных схем, которые использовались на обычных бумажных носителях. Программа TLC была разработана для замены утомительного процесса ручной работы с таблицами и графиками. Программа также предназначена для облегчения работы путем сокращения времени и избежания риска ошибок.

3.1.2.2. OCTOPUS program

Следующим шагом в расчете данных стала программа OCTOPUS (Универсальное программное обеспечение эксплуатационных и сертифицированных характеристик взлета и посадки), которая не только обладает теми же преимуществами, что и TLC, но и радикально меняет метод расчета летно-технических характеристик. Программа получает «текущую информацию» в режиме реального времени, что позволяет определить максимально возможный взлетный вес. Вместо приблизительных предварительных данных программа OCTOPUS содержит точные характеристики самолета и двигателя, обеспечивающие расчет летно-технических характеристик на основе физических уравнений. Кроме этого, в OCTOPUS используется новый усовершенствованный формат взлетных таблиц, учитывающий разные конфигурации и вводные данные.

3.2. Кабина с минимальным количеством документов в бумажном виде (LPC)

Эта новая концепция, базирующаяся на **вычислениях, производимых с использованием портативного компьютера в кабине**. Эта программа, заменившая бумажные карты, **сокращает время на подготовку к полету и снижает риск допущения ошибки**. Она исправляет ошибки интерполяции и ошибки методологического характера, в то же время обеспечивает оперативное получение результатов в реальных условиях окружающей обстановки. В итоге полученные характеристики (MTOW или гибкая температура) являются наиболее точными и способствуют, таким образом, получению **большого экономического эффекта**.

Вычисления базируются на том же программном обеспечении характеристик, что и при TLO (т.е. TLC или OCTOPUS, в зависимости от типа воздушного судна, см. Рисунок J20).

The screenshot shows the 'Airbus Industrie - Less Paper Cockpit V 2.2 - TAKEOFF PERFORMANCE' interface. It is a software window for calculating takeoff performance. The interface is divided into several sections:

- AIRCRAFT:** A/C Type: A330-243, Tail Number: F-330A.
- CONDITIONS <F3>:** Wind (° / kt): 0, OAT (°C): 15, QNH (hPa): 1013, TOW (kg): 230000, CONF: OPT CONF, Air Conditioning: OFF, Anti Ice: Off, Runway Condition: Dry, Thrust Option: TOGA.
- Airport/RWY <F2>:** TLE: LFBO, BLAGNAC, RWY: 33L, Elev (ft): 489, Slope: 0.00, Rwy Length (m): 3500, Clearway (m): 90, Stopway (m): 90, Obstacles: 1, LineUp (deg): 90.
- RESULTS:** Perf. Limit Weight (kg): 241891, OPT CONF: CONF 2.
- Table:** A table with 7 columns: OAT (°C), Weight (kg), Code, V1 (kt), VR (kt), V2 (kt), EO acc alt (ft). The table shows performance data for various weights and temperatures.
- Buttons:** COMPUTATION <F7>, REMINDER <F9>, Detailed Results <F10>, QUIT <ESC>.

Рис. J20: Взлетный интерфейс LPC

4. ДОБАВЛЕНИЕ 4 : СОКРАЩЕНИЯ**Греческие буквы**

α	(альфа)	Угол атаки
γ	(гамма)	Угол набора высоты или снижения
δ	(бета)	Коэффициент давления = P / P_0
Δ	(дельта)	Разброс параметров (например : ΔISA , ΔP)
ϕ	(фита)	Угол крена
μ	(мю)	Коэффициент сцепления на ВПП
θ	(тхета)	Абсолютная высота ВС
ρ	(ро)	Плотность воздуха
ρ_0	(ро ноль)	Плотность воздуха на среднем уровне моря
σ	(сигма)	Коэффициент плотности воздуха = ρ / ρ_0

A

a	Скорость звука
A_0	Скорость звука на уровне моря
AC	Консультативный циркуляр Федерального авиационного управления США (FAA)
ACJ	Совместный консультативный циркуляр Объединенного авиационного ведомства европейских стран (JAA)
ADIRS	Аэродинамические данные / Инерциальная система координат
AFM	Руководство по летной эксплуатации воздушного судна
ALD	Фактическая посадочная дистанция
AMC	Приемлемые методы установления соответствия (JAA)
AMJ	Совместный консультативный материал (JAA)
AOM	Руководство по эксплуатации авиакомпаний
APM	Программа мониторинга летно-технических характеристик ВС
ASD	Дистанция прерванного взлета
ASDA	Располагаемая дистанция прерванного взлета
ATC	Управление воздушным движением

C

C_D	Коэффициент лобового сопротивления
C_L	Коэффициент подъемной силы
CAS	Индикаторная земная скорость
CDL	Перечень отклонений конфигурации ВС
CG	Центр тяжести
CI	Индекс расходов
CL	Положение дроссельной заслонки при наборе высоты
CWY	Полоса, свободная от препятствий

D

DA	Угол снижения в крейсерском режиме
DGAC	Генеральная дирекция гражданской авиации
DOC	Прямые эксплуатационные расходы

DOW Сухой эксплуатационный вес

E

ECON Экономичная скорость
EGT Температура выхлопных газов
EOSID Стандартная схема вылета по приборам с неработающим двигателем
EPR Степень повышения давления в двигателе
ETOPS Полеты увеличенной дальности самолетов с двумя газотурбинными силовыми установками

F

f() Функция ()
FAA Федеральное авиационное управление (ФАУ) США
FAR Федеральные авиационные правила
FBW Электрическая система управления полетом
FCOM Руководство по эксплуатации для членов летного экипажа
FF Расход топлива (почасовое потребление)
FL Эшелон полета
FLIP Компьютеризованное планирование полета
FMGS Система управления полетом

G

g Ускорение силы тяжести
GAL Галлон США
GD Скорость зеленой точки
GS Путевая скорость

H

hPa Гектопаскаль

I

IA Приборная высота
IAS Приборная воздушная скорость
ICAO Международная организация гражданской авиации (ИКАО)
IEM Толковательный / пояснительный материал (JAA)
IFP Программа мониторинга систем ВС в полете
IFR Правила полетов по приборам (ППП)
IL Информационная брошюра (JAA)
IMC Приборные метеорологические условия
in Hg Дюймы ртутного столба
ISA Международная стандартная атмосфера (МСА)

J

JAA Объединенное авиационное ведомство европейских стран
JAR Объединенные авиационные требования европейских стран

K**K_i**

Приборная поправка (антенная ошибка)

L**LDA**

Располагаемая посадочная дистанция

LPC

Кабина с минимальным количеством документов в бумажном виде

LRC

Крейсерская скорость на маршрутах большой протяженности

LW

Посадочный вес

M**m**

Масса воздушного судна

M

Число Маха

M_{LR}

Число Маха на маршрутах большой протяженности

M_{MR}

Число Маха на маршрутах максимальной протяженности

M_{MO}

Максимальное эксплуатационное число Маха

MCDU

Многоцелевой блок управления и индикации

MCT

Максимальная постоянная тяга

MEA

Минимальная безопасная высота по маршруту

MEL

Перечень минимального оборудования

MEW

Масса пустого воздушного судна после его поставки изготовителем

MGA

Минимально безопасная высота по навигационной сетке

MLW

Максимальный посадочный вес

MOCA

Минимальная высота пролета препятствий

MORA

Минимальная высота при полете вне маршрута

MSL

Средний уровень моря

MTOW

Максимальный взлетный вес

MTW

Максимальный вес при рулении

MZFW

Максимальный вес ВС без топлива

N**n**

Фактор загрузки

n_z

Компонент фактора загрузки, нормальный для продольной оси ВС

N

Все работающие двигатели

N1

Скорость вращения воздушного винта

N-1

С одним неработающим двигателем

N-2

С двумя неработающими двигателями

NLC

Программа расчета уровня шума

NPA

Уведомление о предлагаемой поправке (JAA)

NPRM

Уведомление о предлагаемых законопроектах (FAA)

O**OAT**

Температура наружного воздуха

OSTOPUS

Универсальное программное обеспечение эксплуатационных и сертифицированных характеристик взлета и посадки

OEW

Эксплуатационный вес пустого ВС

OPF

Программа расчета рабочих характеристик полета

P

P	Давление
P₀	Стандартное давление на среднем уровне моря
P_{amb}	Давление наружного воздуха на высоте полета
P_{force}	Мощность
P_s	Статическое давление
P_{set}	Давление по высотомеру
P_t	Общее давление
PA	Барометрическая высота
PEP	Инженерно-технические программы
PFD	Первичный индикатор хода полета
PNR	Точка возврата

Q

q	Динамическое давление
QFE	Атмосферное давление на высоте аэродрома
QNH	Атмосферное давление, приведенное к уровню моря
QRH	Краткий справочник

R

R	Универсальная константа газа
RC	Скорость набора высоты
RD	Скорость снижения
RLD	Требуемая посадочная дистанция
RTOW	Таблица определения взлетного веса

S

S	Площадь крыла
SAT	Температура статической воздушной массы
SFC	Удельный расход топлива
SID	Стандартная схема вылета по приборам
SR	Дальность полета
STAR	Стандартный схема прибытия по приборам
STD	Стандарт
SWY	Концевая полоса торможения

T

T	Температура
T₀	Стандартная температура на уровне моря
T_{ISA}	Стандартная температура
T_{REF}	Постоянная расчетная температура
T/C	Конечный участок набора высоты
T/D	Высота начала снижения
TA	Истинная высота
TAS	Истинная воздушная скорость
TAT	Полная температура потока
TLC	Программа расчета данных по взлету и посадке

TLO	Программа оптимизации взлета и посадки
TO	Взлет
TOD	Взлетная дистанция
TODA	Располагаемая взлетная дистанция
TOR	Разбег при взлете
TORA	Располагаемый разбег при взлете
TOGA	Мощность при взлете и уходе на второй круг
TOW	Взлетный вес
<u>V</u>	
<u>V</u>	Скорость
V₁	Скорость принятия решения при взлете
V₂	Скорость набора высоты после взлета
V_{APP}	Скорость на конечном этапе захода на посадку
V_{EF}	Скорость при отказе двигателя
V_{FE}	Максимальная скорость при выпущенных закрылках
V_{LE}	Скорость с выпущенными шасси
V_{LO}	Эксплуатационная скорость с выпущенными шасси
V_{LOF}	Скорость отрыва от земли
V_{LS}	Минимальная выбираемая скорость
V_{MBE}	Максимальная скорость энергии торможения
V_{MCA}	Минимальная эволютивная скорость в воздухе
V_{MCG}	Минимальная эволютивная скорость на земле
V_{MCL}	Минимальная эволютивная скорость при заходе на посадку и посадке
V_{MCL-2}	V_{MCL} с двумя неработающими двигателями
V_{MO}	Максимальная эксплуатационная скорость
V_{MU}	Минимальная скорость отрыва при взлете
V_R	Скорость отрыва носового колеса
V_{REF}	Расчетная скорость посадки
V_S	Скорость сваливания
V_{S1G}	Скорость сваливания при G = 1
V_{SR}	Расчетная скорость сваливания
V_{tire}	Максимальная скорость пневматиков
VFR	Правила визуальных полетов
VMC	Визуальные метеорологические условия
<u>W</u>	
<u>W</u>	Вес
W_a	Кажущийся вес
W_C	Составляющая ветра



AIRBUS

AIRBUS S.A.S.
31707 BLAGNAC CEDEX, FRANCE

CONCEPT DESIGN GDCOS
PHOTOS BY AIRBUS
OCTOBER 2007
PRINTED IN FRANCE
REFERENCE AF319/07
© AIRBUS S.A.S. 2007
ALL RIGHTS RESERVED

AIRBUS, ITS LOGO, A300, A310, A318,
A319, A320, A321, A330, A340, A350, A380,
A400M ARE REGISTERED TRADEMARKS

By taking delivery of this Brochure (hereafter "Brochure"), you accept on behalf of your company to comply with the following: No other property rights are granted by the delivery of this Brochure than the right to read it, for the sole purpose of information. This Brochure, its content, illustrations and photos shall not be modified nor reproduced without prior written consent of Airbus S.A.S. This Brochure and the materials it contains shall not, in whole or in part, be sold, rented, or licensed to any third party subject to payment or not. This Brochure may contain market-sensitive or other information that is correct at the time of going to press. This information involves a number of factors which could change over time, affecting the true public representation. Airbus assumes no obligation to update any information contained in this document or with respect to the information described herein. The statements made herein do not constitute an offer or form part of any contract. They are based on Airbus information and are expressed in good faith but no warranty or representation is given as to their accuracy. When additional information is required, Airbus S.A.S. can be contacted to provide further details. Airbus S.A.S. shall assume no liability for any damage in connection with the use of this Brochure and the materials it contains, even if Airbus S.A.S. has been advised of the likelihood of such damages. This licence is governed by French law and exclusive jurisdiction is given to the courts and tribunals of Toulouse (France) without prejudice to the right of Airbus to bring proceedings for infringement of copyright or any other intellectual property right in any other court of competent jurisdiction.

Flight Operations Support & Services
Введение в летно-технические характеристики ВС
Октябрь 2007