

ГЛАВА

17

Производительность — Введение

КОНТУР

17.1 Введение	753		
17.1.1 Содержание этой главы	754	17.3.3 Важные скорости полета для проектирования и эксплуатации самолета	767
17.1.2 Уравнения движения для теории производительности	754	17.3.4 Важные скорости полета для винтовых самолетов	769
17.1.3 Политика повышения производительности	756	17.3.5 Важные скорости полета для дозвуковых реактивных самолетов	769
17.2 Моделирование атмосферы	756	17.4 Структурная оболочка	769
17.2.1 Классификация атмосферных слоев	757	17.4.1 Пошаговое руководство: создание диаграммы V_n	772
17.2.2 Атмосферная модель для температуры, давления и плотности	757	17.4.2 Диапазоны полета для различных самолетов АОН	778
17.2.3 Высоты давления и плотности ниже 36 089 футов (11 000 м)	758	17.5 Образец самолета	778
17.2.4 Поправки на нестандартную атмосферу	759	17.5.1 Циррус SR22	779
17.3 Теория скорости полета	760	17.5.2 Лирджет 45	779
17.3.1 Системы индикации воздушной скорости	761	Упражнения	783
17.3.2 Воздушная скорость: приборная, калиброванная, эквивалентная, истинная и земная	762	Ссылки	784

17.1 ВВЕДЕНИЕ

Любой полет можно разделить на фазы (или сегменты), которые имеют четко выраженную природу. Это взлет, набор высоты, полет по крейсерской траектории, снижение, и посадка. Каждая фаза состоит из подфаз, называемых маневры (или движения). Маневры делятся на три категории: стационарный, квазистационарный, и ускорился. Маневр инициируется специальным движением основных органов управления полетом для изменения (в отличие от поддержания) ориентации самолета. Затем он сохраняется в течение некоторого времени, пока не будет инициирован новый маневр. Например, фаза взлета состоит из разбега по земле (маневр), за которым следует вращение (еще один маневр), которое приводит к отрыву.

Стационарный маневр — это маневр, который лишен ускорения — он не зависит от времени. Примерами являются крейсерский полет и устойчивое скольжение. Это контрастирует с ускоренными маневрами. Такие маневры включают поворотный полет, крены, петли и другие. Квазистабильный маневр — это маневр, который

включает в себя ускорение настолько незначительное, что его можно рассматривать как стационарное состояние. Следующие шесть глав представляют теорию летно-технических характеристик систематическим образом, чтобы быть полезным для вас, конструктора самолета. Названия этих глав упорядочены на основе фазы полета:

18. Производительность — Взлет,
19. Производительность — Подъем,
20. Производительность — Круиз,
21. Производительность — дальность и выносливость,
22. Производительность — Спуск и
23. Производительность — Приземление.

Эта глава служит прологом к методам исполнения. Она знакомит с основами теории производительности, атмосферное моделирование, и теория воздушной скорости. В главе также представлены два самолета, которые будут использоваться в последующих главах для демонстрации точности методов анализа.

Представленные методы являются стандартными в отрасли. Однако существуют важные ограничения, которые необходимо учитывать.

поднял. Качество модели сопротивления имеет наибольшее значение. Это подробно обсуждается в Глава 16. Этой главе следует считать прологом к теории производительности. Начинающему авиаконструктору рекомендуется приобретать опыт, применяя методы к существующим самолетам, для которых опубликованы данные о производительности. Это развивает мастерство и понимание их точности, что хорошо подходит для оценки производительности новых конструкций.

17.1.1 Содержание этой главы

- Раздел 17.2 представляет собой описание того, как моделировать атмосферу.
- Раздел 17.3 представляет методы расчета истинной воздушной скорости, эквивалентной воздушной скорости и других важных воздушных скоростей.
- Раздел 17.4 представляет собой так называемый Вндиаграмма и показано, как ее создать.
- Раздел 17.5 представлены два образца самолетов, которые будут использоваться для демонстрации расчетов летно-технических характеристик: Cirrus SR22 и Learjet 45.

17.1.2 Уравнения движения для теории производительности

Основы теории летно-технических характеристик самолетов безупречно отражены в краткой формулировке работы Миле.[1]. Он представлен ниже, адаптированный для этого документа как набор уравнений(17-1). Для решения общих задач летной эксплуатации эта формулировка рассматривает самолет как точечную массу и оценивает его движение в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

(1) Полет в вертикальной плоскости

Рассмотрим самолет, движущийся в вертикальной плоскости по некоторой траектории (траектория полета) как показано на Рисунок 17-1. Вертикальная плоскость определяется горизонтальной осью и вертикальной осью, которые закреплены на земле. В отличие от этого, нормальный (n) и тангенциальный (t) оси закреплены на ЦТ самолета. Мы отслеживаем движение ЦТ вдоль

траектория полета, относительно которых часы топоры. Ось n касается траектории. Ось t перпендикулярна к нему. Скорость воздуха, V_∞ , — норма скорости, касательная к траектории полета. Также, данная для справки была проведена через хордовую линию средней геометрической хорды (MGC) крыла. Угол между точкой отсчета и касательной к траектории полета — это угол атаки (или AOA). Соотношение между этими углами при подъеме и спуске показано на Рисунок 17-3).

В Рисунок 17-1, тяга, T, показан ориентированным под углом ϵ по отношению к t-оси. Угол между горизонтом и осью t — это угол подъема (γ). Если $\gamma > 0$, то самолет восхождение. Если $\gamma = 0$ самолет летит прямо и ровно (крейсерский). Если $\gamma < 0$, то самолет исходящий.

Единичные векторы нормальных и касательных осей обозначаются как n и t, соответственно. Они устанавливают плоскость симметрии. Затем мы определяем третью ось, бинормальную ось, как $b = n \times t$. Это устанавливает взаимно ортогональную, правую систему координат, для которой бинормальная ось указывает за пределы страницы. Движение самолета не предполагает боковых сил и рыскания. Оно включает только перемещение вдоль n-оси и вращение вокруг бинормальной оси, закрепленной в ЦТ самолета.

Уравнения движения перечислены как Уравнение(17-1). Два верхних уравнения описывают горизонтальное и вертикальное перемещение соответственно. Следующие два представляют собой суммирование сил вдоль n- и t-осей. Нижнее уравнение описывает изменение массы самолета. Точка над некоторыми переменными обозначает производные по времени. Эти уравнения подлежат упрощению в зависимости от фазы полета.

$$\begin{aligned} x - B_\infty \cos \gamma &= 0 \\ \dot{y} - B_\infty \sin \gamma &= 0 \\ T \cos \epsilon - D_m g \sin \gamma + B_\infty \gamma &= 0 \quad (17-1) \\ T \dot{r} \sin \epsilon + L m \dot{g} \cos \gamma + B_\infty y \dot{\gamma} &= 0 \\ M \ddot{r} + c_r T &= 0 \end{aligned}$$

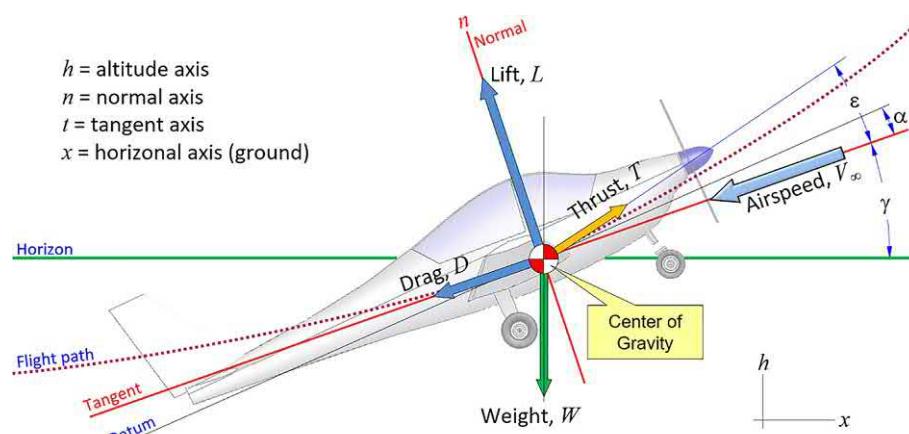


РИСУНОК 17-1 Сила, действующая на самолет в вертикальной плоскости.

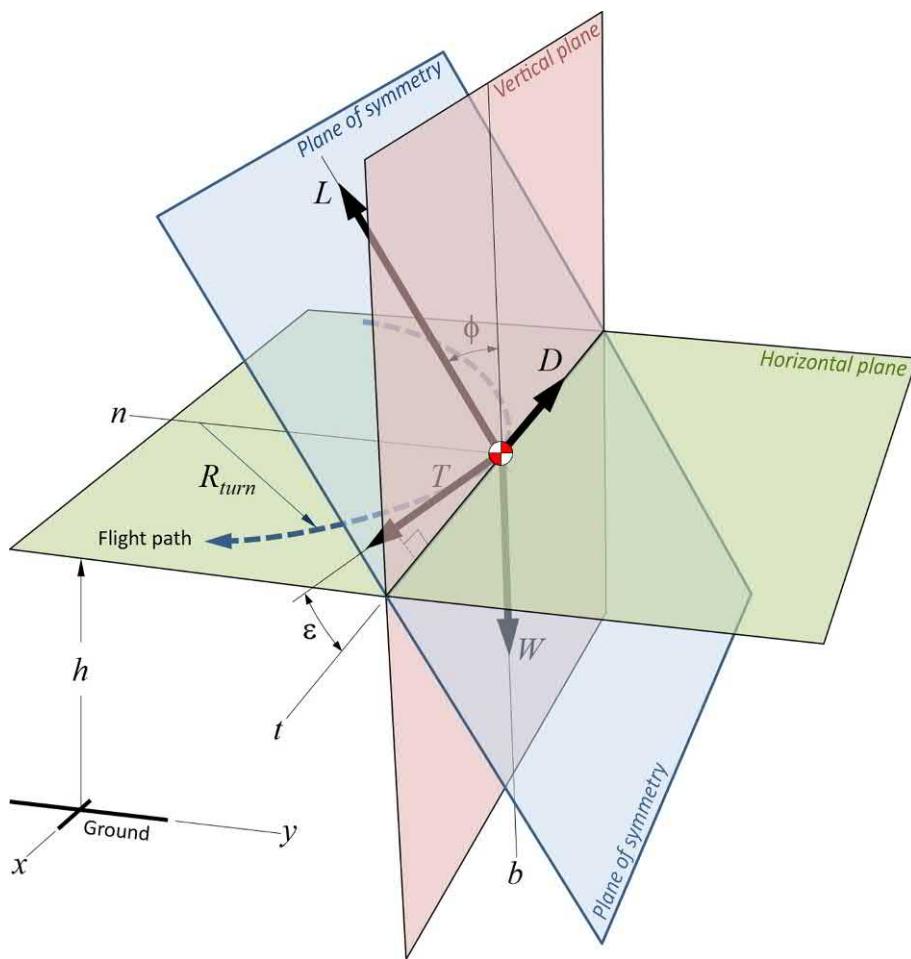


РИСУНОК 17-2 Сила, действующая на самолет в горизонтальной плоскости (на основе работы[1]).

(2) Полет в горизонтальной плоскости

Рассмотрим самолет, движущийся в горизонтальной плоскости. Рисунок 17-2. Поскольку это представление сложнее, чем Рисунок 17-1, самолет заменяется символом CG.

Горизонтальная плоскость фиксируется на некотором расстоянии над землей. Вертикальная плоскость закреплена на касательной к траектории полета, которая прикреплена к горизонтальной плоскости. Рисунок 17-2 показывает это в определенный момент времени; в более позднее время вертикальная плоскость переместилась в другое положение, которое может иметь другую ориентацию.

Уравнения движения для полета в горизонтальной плоскости приведены в виде уравнения(17-2). Два верхних уравнения описывают горизонтальное перемещение вдоль x-оси, соответственно. Их можно рассматривать как набор фиксированных ортогональных осей, параллельных горизонтальной плоскости в фиксированной точке отсчета. Следующие три представляют собой суммирование сил вдоль t-, n-, и b-оси. Обратите внимание, как ориентация этих осей отличается от ориентации вертикальной плоскости.

Нижнее уравнение описывает изменение массы самолета. Формулировка не предполагает боковых сил.

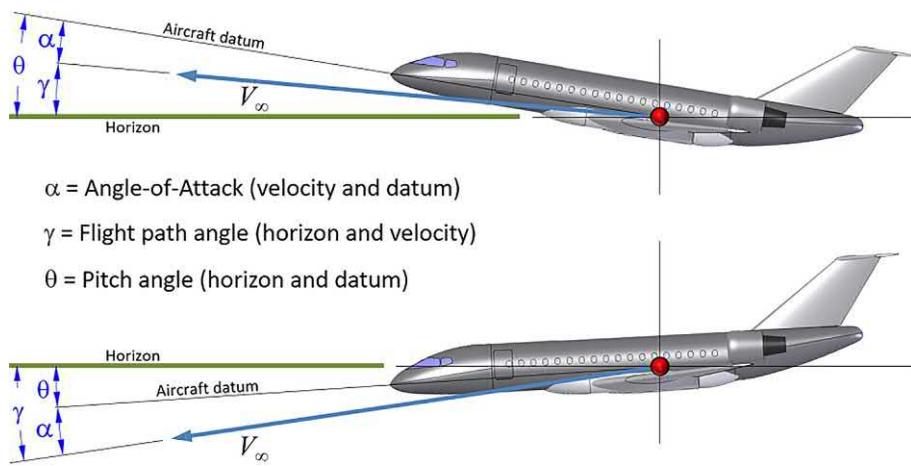
$$\begin{aligned}
 x &= V_0 \cos \psi t \\
 y &= V_0 \sin \psi t \\
 T \cos \epsilon - D - m V^2 / 40 &= \ddot{x} \\
 T \sin \epsilon + L \rho \sin \phi - m V \dot{\psi} &= \ddot{y} \\
 \ddot{T} \rho \sin \epsilon + L \rho \cos \phi - m g &= \ddot{z} \\
 M \Gamma + c_T T &= \ddot{M}
 \end{aligned} \tag{17-2}$$

где

x — горизонтальное расстояние, y —
 горизонтальное расстояние,
 V — истинная воздушная скорость самолета, T
 ϵ — толкать,
 D — тащить,
 L — поднимать,
 m — масса самолета,
 Γ — ускорение свободного падения,
 ϕ — угол крена относительно вертикальной плоскости,¹

¹Может совпадать или не совпадать с углом крена самолета относительно продольной оси его корпуса.

РИСУНОК 17-3 Определение углов в вертикальной плоскости.



γ — угол траектории полета,
 ψ — угол рыскания в горизонтальной плоскости,²
 ϵ — угол тяги,
 s — удельный расход топлива на тягу.

17.1.3 Политика повышения производительности

Предварительные данные о производительности являются конфиденциальной информацией. Отчасти потому, что они не имеют гарантий. Команда разработчиков должна распространять прогнозы производительности с большой осторожностью. Когда отдел маркетинга получит прогнозы, они будут использованы для продажи самолетов. Проблема в том, что самолет может еще не существовать. Да, нам нравится продавать самолеты. Однако, если вы прогнозируете, что ваш самолет будет летать со скоростью от 250 до 275 KTAS, маркетинг ухватится за 275 KTAS и будет использовать их для привлечения клиентов. Все это нормально, если, конечно, самолет в конечном итоге не «поставляет» только 260 KTAS. Тогда производитель должен потратить усилия, деньги и понести убытки, ублажая недовольных клиентов, которым «обещали» 275 KTAS.

Чтобы избежать таких неприятностей, увеличьте консерватизм в прогнозировании с помощью факторов дополнения. Руководитель проекта должен установить политику дополнения, которая пользуется необходимостью знать только статус (т. е. никто за пределами аэрогруппы не знает фактических коэффициентов заполнения). Таким образом, если прогнозируемый диапазон крейсерской скорости составляет от 250 до 275 KTAS, скажите маркетингу, что это от 244 до 269 KTAS или какие-то другие разумные цифры. Это не обман, а финансовая защита.

Раскрытие информации о производительности может нанести ущерб конкурентоспособности компании. Это должно быть ясно доведено до сведения рабочей силы, в идеале с использованием примеров. Например, раздражительный летчик-испытатель в момент разочарования, выкрикивающий что-то вроде «этот чертова штука едва поднимается», может быть подхвачен где-то еще, возможно, неосторожным техником, который случайно услышал пилота. Техник может не знать, что самолет

ТАБЛИЦА 17-1 Рекомендуемые коэффициенты заполнения.

Производительность фаза	Параметр	Умножить на	
		Нормальный производительность	Высокий производительность
Такси и снимать	Количество топлива в фунтах-силах	1,25	1,50 - 1,75
Снимать	Длина поля ТО, футы	1,10	1,10
Взбираться	Скорость набора высоты, фут/мин	0,95	0,97
Круиз	Крейсерская скорость, KTAS	BTAC-4	BTAC-6
Спуск	ЛДмакс	0,90	0,95
Посадка	Посадочное поле длина, футы	1,10	1,10
Диапазон	Общая дальность, нм	0,96	0,98

Испытания с выпущенным шасси, при полном весе, на большой высоте. Что-то, что кажется невинным, может быть легко раскручено конкурирующей компанией.

Таблица 17-1 показывает предлагаемые коэффициенты заполнения для обычных и высокопроизводительных самолетов GA. Пример того, как это используется, рассмотрим самолет, длина поля ТО которого, как было предсказано, составляет 1200 футов. Таблица предполагает, что группа производительности должна сообщить 1320 футов.

17.2 МОДЕЛИРОВАНИЕ АТМОСФЕРЫ

Моделирование атмосферы — это определение свойств воздуха, в котором эксплуатируется самолет. Интересующие нас свойства температура, давление, плотность, вязкость. Моделирование учитывает слои атмосферы. Наиболее активным слоем является тропосфера. Большинство самолетов летают в этом

² Может быть равен или не равен углу рыскания самолета относительно вертикальной оси его корпуса.

слой, хотя полеты выше него обычны. Коммерческие и бизнес-реактивные самолеты регулярно летают в нижней стратосфере. Текущие официальные рекорды высоты для реактивных и винтовых самолетов также отражают это: 31 августа 1977 года модифицированный российский истребитель МиГ-25 поднялся на расчетную высоту 123 524 фута (37,65 км) [2]. В августе 2001 года беспилотный экспериментальный самолет на солнечных батареях, метко названный «Гелиос», достиг высоты 96 863 фута (31,78 км) [3]. В июне 2003 года он развалился в воздухе после столкновения с атмосферной турбулентностью [4].

Одной из самых известных атмосферных моделей является Стандартная атмосфера США 1976 г., разработан Национальным управлением океанических и атмосферных исследований (NOAA) [5]. Подробная модель атмосферы, основанная на Стандартной атмосфере США 1976 г., и опубликовано NOAA, NASA,³ и BBC США предоставляемся в [Приложение А](#). Моделирование атмосферы. Он простирается примерно на 85 км (280 000 футов). Приложение также содержит Visual Basic для приложений (VBA) код, предназначенный для использования с программой Microsoft Excel для расчета свойств атмосферы. В интересах экономии места в этом разделе приведены только основные уравнения для температуры, давления, плотности и вязкости в тропосфере. Выводы приведены в [Приложение А](#).

17.2.1 Классификация атмосферных слоев

Атмосфера делится на несколько слоев на основе некоторых определенных характеристик (см. [Таблица 17-2](#)). Тропосфера простирается от земли на расстояние от 11 до 16 км (6,8–10 миль). Это место, где формируется большинство облаков, а ветры и осадки наиболее активны. Следующий слой — это тонкая область, называемая Тропопаузой, где тропосфера переходит в третий слой, Стратосфера. Температура воздуха в этом слое постоянна. Основная часть атмосферы находится в этих трех нижних слоях. Выше стратосфера находится Мезосфера, где температура снова начинает уменьшаться с высотой. Слои выше стратосферы редко используются для аэродинамического полета. Ионосфера следует за мезосферой. Она также признана Термосферой, из-за относительно высоких температур, которые преобладают. Последний слой — это Экзосфера, которая простирается примерно на 9600 км (около 6000 миль) и является внешней границей атмосферы.

17.2.2 Атмосферная модель для температуры, давления и плотности

Самая элементарная температурная модель предполагает линейное изменение температуры по высотным слоям, т.е.

$$T = T_0 + \frac{1}{4} \theta_0 \cdot h \quad (17-3)$$

ТАБЛИЦА 17-2 Классификация слоев атмосферы.

Название слоя	Высота в км	Высота в уставные мили
Тропосфера ^a	0–11 км	0–6,8 см
Тропопауза	11–11,5 км	6,8–7,1 см
Стратосфера	11,5–46 км	11,5–29 см
Стратопауза	46–51 км	29–32 см
Мезосфера	51–85 км	32–53 см
Ионосфера (термосфера)	85–640 км	53–400 см
Экзосфера	640–9600 км	400–6000 см

^aВ умеренных широтах это примерно 0–9,7 км (6 миль). Тропосфера может простираться до 15 км в тропиках.

В мире авиации называется температура наружного воздуха (OAT) или температура окружающей среды. Для тропосфера час^{1/4}, поэтому уравнение (17-3) переписывается как

$$T = T_0 + \frac{1}{4} \theta_0 \cdot h \quad (17-4)$$

где

$$\begin{aligned} \text{час}^{1/4} &= \text{скорость падения} \\ \text{час}^{1/4} &= \text{высота} \\ \text{час}^{1/4} &= \text{высота отсчета } T \\ \text{температура} &= \text{на высоте } h \\ \text{час}^{1/4} &= \text{температура на контрольной высоте } h \\ \text{час}^{1/4} &= \text{постоянная скорость градиента } \theta_0 \end{aligned}$$

Используя уравнение (17-4), мы определяем отношение температур, θ следующее:

$$\theta = \frac{T}{T_0} = 1 + \frac{1}{4} \theta_0 \cdot h \quad (17-5)$$

Подставляя эту температурную модель в гидростатическое уравнение [Уравнение \(14-9\)](#) и оценка полученного интеграла приводит к следующему выражению

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{1/4} = \left(1 + \frac{1}{4} \theta_0 \cdot h \right)^{1/4} \quad (17-6)$$

где P — давление на исходной высоте h . Подставляя это в закон идеального газа [Уравнение \(14-5\)](#) дает выражение для плотности

$$\rho = \rho_0 \frac{C_{\text{STD}}}{P_0 T_0} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{5/4} = \rho_0 \left(1 + \frac{1}{4} \theta_0 \cdot h \right)^{5/4} \quad (17-7)$$

где ρ — плотность на исходной высоте h с $\rho_0 = 1 / (R T_0)$. Все самолеты должны работать в тропосфере, которая находится в диапазоне от SL до 11 000 м (36 089 футов). Переменные, которые следует использовать в приведенных выше уравнениях внутри этого диапазона, суммированы в [Таблица 17-3](#). Фундаментальные константы на уровне моря представлены в [Таблица 17-4](#).

ТАБЛИЦА 17-3 Стандартная атмосфера США 1976 года в тропосфере.

	UK-система	Единицы	Система СИ	Единицы
Справочная высота	часо40	футы	часо40	М
Максимальная высота	часмакс436,089	футы	часмакс411,000	М
Референтная температура	T04518.67	°Р	T04288.15	К
Опорное давление	p042116	фунт/фут ²	p04101325	Н/м ²
Референтная плотность	p040,002378	слизней/фут ³	p041.225	кг/м ³
Температурное соотношение	θ41-0.0000068756 час	(17,8)	θ41-0,000022558 час	(17.9)
Коэффициент давления	$\delta = \frac{1}{p} \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\frac{g}{R}} \frac{p_0}{p}$			(17.10)
Коэффициент плотности	$\sigma = \frac{p}{p_0} \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\frac{g}{R}} \frac{p_0}{p}$			(17.11)
Температура	T4518,67 θ	°Р	T4288,15 θ	К
Давление	p42116 θ5.2561	фунт/фут ²	p4101325 θ5.2561	Н/м ²
Плотность	p40,002378 θ4.2561	слизней/фут ³	p41,225 θ4.2561	кг/м ³
Скорость падения	a4 -0,00356616	°Р/фут	a4 -0,0065	К/м
Константа скорости падения	$k = \frac{a}{T_0} = \frac{-0,00356616}{518,67}$	/фут	$k = \frac{a}{T_0} = \frac{-0,0065}{288,15}$	/м
Вязкость	См. раздел 16.3.1: Сдф			

Обратите внимание на уравнения (17-8)–(17-11).

ТАБЛИЦА 17-4 Стандартные свойства воздуха на уровне SL.

Свойство	Символ	UK-система	Система СИ
Удельная газовая постоянная для воздуха	P	1716 футов-фунтов/ф(слизень-°Р)	286,9 м ² /(К с ²)
Удельная газовая постоянная для водяного пара.	P _{ЧАС:О}	2760 футов фунт/ф(слизень-°Р)	461,5 м ² /(К с ²)
Стандартное дневное давление на уровне SL	P ₀	2116,2 фунта/фут ² 14,696 фунтов/в ² 29,92 дюймов рт. ст.	1.0132-10 ⁵ Н/м ² (или Па) 760 мм рт.ст.
Стандартная дневная плотность на SL	p ₀	0,002378 слагов/фут ³	1,225 кг/м ³
Стандартная дневная температура на SL	T ₀	518.69°Р 59.0°Ф	288.16К 15.0С
Абсолютная вязкость	μ	3.737-10 ⁻⁷ фунт·с/фут ²	1.789-10 ⁻⁵ Н с/м ²
Кинематическая вязкость	v	1.572-10 ⁻⁴¹ /(фут) ² с	1.460-10 ⁻³¹ /(м ² с)
Скорость звука	a	1116.4 фут/с	340,3 м/с

ПРИМЕР 17-1

Определите состояние атмосферы на высоте 8500 футов в стандартный день, используя британскую систему.

РЕШЕНИЕ:

Соотношение температур:

$$\theta = 0,0000068756 - 8500 \cdot 0,001840$$

Давление: $p = 42116 \cdot 0,7287 \cdot 10^{40,7739}$ Плотность: $\rho = 0,002378 \cdot 0,7287 \cdot 10^{40,7739}$ Температура: $T = 4518,67 - 0,001840 \cdot 8500 = 4488,4^{\circ}\text{Р}$ Коэффициент давления: $\delta = 5,2561 \cdot 10^{40,7739}$

Коэффициент плотности:

17.2.3 Высоты давления и плотности ниже 36 089 футов (11 000 м)

Зная соотношение давления или плотности, можно определить высоту, которой они соответствуют.

Например, если известна степень сжатия (δ), то высота, которой она соответствует (называемая барометрическая высота) можно вычислить. Он вычисляется с использованием следующего выражения, которое выводится путем решения для чассвстроенный в θ в уравнении (17-10).

$$\text{час} \frac{1}{4} 145442 1 - \frac{\Pi}{\Pi_0} \quad \# \\ 0:19026 \quad \frac{1}{4} 145442 1 - \delta:19026 \\ (17-12)$$

Единицы измерения — футы. Аналогично, используя отношение плотностей (σ), мы можем определить плотность высоты. Он рассчитывается с использованием приведенного ниже выражения (также в футах), которое выводится путем решения для чассвстроенный в θ в уравнении (17-11).

$$\text{час} \frac{1}{4} 145442 1 - \frac{\rho}{\rho_0} \quad \# \\ 0:234957 \quad \frac{1}{4} 145442 1 - \sigma:0:234957 \\ (17-13)$$

17.2.4 Поправки на нестандартную атмосферу

Атмосферные условия обычно отклоняются от атмосферной модели [Раздел 17.2.2](#). Эта изменчивость обусловлена метеорологическими условиями, в которых давление, и температура отличаются от тех, которые даны уравнениями (17-8)–(17-10). [Рисунок 17-4](#) показывает, как определяются высоты в эксплуатации самолета. истинная высота это фактическая высота самолета над средним уровнем моря. абсолютная высота — высота самолета над землей под ним. При работе с атмосферой мы всегда предполагаем, что барометрическая высота — это истинная высота. Это упрощает моделирование нестандартных условий, требуя только поправки на температуру.

(1) Отклонение температуры

Если мы знаем температуру окружающей среды, $T_{\text{амб}}$, на рабочей высоте самолета мы можем рассчитать отклонение температуры, $\Delta T_{\text{иса}}$, следующее.

$$\frac{\text{Измеренный температура}}{\Delta T_{\text{иса}}} = \frac{\text{Стандартный день температура}}{T_0 \theta} \\ \frac{z_{\text{фл}}}{z_{\text{фл}}} - \frac{z_{\text{фл}}}{T_0 \theta} \quad (17-14)$$

В холодный день температура окружающей среды ниже стандартной дневной температуры, определяемой формулой $T_0 \theta$. Таким образом, $\Delta T_{\text{иса}} < 0$. Это приводит к более высокой плотности на этой высоте, чем в стандартный день. Это как если бы самолет летел на более низкой высоте, используя стандартную атмосферу. Поэтому говорят, что самолет летел на низкую плотность высота (видеть [Рисунок 17-4](#)). Летные характеристики самолета на высоте улучшены по сравнению со стандартным днем. Обратное справедливо для жаркого дня (высокая плотность).

(2) Поправки к плотности на основе отклонения температуры

Отклонение плотности из-за нестандартной температуры обрабатывается с использованием закона идеального газа [Уравнение \(17-5\)](#), давление по уравнению [\(17-6\)](#), и путем прямого введения отклонения температуры. Это отражено ниже, с использованием UK-системы:

$$\rho \frac{1}{4} \frac{1:233 \theta_{5:2561}}{T_0 \theta_{\text{Великобритания}} + \Delta T_{\text{иса}}} \quad (17-15)$$

где $\theta_{\text{Великобритания}}$ — это отношение температур по уравнению (17-8). Для системы СИ выражение становится

$$\rho \frac{1}{4} \frac{352:6 \theta_{5:2561}}{T_0 \theta_{\text{СИ}} + \Delta T_{\text{иса}}} \quad (17-16)$$

где $\theta_{\text{СИ}}$ — это отношение температур по уравнению (17-9).

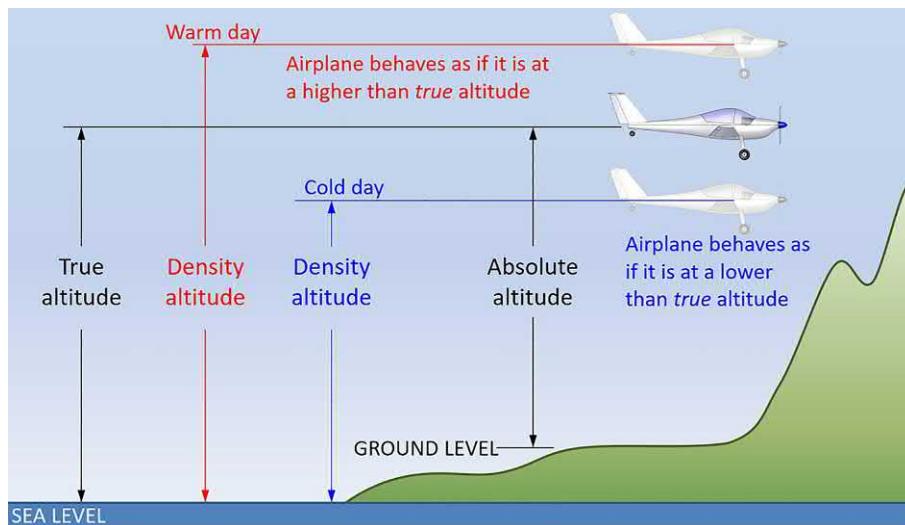


РИСУНОК 17-4 Определение высот, используемых в авиации.

ПРИМЕР 17-2

Определите плотность воздуха на высоте 8500 футов в день, который составляет 30°F холоднее и жарче обычного дня.

РЕШЕНИЕ:

Сначала определим температурное соотношение ISA на высоте 8500 футов:

$$\theta_{\text{Великобритания}} = 1 - 0.0000068756 \cdot 8500 / 40 \cdot 9416$$

Затем уравнение «включай и дыши»(17-15):

$$30^{\circ}\text{F} \text{ холоднее: } \rho \frac{1}{4} \frac{1:233 \theta:0:9416 \rho:5:2561}{T \theta_{\text{Великобритания}} + \Delta T_{\text{ISA}}} \frac{1}{4} \frac{1:233 \theta:0:9416 \rho:5:2561}{\theta:518:67 \rho:0:9416 \rho:30}$$

$\theta:0:001960$ слизней=футыз

$$30^{\circ}\text{Подогреватель: } \rho \frac{1}{4} \frac{1:233 \theta:0:9416 \rho:5:2561}{T \theta_{\text{Великобритания}} + \Delta T_{\text{ISA}}} \frac{1}{4} \frac{1:233 \theta:0:9416 \rho:5:2561}{\theta:518:67 \rho:0:9416 \rho:30}$$

$\theta:0:001733$ слизней=футз

Они на 6,5% больше и на 5,8% меньше стандартной дневной плотности (0,001840 слагов/футз), соответственно.

$$\rho \frac{1}{4} \frac{1+x}{P_{\text{стандарт}}} = P \quad \frac{1}{4} \rho_{\text{уЛ}} \quad \frac{1+x}{1+1:609x} \quad (17-17)$$

где

$\rho_{\text{стандарт}}$ Плотность на высоте, рассчитанная стандартными методами.

P Удельная газовая постоянная для воздуха, см. Таблица 17-4. Р

ЧАС $\frac{1}{4}$ Удельная газовая постоянная для водяного пара, см.

Таблица 17-4.

x Влажность в кг водяного пара на кг воздуха.

Влажность обычно обозначается с помощью относительная влажность (RH), представленная в процентах (например, влажность 50%). Если температура окружающей среды известна в $^{\circ}\text{C}$, это можно преобразовать в коэффициент влажности, используя следующее соотношение:

$$x \frac{1}{4} \frac{P}{100} = 0.003878 e^{0.0656 \delta T^{\circ}\text{C}} \quad (17-18)$$

(3) Коррекция плотности из-за влажности

Плотность также зависит от влажности. Влажность — это количество водяного пара, присутствующего в воздухе. Она уменьшает градиент температуры за счет высвобождения скрытой теплоты во время конденсации. Выделяющееся тепло передается молекулам воздуха, снижая скорость охлаждения. Например, температура изменяется $-0.010\text{K}/\text{мин}$ сухого воздуха. Это называется сухая адиабатическая скорость (DAR). Напротив, для насыщенного воздуха это $-0.006\text{K}/\text{мин}$. Это называется насыщенная адиабатическая скорость (SAR). Они отличаются от нормальной адиабатической скорости (NAR), что составляет $-0.0065\text{K}/\text{мин}$

[6] Влажность обычно выражается через:

- Абсолютная влажность масса водяного пара на единицу объема воздуха. Типичные единицы измерения — грамм/м³.
- Относительная влажность это отношение давления водяного пара, присутствующего в воздухе, к давлению пара, которое могло бы его насытить [7] — если $P = 1.00$ (или 100%), выпадут осадки. Это то, что обычно сообщают синоптики по телевизору.
- Удельная влажность масса водяного пара на единицу массы воздуха, включая водяной пар, обычно выражается в граммах H₂O на килограмм воздуха. Так же называется Коэффициент влажности.

Как правило; плотность сухого воздуха выше, чем плотность влажного воздуха [8]. Присутствие молекул воды в воздухе вытесняет атомы кислорода и азота, поэтому их количество в единице объема уменьшается. Поэтому масса единицы объема влажного воздуха уменьшается, а плотность уменьшается. Общее выражение для плотности влажного воздуха приведено ниже:

ПРИМЕР 17-3

Если наружная температура и относительная влажность в стандартный день в SL составляют 15°C и 50% соответственно определяют плотность воздуха.

РЕШЕНИЕ:

В стандартный день это дает отношение влажности из $x = 0.003878 e^{0.0656 \delta T^{\circ}\text{C}} = 0.00519$. В результате

Плотность на уровне моря, таким образом, составляет:

$$\rho \frac{1}{4} \frac{1+x}{P_{\text{стандарт}}} = \frac{1}{4} \rho_{\text{стандарт}} \frac{1+0.00519}{1+1:609-0.00519}$$

$\theta:0:002371$ слизней=футыз

17.3 ТЕОРИЯ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Можно утверждать, что указатель скорости полета (ASI) является самым важным прибором в любом самолете. Это так, потому что пилот управляет самолетом на основе воздушной скорости. Решение отклонить руль высоты для вращения для взлета основано на воздушной скорости. Чтобы оставаться в воздухе, воздушная скорость должна быть выше скорости сваливания. Поддержание максимальной скорости набора высоты или угла набора высоты основано на воздушной скорости. Максимизация дальности, выносливости или просто соответствие диспетчерам воздушного движения основаны на воздушной скорости. Практически все маневрирование основано на воздушной скорости. Ни один другой прибор не используется так, как он.

В этом разделе основное внимание уделяется воздушной скорости. В нем подробно описывается, как определить количество типов воздушной скорости, которые важны как для конструкторов, так и для пилотов, например, истинная

воздушная скорость, калиброванная воздушная скорость и др. И он определяет конкретные воздушные скорости, которые важны с нормативной и эксплуатационной точки зрения — так называемые V-скорости.

17.3.1 Системы индикации воздушной скорости

Рисунок 17-5 показывает циферблат типичного аналогового ASI. Он отображает скорость полета, используя единицы измерения обозначенные узлы (KIAS). ASI, показывающий скорость воздуха в милях в час или километрах в час, также доступны. Однако проектировщик должен быть знаком с узлом, поскольку это остается наиболее распространенной единицей измерения скорости воздуха. Это объясняет ее широкое использование в этой книге. В ASI показано несколько заметных отметок в **Рисунок 17-5**. Они имеют конкретные значения, как описано на рисунке. Они требуются 14 CFR§23.1545, Индикатор скорости полета «старых» правил. Пилоты обучаются управлять самолетом, используя эти скорости полета. Скорости полета обсуждаются в **Раздел 17.3.3**.

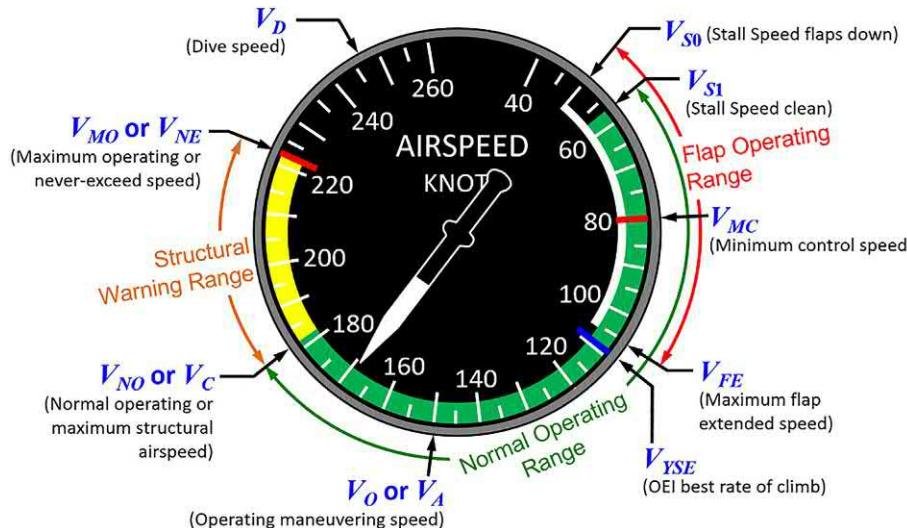


РИСУНОК 17-5 Маркировка типичного аналогового указателя воздушной скорости.

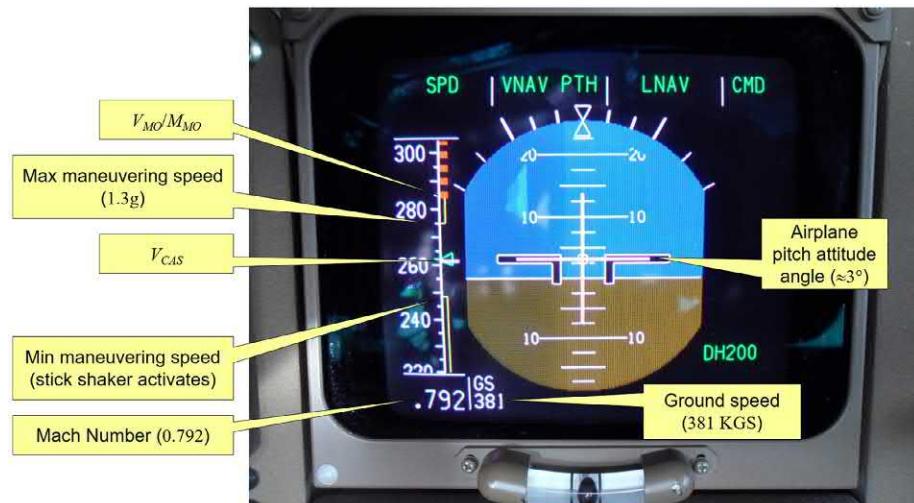


РИСУНОК 17-6 Маркировка современного ASI, отображаемая на основном пилотажном индикаторе (PFD). Фото Гудбъятура Рунарсона.

Современные самолеты оснащены цифровыми указателями воздушной скорости, которые отображаются на мониторах, называемых основной дисплей полета (PFD). Они повышают сложность обмена сообщениями для пилота и практически исключают необходимость догадываться при управлении самолетом. PFD, показанный на **Рисунок 17-6** является примером типичного такого экрана в современном пассажирском самолете. Устройство напрямую передает калиброванная воздушная скорость (V_{cas}) (скорее, чем указанная скорость полета) [9], Число Маха (M), и скорость относительно земли (GS). Они отображаются в **Рисунок 17-6** как 262 KCAS, 0.792 и 381 KGS соответственно. Он также отображает ограничения высокой и низкой скорости. Например, В_{mo}/М_{mo} ограничения можно увидеть в виде толстой пунктирной ленты, простирающейся вверх от 285 KCAS. Тонколинейная лента, простирающаяся от 275 до 285 KCAS, указывает максимальную скорость маневрирования, которая обычно обеспечивает запас в 1,3g для маневрирования. Это означает, что пилот может поддерживать уровень угла крена 40 градусов на этой высоте. Тонколинейная лента, простирающаяся

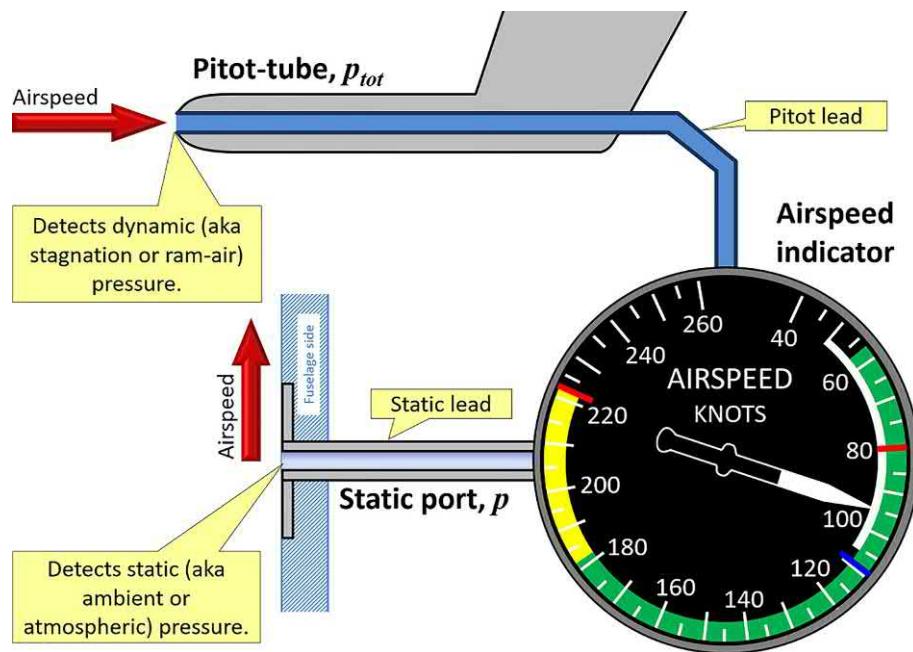


РИСУНОК 17-7 Базовая система ASI.

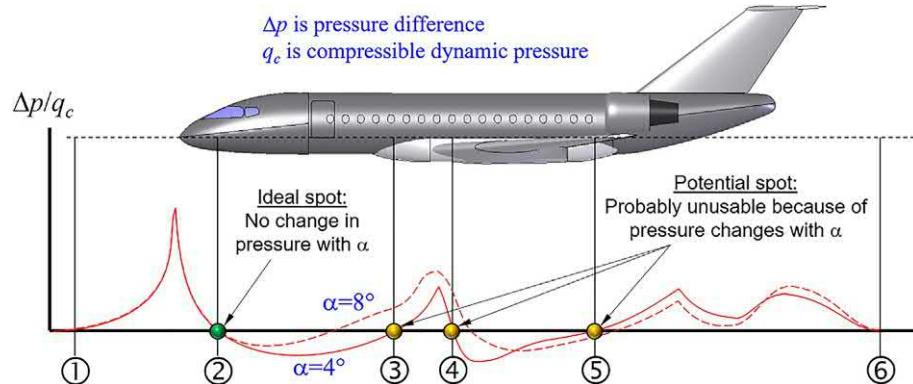


РИСУНОК 17-8 Изменение давления вдоль фюзеляжа.

снизу до приблизительно 249 KCAS указывает, где активируется вибрация ручки самолета. Некоторые из этих значений зависят от веса и определяются в реальном времени бортовой компьютерной системой самолета.

Для указателя скорости воздуха требуются два источника давления: динамическое и окружающее. Динамическое давление получается с помощью Питот-трубки (он же Пито). Его отверстие обращено в сторону потока и воспринимает давление застоя (см. Рисунок 17-7). Датчик давления окружающей среды, статический порт, ориентирован перпендикулярно направлению потока. Он измеряет статическое (окружающее или атмосферное) давление. ASI отображает воздушную скорость на основе разницы давлений между двумя источниками. Из этих двух статическое давление измерить гораздо сложнее, чем динамическое. Статический источник обычно располагается на фюзеляже. Идеальное место — там, где давление равно статическому давлению в

далнее поле при всех АОА и скоростях полета. Это затрудняется локализованным искажением в поле потока. Искажение зависит от таких факторов, как скорость полета, высота и АОА. Это может сделать почти невозможным поиск подходящего места. Рисунок 17-8 изображает типичное изменение давления вдоль фюзеляжа. Видно, что четыре места на фюзеляже являются потенциальными точками для статического источника. Только одно приемлемо.

17.3.2 Воздушная скорость: приборная, калиброванная, эквивалентная, истинная и земная

Индикатор скорости полета — это датчик давления, который преобразует разницу давления в скорость полета. Это делается либо механически (аналоговым способом), либо цифровым способом. К сожалению, расхождение между указанной скоростью полета и

⁴Назван в честь французского инженера Анри Пито (1695–1771). Пито произносится как пи-то.

Фактическая скорость, с которой человек движется по земле, в лучшем случае сбивает с толку. Правильная интерпретация требует понимания природы ее измерения.

Рассмотрим калибровку ASI для самолета, летящего на уровне моря в стандартный безветренный день. Допустим, мы измеряем его скорость как 100 узлов (185,2 км/ч), возможно, с помощью радарного детектора. Это соответствует динамическому давлению 33,9 фунта/фут²(1621 Па). Теперь предположим, что мы поднимаемся на высоту 30 000 футов и летим с некоторой скоростью, которая создает именно это динамическое давление. С какой скоростью сейчас движется самолет? 100 узлов? Ответ — нет, предположив стандартный безветренный день, мы бы измерили что-то ближе к 163 узлам. Да, ASI, откалиброванный ранее, чтобы показывать 100 узлов при обнаружении динамического давления 33,9 фунта/фут², покажет 100 узлов. Однако самолет должен двигаться со скоростью 163 узла относительно земли, чтобы развить это динамическое давление. Это должно убедить скептически настроенного читателя, что означает различать отображаемые (или указано) скорость воздуха и скорость, которой воздух приближается к самолету — истинная воздушная скорость, оправданы. Мы не можем игнорировать ни одну из скоростей. Пилот использует указанную скорость полета для управления самолетом, а истинную скорость — для планирования количества топлива, необходимого для достижения пункта назначения.

(1) Скорость звука

Относится к скорости, с которой давление распространяется через жидкость. Для воздуха его можно оценить в футах/с или м/с, используя следующее выражение, выведенное в работе.[10]:

$$\frac{ПФ}{a} = \sqrt{\frac{T}{P}} \quad (17-19)$$

Для высот, на которых чаще всего эксплуатируются самолеты общей авиации, отношение удельных адиабат составляет 1,4, а удельная газовая постоянная — 1716 фут-фунтов.ф/лизень[°]R в системе Великобритании и 286,9 млн.2/(К с2) в системе СИ. Таким образом, уравнение(17-19) можно переписать следующим образом

$$\frac{ПФ}{a} = \sqrt{\frac{49}{20 \cdot T_k}} \quad (17-20)$$

(2) приборная воздушная скорость (IAS), Вмсфо

Относится к воздушной скорости, которую пилот считывает с указателя воздушной скорости. На показания влияют три типа ошибок:

- (1)Ошибка индикации (из-за недостатков самого инструмента),
- (2)Ошибка положения (из-за неправильного расположения статических или пото-датчиков), а также
- (3)Ошибка запаздывания давления (временная ошибка, вызванная быстрым изменением давления, например, когда истребитель набирает высоту так быстро, что система индикации не успевает за изменением давления и «запаздывает»).

Скорость полета по приборам обозначается переменной Вмсфо и ошибка на ΔВмсфо. В системе СИ единицей измерения является

обычно км/ч. В системе UK единицы измерения — мили/ч или узлы. Полезно определить единицы измерения. Здесь это делается с помощью KIAS, что означает Узлы, приборная скорость полета.

14 CFR Часть 23,§23.1323, Система индикации воздушной скорости В «старых» правилах говорится: «погрешность калибровки не может превышать 3% от калиброванной воздушной скорости или 5 узлов, в зависимости от того, что больше». Это относится к полетному диапазону. Таким образом, самолет, способный развивать скорость 200 KCAS, может иметь погрешность до 6 узлов.

(3) Калиброванная воздушная скорость (CAS), Вкас

Если известна погрешность указателя воздушной скорости, обозначаемая ΔВмсфо, калиброванная воздушная скорость определяется по формуле:

$$Вкас = \frac{1}{4} Вмсфо + ΔВмсфо \quad (17-21)$$

Это также можно представить в виде доли от указанной воздушной скорости:

$$Вкас = \frac{1}{4} Вмсфо + 1 + \frac{ΔВмсфо}{Вмсфо} \quad (17-22)$$

Для самолетов авиации общего назначения (GA) соответствие 14 CFR Часть 23,§23.1587(г)(10), Информация о производительности, необходимо определить корреляцию между IAS и CAS и предоставить ее эксплуатанту воздушного судна.

(4) Эквивалентная воздушная скорость (EAS), Веас

Эквивалентная воздушная скорость — это воздушная скорость, которую самолет должен поддерживать на уровне моря, чтобы создавать динамическое давление, испытываемое при определенных условиях полета (высота и истинная воздушная скорость). Рисунок 17-9 показывает, как связаны различные скорости полета. Он показывает определение Веас зависит от того, преобразуем ли мы

Вкас в Веас или Втас в Веас.

Преобразовать Вкас в Веас

Чтобы преобразовать Вкас в Веас используйте следующее выражение:

$$Веас = \frac{\frac{Т_Веас}{Т_Вкас} \cdot \frac{Д_с}{Д_в} + 1}{\frac{Т_Веас}{Т_Вкас} - 1} \quad (17-23)$$

Обратите внимание, что степень 0,286 есть отношение 1/3,5. Также полезно преобразовать Втас в Веас. Это достигается путем решения Уравнение(17-23) для Втас как показано ниже.

$$Втас = \frac{\frac{Т_Втас}{Т_Вкас} \cdot \frac{Д_с}{Д_в} + 1}{\frac{Т_Втас}{Т_Вкас} - 1} \quad (17-24)$$

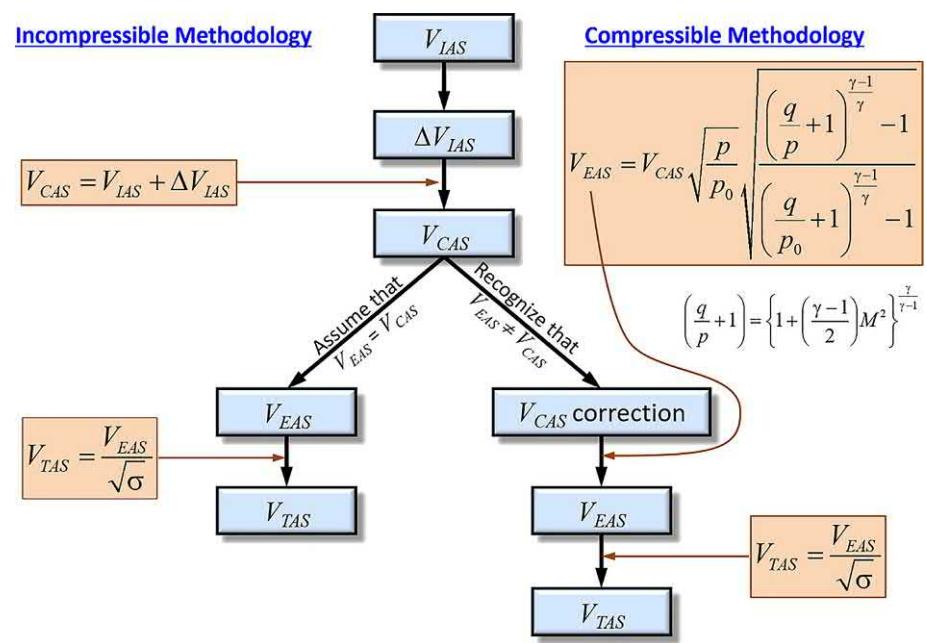
где сжимаемое динамическое давление определяется по формуле:

$$Д_с = \frac{1}{4} \cdot \frac{П}{П_0} \cdot 1 + 0,2 \cdot M^2 \quad (17-25)$$

И число Маха равно

$$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}} \cdot \sqrt{\frac{Д_с}{Д_в}} \quad (17-26)$$

РИСУНОК 17-9 Блок-схема, показывающая взаимосвязь между различными скоростями полета.



Проблема возникает, когда мы знаем только калиброванную воздушную скорость: нам нужно число Маха, но его невозможно определить, пока мы не узнаем V_{TAS} , что требует V_{EAS} и который мы пытаемся определить. Это препятствие можно преодолеть, используя следующее выражение:

$$\frac{V_{TAS}}{V_{EAS}} = \frac{\gamma - 1}{2} \left(\frac{B_{KAS}}{a_0} \right)^{\frac{2}{\gamma - 1}} - 1 \quad (17-27)$$

где V_{KAS} — калиброванная скорость воздуха, δ — коэффициент давления, а γ — коэффициент удельной теплоемкости (1.4). Единицы измерения скорости должны быть согласованы, т. е. если V_{KAS} находится в KCAS, то же самое должно быть и со стандартной дневной скоростью звука, a_0 . Подстановка 661.2 KCAS для системы Великобритании и 1225 км/ч для системы СИ, и упрощение дает уравнение (17-27), который проще ввести при подготовке решений в электронных таблицах (верхнее уравнение использует KCAS, нижнее — км/ч):

$$\begin{aligned} & \frac{V_{TAS}}{V_{EAS}} = \frac{\gamma - 1}{2} \left(\frac{B_{KAS}}{a_0} \right)^{\frac{2}{\gamma - 1}} - 1 \\ & \frac{V_{TAS}}{V_{EAS}} = \frac{\gamma - 1}{2} \left(\frac{B_{KAS} \text{ KCAS}}{1225 \text{ км/ч}} \right)^{\frac{2}{\gamma - 1}} - 1 \end{aligned} \quad (17-28)$$

Преобразовать V_{TAS} в V_{EAS}

V_{EAS} связана с истинной воздушной скоростью следующим образом:

$$V_{EAS} = V_{TAS} + V_{WIND} \quad (17-29)$$

(5) Истинная воздушная скорость (TAS), V_{TAS}

Истинная воздушная скорость — это скорость, с которой молекулы воздуха в дальней зоне приближаются к самолету. Следующее выражение используется для преобразования эквивалентной воздушной скорости в истинную воздушную скорость, определяемую как скажемая методологией Рисунок 17-9.

$$V_{TAS} = \frac{V_{EAS}}{\sqrt{\sigma}} \quad (17-30)$$

Если воздушная скорость ниже $M0.3$, тогда V_{TAS} можно оценить без конвертации V_{EAS} в V_{EAC} . Это показано как несжимаемая методология Рисунок 17-9. Рисунок 17-10 показывает, как V_{EAC} , V_{TAS} , и V_{EAS} изменяются с высотой, предполагая постоянную V_{EAC} из 265 KCAS.

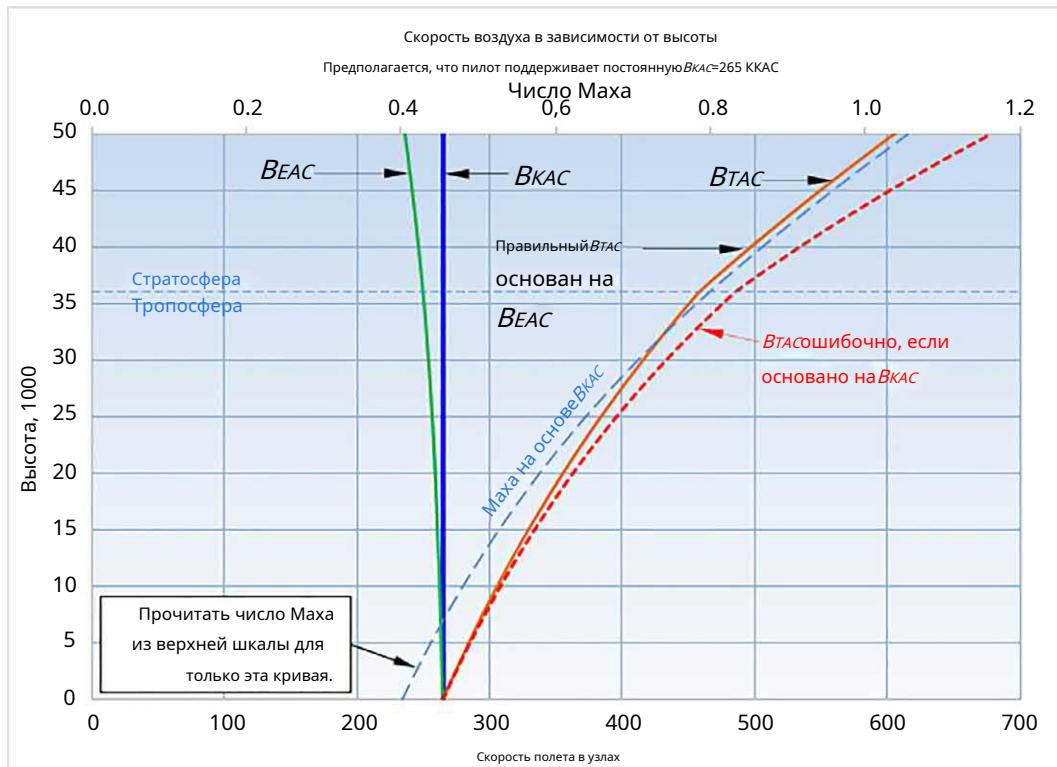
$$V_{TAS} = \frac{V_{EAS}}{\sqrt{\sigma}} \quad (17-31)$$

(6) Скорость относительно земли, V_{Gc}

Скорость относительно земли — это скорость, с которой самолет движется относительно земли. Эта скорость равна истинной воздушной скорости, если наверху нет ветра (совершенный штиль). Однако в ветреных условиях составляющая ветра, параллельная направлению самолета, будет либо добавлять (попутный ветер), либо вычитать (встречный ветер) из истинной воздушной скорости. Это также заставляет самолет дрейфовать, если он не параллелен плоскости симметрии. Это приводит к теории навигации, что выходит за рамки этого издания книги. Таким образом, учитывая истинный вектор воздушной скорости, V_{TAS} , и скорость ветра, V_{WIND} , скорость относительно земли, V_{Gc} , дается выражением

$$V_{Gc} = V_{TAS} + V_{WIND} \quad (17-32)$$

Сравнение указанных выше скоростей полета приведено в Рисунок 17-11.

РИСУНОК 17-10 Изменение B_{EAC} , B_{TAC} , и M , предполагая постоянную V_{KAS} .

ПРИМЕР 17-4: ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Самолет оборудован ASI с погрешностью -3% и показывает 160 KCAS на высоте 16 000 футов в стандартный день. Определить V_{KAS} , B_{EAC} , и V_{TAC} при таком состоянии.

РЕШЕНИЕ:

Сначала определите соотношения температуры, давления и плотности, используя уравнения (17-8), (17-10) и (17-11):

$$\frac{P}{P_0} = 1 - \frac{T}{T_0} = 1 - \frac{160}{29.92} = 0.2561$$

$$\frac{P}{P_0} = 0.2561$$

$$\frac{T}{T_0} = 1 - \frac{P}{P_0} = 1 - \frac{160}{29.92} = 0.2561$$

$$\frac{T}{T_0} = 0.2561$$

Определите статическое давление на высоте 16 000 футов, используя уравнение (17-6):

$$P_{ST} = P_0 e^{-\frac{Mg}{R} h} = 101325 e^{-\frac{0.0065(16000)}{29.92} \times 16000} = 8900 \text{ Па}$$

Используя уравнение (17-22), вычислить V_{KAS} :

$$V_{KAS} = \sqrt{\frac{P_{ST}}{P_0} \cdot \frac{R}{M} \cdot T_0} = \sqrt{\frac{8900}{101325} \cdot \frac{287}{0.236} \cdot 29.92} = 154.3 \text{ м/с}$$

использованием уравнения (17-22), вычислить M :

$$M = \sqrt{\frac{P_{ST}}{P_0} \cdot \frac{R}{M} \cdot T_0} = \sqrt{\frac{8900}{101325} \cdot \frac{287}{0.236} \cdot 29.92} = 1.0236$$

$$M = \sqrt{\frac{P_{ST}}{P_0} \cdot \frac{R}{M} \cdot T_0} = \sqrt{\frac{8900}{101325} \cdot \frac{287}{0.236} \cdot 29.92} = 1.0236$$

Используя уравнение (17-25), вычислить $\frac{V_{TAC}}{V_{KAS}}$:

$$\frac{V_{TAC}}{V_{KAS}} = \sqrt{\frac{P_{ST}}{P_0} \cdot \frac{R}{M} \cdot T_0} = \sqrt{\frac{8900}{101325} \cdot \frac{287}{0.236} \cdot 29.92} = 1.0236$$

$$\frac{V_{TAC}}{V_{KAS}} = \sqrt{\frac{8900}{101325} \cdot \frac{287}{0.236} \cdot 29.92} = 1.0236$$

Используя уравнение (17-23), вычислить B_{EAC} :

$$B_{EAC} = \sqrt{\frac{P_{ST}}{P_0} \cdot \frac{R}{M} \cdot T_0} = \sqrt{\frac{8900}{101325} \cdot \frac{287}{0.236} \cdot 29.92} = 1.0236$$

$$B_{EAC} = \sqrt{\frac{8900}{101325} \cdot \frac{287}{0.236} \cdot 29.92} = 1.0236$$

Используя уравнение (17-30), вычислить V_{TAC} :

$$V_{TAC} = \frac{V_{KAS}}{\sqrt{\frac{P_{ST}}{P_0} \cdot \frac{R}{M} \cdot T_0}} = \frac{154.3}{\sqrt{\frac{8900}{101325} \cdot \frac{287}{0.236} \cdot 29.92}} = 154.3 \text{ м/с}$$

Рассчитайте число Маха, используя эту скорость, чтобы сравнить ее с числом Маха по уравнению (17-22). Это помогает подтвердить правильность арифметики.

$$M = \sqrt{\frac{V_{TAC}}{V_{KAS}}} = \sqrt{\frac{154.3}{154.3}} = 1.0$$

KIAS, KCAS, KEAS, KTAS, and KGS Made Simple

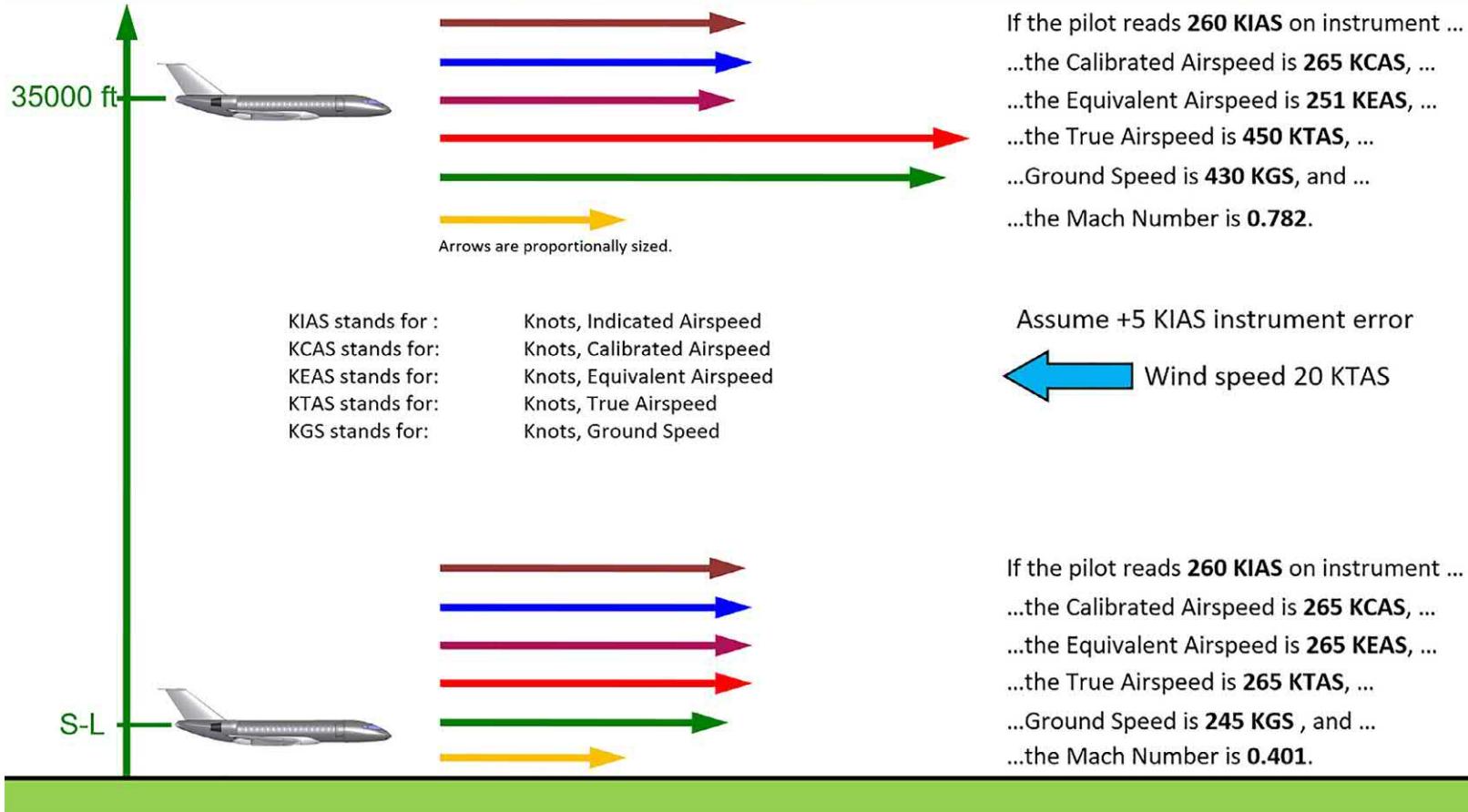


РИСУНОК 17-11 Графическое изображение различных типов воздушной скорости.

ВЫВОД УРАВНЕНИЙ(17-23), (17-24), (17-25), И (17-29)

Сжимаемые потоки анализируются с использованием так называемого изоэнтропических отношений (видеть [Раздел 14.1.3](#)). Давление застоя оценивается с помощью [Уравнение \(14-22\)](#), написанный здесь в несколько иной форме

$$\frac{p_0}{p} \frac{1 + \frac{d}{c} \frac{1}{4}}{\frac{1}{4}} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \frac{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}{\gamma} \quad (\text{я})$$

Решение этого выражения для сжимаемого динамического давления дает [уравнение \(17-25\)](#). Индикаторы воздушной скорости калибруются по условиям SL и ISA. Мы обозначаем температуру, давление и скорость звука в SL как T_0 , p_0 , M_0 , соответственно. Это устанавливает калиброванная воздушная скорость, V_{KAC} . Решая уравнение (я) для M замена опорного давления и скорости звука приводит к

$$M_0 \frac{V_{KAC}}{a_0} \frac{1}{\frac{2}{\gamma - 1}} = \frac{1}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{p_0}{p}} \quad (\text{ii})$$

где индекс «0» указывает на исходные условия. Таким образом, калиброванная воздушная скорость, основанная на давлении торможения, просто равна:

$$V_{KAC} = a_0 \frac{2}{\gamma - 1} \frac{1}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{p_0}{p}} \quad (\text{iii})$$

Поскольку $AISI$ является датчиком давления, идентичное давление стагнации, измеренное на высотах, отличных от SL, должно показывать идентичное значение воздушной скорости на $AISI$. Назовем его эквивалентная воздушная скорость, V_{EAC} . Таким образом, если мы знаем истинная воздушная скорость, V_{TAC} , в этот момент мы можем преобразовать V_{TAC} в V_{EAC} используя динамическое давление

$$\frac{1}{2} \rho V_{TAC}^2 = \frac{1}{2} \rho V_{EAC}^2 \quad V_{EAC} = \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} V_{TAC} \quad (\text{iv})$$

Это [уравнение \(17-29\)](#). Это преобразование выявляет важное несоответствие, когда истинная воздушная скорость является высокой дозвуковой: воздушная скорость, отображаемая $AISI$ (V_{KAC}) [уравнение \(iii\)](#) имеет вид выше чем V_{EAC} возвращается [уравнением \(iv\)](#). Это не означает, что расхождение зависит от высокой скорости, скорее, оно просто более заметно (см. [Рисунок 17-10](#)). Запись истинной воздушной скорости в терминах Число Маха, используя изоэнтропическое соотношение [уравнения \(i\)](#), где оно основано на T , p , a , урожайность

$$V_{TAC} \text{ является } \frac{2}{\gamma - 1} \frac{1}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{p_0}{p}} \quad (\text{v})$$

С точки зрения эквивалентной воздушной скорости это становится

$$V_{EAC} = \frac{p}{p_0} \frac{2}{\gamma - 1} \frac{1}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{p_0}{p}} \quad (\text{6})$$

Соотношение между V_{KAC} и V_{EAC} таким образом

$$\frac{V_{KAC}}{V_{EAC}} = \frac{1}{\frac{1}{a_0} \frac{2}{\gamma - 1}} = \frac{p_0}{p} \frac{2}{\gamma - 1} \quad \frac{d}{c} = p_0 + 1 \frac{\gamma - 1}{2} \quad (\text{vii})$$

Подстановка [уравнения \(17-20\)](#) для обоих скоростей звука и симплификация приводят к

$$\frac{V_{KAC}}{V_{EAC}} = \frac{\frac{p_0}{p} \frac{2}{\gamma - 1}}{\frac{p_0}{p} \frac{2}{\gamma - 1} - 1} = \frac{p_0 + 1 \frac{\gamma - 1}{2}}{p + 1 \frac{\gamma - 1}{2} - 1} \quad (\text{viii})$$

Преобразование плотности по закону идеального газа [уравнение \(14-5\)](#) приводит к

$$\frac{V_{KAC}}{V_{EAC}} = \frac{\frac{T_0}{T} \frac{p_0}{p} \frac{2}{\gamma - 1}}{\frac{T_0}{T} \frac{p_0}{p} \frac{2}{\gamma - 1} - 1} = \frac{p_0 + 1 \frac{\gamma - 1}{2}}{p + 1 \frac{\gamma - 1}{2} - 1} \quad (\text{ix})$$

Это выражение дает оба [уравнения \(17-23\) и \(17-24\)](#). Зная динамическое давление, мы можем рассчитать число Маха. число, используя [уравнение \(v\)](#), т.е.,

$$M = \frac{2}{\gamma - 1} \frac{1}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{p_0}{p}} \quad (\text{x})$$

Заменить [уравнение \(17-25\)](#) для сжимаемого динамического давления, используя условия SL (т.е., $M_0 \frac{V_{KAC}}{a_0}$) приводит к

$$M = \frac{2}{\gamma - 1} \frac{1}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{p_0}{p}} \quad (\text{11})$$

Замена давлений с использованием отношения давлений δ дает [уравнение \(17-27\)](#).

17.3.3 Важные скорости полета для проектирования и эксплуатации самолета

Термин «скорость» используется для определенных скоростей полета, которые важны для возможностей самолета. Крайне важно знать эти термины. «Типы» скоростей полета, перечисленные в [Таблица 17-5](#) представляют интерес для авиаконструктора,

ТАБЛИЦА 17-5 Важные скорости полета для проектирования и эксплуатации самолетов.

V-скорость	Описание	Раздел 14 CFR Часть 23
Мс	Крейсерская скорость в числах Маха.	§23.335
Мд	Число Маха пикирования.	§23.335
Ммо	Максимальное рабочее число Маха.	§23.1505
В1	Скорость принятия решения. Максимальная скорость при взлете, при которой пилот может безопасно остановить самолет без выкатывание за пределы взлетно-посадочной полосы или безопасное продолжение полета взлет даже при отказе критического двигателя (между В1 и В2).	18.3.5
В2	Безопасная скорость взлета. Скорость полета самолета должна быть такой, чтобы он мог достичь высоты 35 футов над землей.	18.1.3 §23.57
В2мин	Минимальная безопасная скорость взлета. Минимальное значение В2: Скорость полета (см. В2). Определено для коммерческих самолетов в соответствии с 14 CFR 25.	§25.107
В3	Скорость уборки закрылков.	—
В4	Скорость маневрирования. Сертифицированная воздушная скорость, ниже которой самолет должен быть способен полностью отклоняться аэродинамические элементы управления.	17.4 §23.335
В5	Расчетная скорость для максимальной интенсивности порыва. Чаще всего используется для самолетов местного класса. Смотреть Рисунок 17-22.	§23.335
В6А	Минимальная скорость снижения, при которой теряется наименьшая высота за единицу времени.	22.3.5
В6Г	Лучшая скорость планирования. Минимальная или наилучшая скорость снижения. Эта скорость приведет к наименьшему углу планирования и обеспечит наибольшую дальность полета, если самолет потеряет мощность двигателя.	20.3.4 22.3.7
В6Р	Скорость полета, когда пилот начинает применять тормоза после приземления.	23.2.5
ВЧАС	Максимальная скорость горизонтального полета.	20.3.2
ВЛОФ	Скорость отрыва.	18.2.6
Вмакс	Видеть Вчас.	20.3.2
ВМС	Минимальная скорость управления при неработающем критическом двигателе.	§23.149
ВМКА	Минимальная скорость управления в воздухе. См. ВМС.	—
ВМКГ	Минимальная скорость управления на земле. Минимальная скорость полета, необходимая для противодействия асимметричному моменту рыскания на земле из-за отказа двигателя на многомоторном самолете.	§23.149
ВМО	Максимальная рабочая скорость.	§23.1505

ТАБЛИЦА 17-5 Важные скорости полета для проектирования и эксплуатации самолета — продолжение

V-скорость	Описание	Раздел 14 CFR Часть 23
Вму	Минимальная скорость отрыва. Скорость полета, при которой самолет больше не «прилипает» к земле. Это функция положения самолета относительно земли (или АOA). Минимум достигается, когда земля отношение - это $C_{L_{max}}$ или α_{max} . Определено для коммерческие самолеты согласно 14 CFR 25.	§25.107
ВСВ	Никогда не превышайте скорость или максимальную структурную скорость полета.	§23.1505
ВНЕТ	Нормальная рабочая скорость; также называется максимальной структурной крейсерской скоростью. Это скорость, которую не следует превышать, за исключением спокойного воздуха, и то с осторожностью.	§23.1505
Во	Максимальная скорость маневрирования, во, устанавливается производителем как эксплуатационное ограничение и не превышает $V_{C/H}$ создан в §23.335(c).	§23.1507
Вр	Скорость вращения. Скорость, с которой носовое колесо самолета отрывается от земли. Она достаточно высока, чтобы самолет мог достичь в высоте 50 футов (для частных самолетов) или 35 футов (для коммерческих самолетов) в случае отказа двигателя многомоторного самолета.	18.1.3 §23.51
ВРЕФ	Скорость посадки или скорость пересечения порога, обычно 1,2Всдо 1,3Вс. Коэффициент 1,2 обычно используется для военных самолетов, а 1,3 — для гражданских самолетов. §23.73.a	23.2.5 §23.73
ВР _{макс}	Лучшая скорость полета. Скорость полета, которая обеспечивает максимальную дальность полета.	20.3.9
Вс	Скорость сваливания или минимальная скорость устойчивого полета, при которой самолет еще управляем.	20.3.3 §23.49, §23.335
Вс ₀	Скорость сваливания или минимальная скорость устойчивого полета, при которой самолет еще управляем в посадочной конфигурации.	20.3.3 §23.49, §23.335
Вс _Р	Скорость сваливания. Скорость сваливания самолета при некоторых условиях, отличных от полного веса. Важно для тяжелых самолетов, которые потребляют много топлива во время определенной миссии. Скорость сваливания в начале миссии будет выше, чем в конце.	20.3.3 23.2.5
Вс _{Р0}	Скорость сваливания в посадочной конфигурации при условиях, отличных от полного веса.	20.3.3 23.2.5
Вс _{Р1}	Скорость сваливания указана в конкретной конфигурации при некоторых условиях, отличных от полной массы.	20.3.3 23.2.5

ТАБЛИЦА 17-5 Важные скорости полета для проектирования и эксплуатации самолета — продолжение

Вюз	Скорость, при которой сработает предупреждение о сваливании.	§23.207
Втд	Скорость приземления.	23.2.5
Втр	Скорость перехода; среднее значение Влоф и Вз.	18.1.3
Вх	Оптимальный угол набора высоты (максимальный набор высоты на единицу расстояния).	19.3.4 (реактивный и винтовой)
Ви	Наилучшая скорость набора высоты (максимальный набор высоты за единицу времени).	19.3.3 (реактивный и винтовой)
Вузе	Наилучшая скорость набора высоты на многомоторном самолете с одним неработающим двигателем.	19.3.3 (реактивный и винтовой)

«Согласно 14 CFR §23.73 Расчетная скорость захода на посадку.

как с точки зрения производительности, так и сертификации. Многие из них можно определить с помощью методов анализа, представленных в этой книге. Другие являются требованиями, которые необходимо соблюдать, если самолет должен быть сертифицирован.

Рисунок 17-12 и 17-13, изобразите, как некоторые из этих скоростей воздуха получены с помощью анализа доступной необходимой мощности и тяги против скорости полета. Такие анализы представлены в последующих главах.

17.3.4 Важные скорости полета для винтовых самолетов

Видеть [Рисунок 17-12](#).

17.3.5 Важные скорости полета для дозвуковых реактивных самолетов

Видеть [Рисунок 17-13](#).

17.4 СТРУКТУРНАЯ ОБОЛОЧКА

В этом разделе рассматриваются так называемые диаграммы Упили или структурная оболочка. Он отображает удельные коэффициенты нагрузки в зависимости от скорости полета, в пределах которой самолет должен эксплуатироваться (см. [Рисунок 17-14](#)). Он разработан для групп нагрузок и конструкций, но также помогает пилоту лучше понять ограничения самолета. Огибающая отображает ограничения скорости полета, такие как максимальные скорости для полностью отклоненных поверхностей управления (V_A) и за пределы которой самолет не может выходить (V_d). Диаграмма обычно готовится в соответствии с инструкциями, содержащимися в авиационных правилах, таких как 14 CFR Часть 23, Часть 25 или ASTM F2245, в зависимости от класса самолета. В этом разделе рассматривается конструкция. Диаграмма будет показана с использованием 14 CFR Часть 23.

Как правило, несколько винтодиаграммы подготовлены для представления различных условий. Среди них:

- Варианты конфигурации (например, конфигурация ТО, крейсерская и посадочная)
- Высоты (например, охватывающие высоты от SL до 20 000 футов, а затем от 20 000 футов до проектной высоты крейсерского полета, что обусловлено изменениями в ограничениях порывистых нагрузок).
- Вес (например, вес пустого самолета, вес брутто и, возможно, некоторые промежуточные веса).

На самолет, покоящийся на земле, действует только сила тяжести: он подвергается перегрузке с коэффициентом 1. Если он ускоряется, скажем, вверх, из-за силы, в два раза превышающей его вес, он подвергается перегрузке с коэффициентом 2 и т. д. Перегрузкой называется отношение силы, действующей на тело, к его неускоренному весу. Обычный способ выразить это — сказать, что он «реагирует на нагрузку в 1 г» или «нагрузка в 2 г» и т. д. Это определено в 14 CFR §23.321, Общий следующее:

Факторы полетной нагрузки представляют собой отношение компонента аэродинамической силы (действующего перпендикулярно предполагаемой продольной оси самолета) к весу самолета. Положительный фактор полетной нагрузки — это тот, при котором аэродинамическая сила действует вверх по отношению к самолету.

The винтодиаграмма состоит из двух отдельных диаграмм: маневрирования и порыва ветра. Они накладываются друг на друга, чтобы сформировать полную винтодиаграмму. Обратите внимание, что «новая» часть 23 бесполезна для этой цели. Чтобы создать винтодиаграмму в соответствии с 14 CFR 23, следуйте параграфам §23.321 через §23.341 «старых» правил. Читателю, не знакомому с ними, настоятельно рекомендуется иметь их под рукой, когда он впервые будет следовать обсуждению ниже. Это полезно для понимания юридического языка этих параграфов.

Используя «старый» 14 CFR Часть 23, сначала укажите категорию, по которой сертифицирован самолет (обычный, утилитарный, пилотажный или пригородный). Маневренные нагрузки зависят от этой классификации. Затем соберите информацию о самолете того типа, который показан в [Таблица 17-6](#). Все скорости полета использовали эквивалентную скорость полета (например, KEAS) или число Macha. Затем подготовьте диаграмму маневрирования, а затем диаграмму порывов. Наконец, обведите контур диаграммы.

Этот процесс лучше всего использовать на примере гипотетического самолета с очень легкой нагрузкой на крыло. Это вносит сложность в генерацию диаграммы, которая может озадачить даже опытного авиаконструктора. Диаграммы для других самолетов обречены быть проще, чем показанная. Характеристики самолета для этого упражнения показаны в [Таблица 17-6](#). Предполагается, что самолет уже построен и совершил полет, на что указывает «максимальная продемонстрированная горизонтальная скорость полета» в таблице.

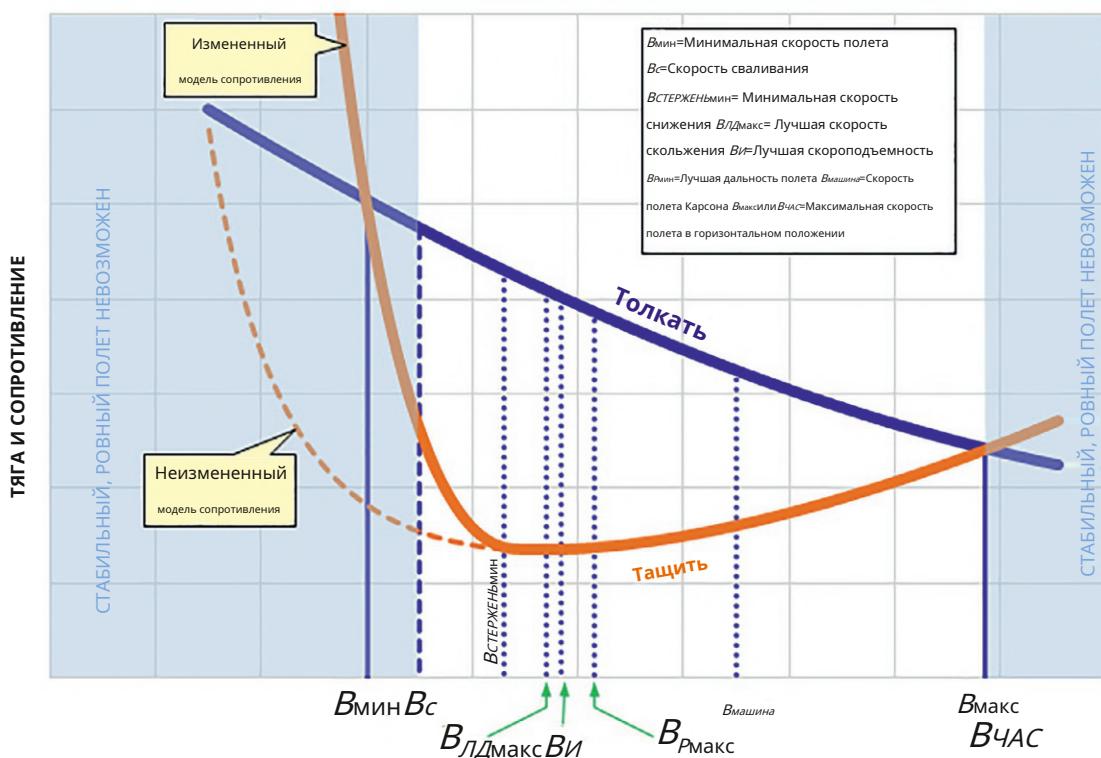
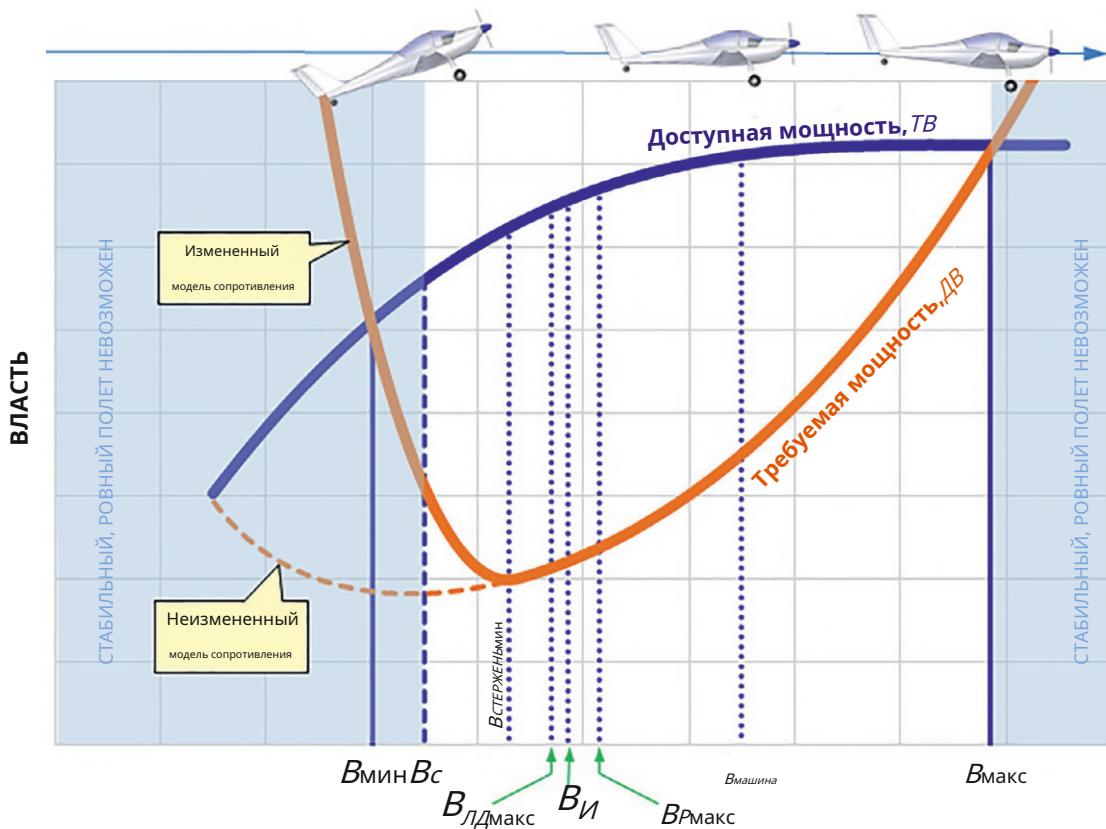
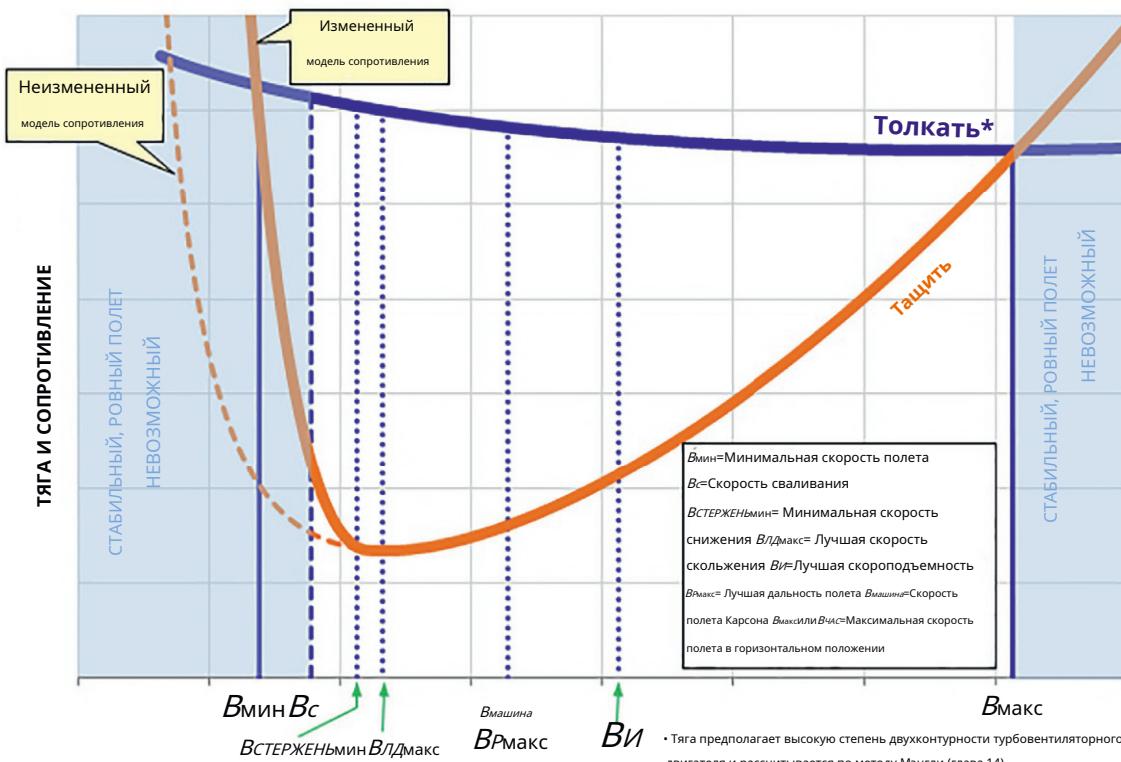
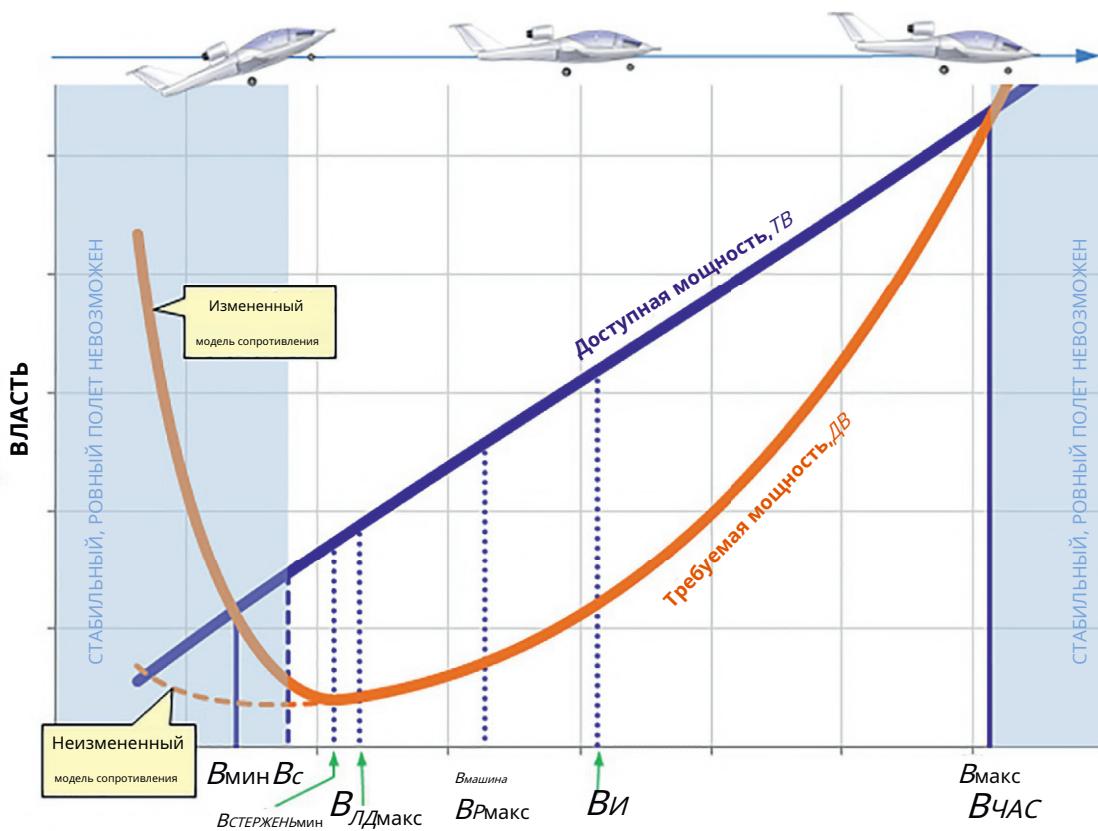


РИСУНОК 17-12

Раздел 16.2.3.

Важные скорости полета для винтового самолета в крейсерском полете. Обратите внимание, что модифицированная модель сопротивления использует метод



* Тяга предполагает высокую степень двухконтурности турбовентиляторного двигателя и рассчитывается по методу Мангли (глава 14).

РИСУНОК 17-13

Важные скорости полета реактивного самолета в крейсерском полете. Обратите внимание, что модифицированная модель сопротивления использует метод раздела 16.2.3.

РИСУНОК 17-14 Общий Вндиаграмма представлена в 14 CFR§23.333 для руководства.

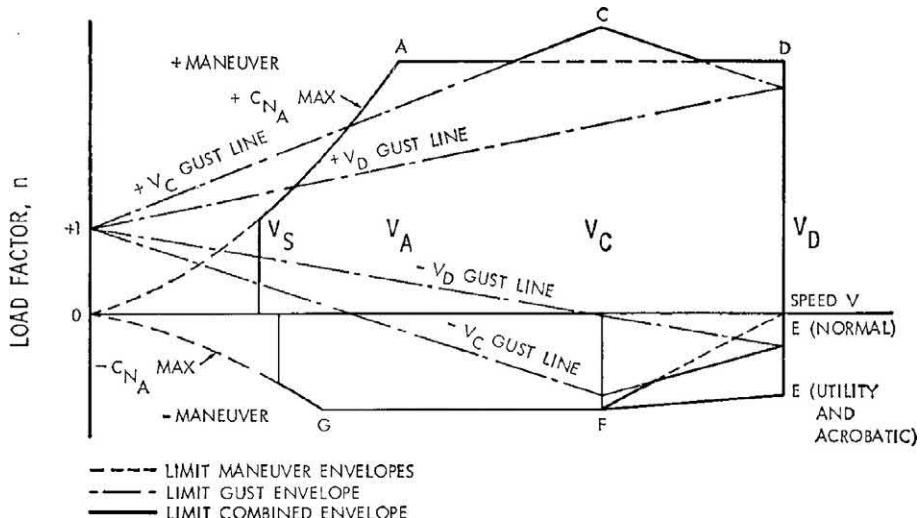


ТАБЛИЦА 17-6 Применимые свойства образца самолета.

Элемент	Символ	Ценить
Категория сертификации		Нормальный
Размах крыльев	б	38 футов
Площадь крыла	C	130 футов ²
Средняя геометрическая хорда	СМГЦ	3,42 фута
Вес брутто	Bт	1320 фунтов _в
Минимальный полетный вес	BтMIN	900 фунтов _в
Скорость сваливания (+ означает нормальную) Скорость сваливания (- означает перевернутую) Максимальная продемонстрированная	Vс(+)	46.3 КЭС
скорость горизонтального полета	Vчас	54.7 КЭС
Максимальный наклон трехмерной кривой подъема Сл(закрылки вверх)	Сл _{max}	120 КЕС
Минимум Сл(закрылки вверх) Максимум Сл(закрылки опущены) Минимум Сл(закрылки опущены)	Сл _{min}	5,25 на радиан
	Сл _{max}	-1.00
	Сл _{min}	2.10
	Сл _{min}	-0,75

17.4.1 Шаг за шагом: создайте Вндиаграмма

В этом разделе показано, как следовать правилам, чтобы подготовить Вндиаграмма для самолета в Таблица 17-6.

ШАГ 1: Установите коэффициенты нагрузки n и н₂

Согласно 14 CFR§23.337(a)(1) оцените положительный коэффициент нагрузки, который должен использоваться для самолета (обратите внимание, что он не должен быть выше 3,80):

Коэффициент нагрузки §23.337(a)(1):

$$n = \frac{24000}{Bt + 10000} \quad n_2 = \frac{24000}{1320 + 10000} \quad n = 1.42:1 \quad n_2 = 1.44:22$$

(17-33)

С $n > 3,80$, мы можем установить его как 3,80, если мы этого хотим, и это то, что мы сделаем. Затем, §23.337(b)(1) предусматривает, что отрицательный коэффициент нагрузки, n , «не может быть меньше» 0,4 раза n . На самом деле предложение означает противоположное: n может не быть больше чем $-0,4n$: Однако, может быть и меньше. Конечно, меньшее значение дает ограниченные преимущества, так как это почти наверняка приведет к утяжелению планера. Поэтому, $n = -0,4n + 1/4 \cdot 1.52$. Теперь мы можем рассчитать следующие расчетные скорости полета для условий полной массы:

ШАГ 2: Расчетная крейсерская скорость, V_c

Самолет должен быть спроектирован так, чтобы выдерживать порывистые нагрузки V_c . Цель состоит в том, чтобы спроектировать самолет для работы в турбулентном воздухе во время крейсерского полета. Правила предусматривают, что это должно быть сделано, предполагая определенное минимальное значение крейсерской скорости. Опять же, конструктор может выбрать любую скорость выше (и включая) это значение, хотя необходимо осознавать последствия выбора более высокой крейсерской скорости. Крейсерская скорость должна быть тщательно выбрана по двум следующим причинам:

- (1) Выбор «сертифицированной» крейсерской скорости ниже крейсерской скорости, на которую способен самолет (и на которой он обычно будет эксплуатироваться), потребует замедления самолета до этой скорости в условиях атмосферной турбулентности. Это будет раздражать даже самого послушного пилота и может негативно сказаться на «репутации» самолета в долгосрочной перспективе.
- (2) Выбор «сертифицированной» крейсерской скорости выше крейсерской скорости, на которую способен самолет, увеличивает скорость пикирования (см. ШАГ 3) и приводит к более тяжелому планеру, который несет меньшую полезную нагрузку. Поэтому правильное значение V_c не должна превышать ожидаемую крейсерскую скорость самолета.

Процесс выбора требует определения минимальной и максимальной крейсерской скорости, а затем

Выбирается репрезентативное значение между этими двумя. § 23.335(a)(1) минимальная расчетная крейсерская скорость не может быть менее:

$$V_{C\min} \frac{B_{\text{то}}}{C} = \frac{1320}{130} \frac{1}{105.2} \text{ KEAS} \quad (17-34)$$

Так как нагрузка на крыло составляет $1320/130 \frac{1}{105.2}$ фунта/фут² §23.335(a)(2) не применяется, но мы должны проверить §23.335(a)(3), в котором говорится, что крейсерская скорость «не должна превышать 0,9Вчас». Это максимальная расчетная крейсерская скорость:

$$V_{C\max} = 0.9 V_{\text{час}} = 0.9 \cdot 120 \frac{\text{миль}}{\text{час}} = 108 \text{ KEAS} \quad (17-35)$$

Возникает соблазн выбрать $V_{C\max}$ для этого самолета. Но сначала давайте рассмотрим результатирующие скорости пикирования, предположив, что они будут на 40% больше (согласно правилам, как будет показано вскоре). $A_{B\text{to}}/105.2$ KEAS приводит $kV_d/147.3$ КЭС. А $V_{C\max}$ требует как минимум $V_d/151$ KEAS. Однако почему бы просто не выбрать крейсерскую скорость, которая приведет к скорости пикирования 150 KEAS? Такое число легко запомнить. Конечно, выбор этой воздушной скорости на основе «удобства» не всегда является правильным решением. Но здесь это имеет смысл, и результатирующая крейсерская скорость (107 KEAS) попадает в диапазон от 105,2 KEAS до 108 KEAS.

Кроме того, поскольку это «медленный самолет», положения § 23.335(a)(4) также не применяются.

ШАГ 3: Расчетная скорость пикирования, V_d

Это максимальная скорость полета, на которую рассчитан самолет. Самолет должен быть свободен от флаттера на скорости полета до $1,2V_d$ (за §23.629). Скорость погружения рассчитывается по §23.335(b)(2) следующим образом:

$$V_d > 1:40 V_{C\min} \frac{1}{1:40 - 105:2/147:3} \text{ KEAS} \quad (17-36)$$

Однако ранее мы решили спроектировать самолет для 1,40-107/150 KEAS и это соответствует вышеуказанному минимуму. Это также соответствует предыдущему требованию §23.335(b)(1).

Обратите внимание, что пункт §23.335(b)(3) не применяется к этому самолету. Также, пункт §23.335(b)(4) может быть использован для снижения скорости пикирования. Однако соответствие требует сложного анализа и подтверждения летными испытаниями, и на данный момент мы игнорируем его и принимаем более высокую скорость пикирования 150 KEAS.

ШАГ 4: Расчетные скорости маневрирования, V_a и B_g

Это скорость полета, ниже которой самолет должен быть способен выдерживать полное отклонение управляющих поверхностей. Положительная скорость маневрирования на §23.335(c)(1):

$$V_a = \frac{B_g}{C} = \frac{3:8/90:3}{1:446:3} \text{ KEAS} \quad (17-37)$$

Эта воздушная скорость меньше, чем $V_{C\max}$ (107 KEAS) и, следовательно, соответствует §23.335(c)(2). Также вычислите отрицательную или инвертированную скорость маневрирования, обозначенную как точка G

в Рисунке 17-14. Это можно сделать за Уравнение (20-30) из Раздел 20.3.3, с использованием $\frac{1}{4}j - 1.52j \frac{1}{1,52}, C_l \frac{1}{4} j - 1.00 \frac{1}{1,00}$, и $\rho = 0.002378$ слагов/фут³. Отрицательная скорость маневрирования:

$$B_g = \frac{2 \frac{d \ln j}{d \ln V_t}}{\rho S C_{L\min}} = \frac{1/113.9}{0.002378} \text{ фут} = 0.4675 \text{ KEAS} \quad (17-38)$$

ШАГ 5: Расчетная скорость для максимальной интенсивности порыва ветра, V_b
Лучше всего рассмотреть эту воздушную скорость после того, как будет объяснена диаграмма порывистых нагрузок. Эта воздушная скорость определяется в Раздел 17.4.1.

ШАГ 6: Настройте начальную диаграмму

Определив коэффициенты перегрузки и скорости полета, можно приступить к составлению чертежа. Вндиаграмма. Это помогает прояснить, что на самом деле означают эти значения. Сначала рассмотрим Рисунок 17-15, который показывает график с осью скорости, простирающейся от 0 до 160 KEAS, и осью коэффициента нагрузки, простирающейся от -3 до 5. На этом графике нарисовано несколько вертикальных и горизонтальных линий построения для руководства остальной частью диаграммы. Также помечены шаги, предпринятые для достижения этого.

Далее выполните следующие действия, показанные на рисунке. Рисунок 17-16. Сначала начертите вертикальные линии, представляющие положительные и отрицательные скорости сваливания (см. Шаги 9 и 10). Затем начертите положительные и отрицательные линии сваливания задаются следующими выражениями:

$$\text{Положительная линия срыва: } H + \delta B \frac{1}{4} = 0.003388 \frac{B_2 C_{L\max}}{B_t} \quad (17-39)$$

$$\text{Отрицательная линия сваливания: } H - \delta B \frac{1}{4} = 0 - 0.003388 \frac{B_2 C_{L\min}}{B_t} \quad (17-40)$$

где B - это скорость воздуха в KEAS. Константа 0,003388 - это просто произведение плотности SL (0,002378 слагов/фут³) и коэффициент перевода узлов в футы/с (1,688, который возводится в квадрат из-за члена B_2^2), деленное на коэффициент «2» (как $B \frac{1}{4} \frac{1}{2} \rho B_2 C_{L\max}$). Другими словами: $0.002378 \cdot 1,688^2 / 2 \cdot 0.003388$. С двумя построенными кривыми, Вндиаграмма теперь выглядит так, как показано на Рисунок 17-16. Затем создайте сплошные линии из линий построения, чтобы обозначить контуры зоны маневрирования, как показано на Рисунок 17-17. Линии порывов будут добавлены на следующем этапе, а диаграмма будет уточнена.

(1) Порывистые нагрузки

Все самолеты подвергаются порывам ветра в горизонтальном полете. Они могут быть вызваны термическими потоками, горными волнами и другими подобными атмосферными явлениями. Поскольку самолет

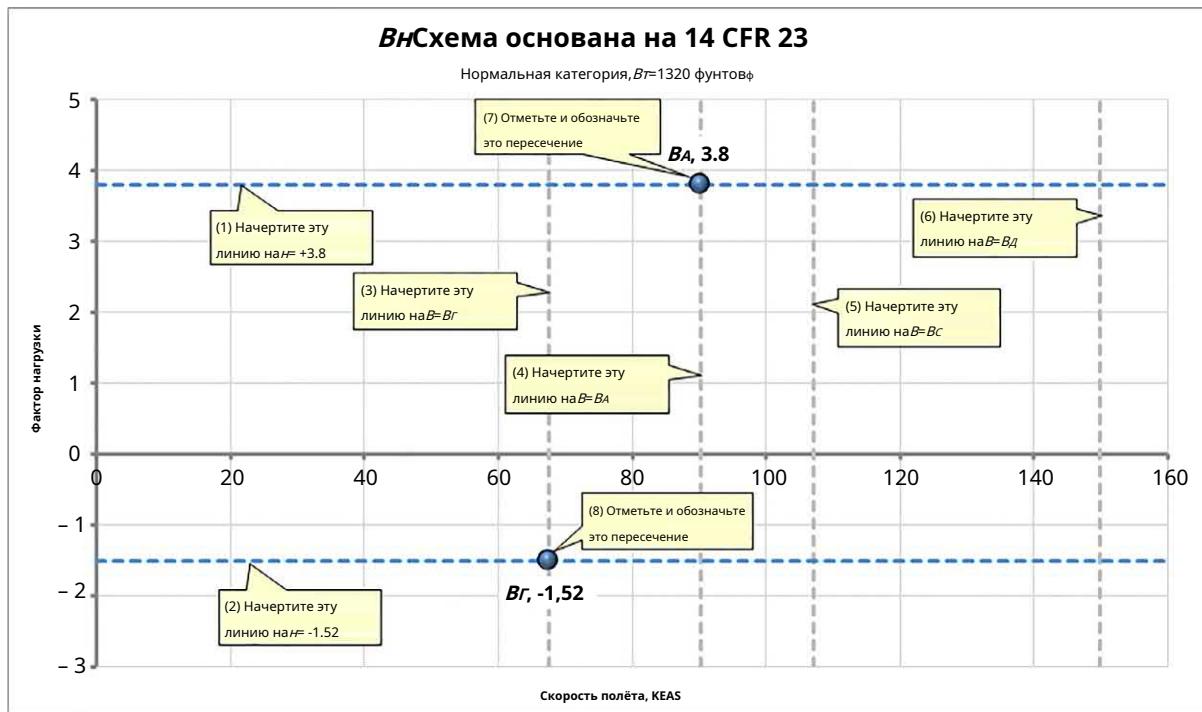


РИСУНОК 17-15 Первый шаг, предпринятый для создания Вндиаграмма. Пунктирные линии — это «линии построения», которые удаляются после завершения диаграммы.

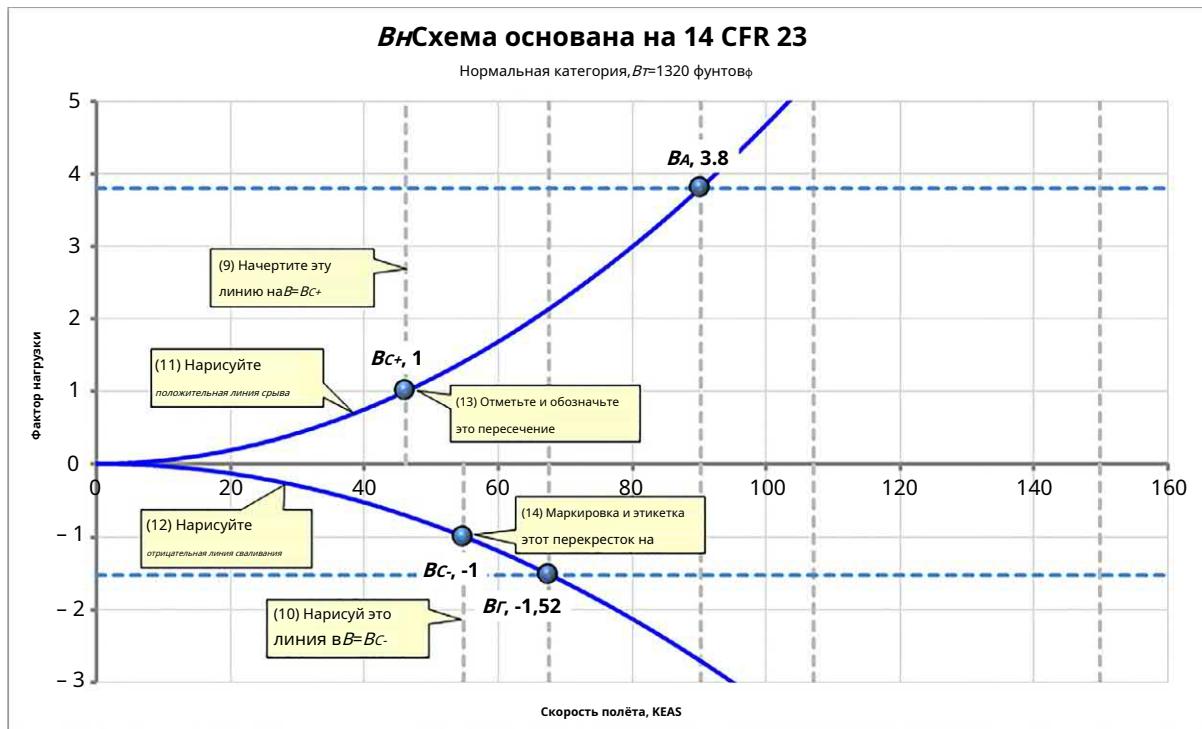


РИСУНОК 17-16 Второй шаг, предпринятый для создания Вндиаграмма.

проникает в восходящий (или нисходящий) столб воздуха, это на мгновение изменяет угол атаки. Это либо увеличивает (восходящий воздух), либо уменьшает (нисходящий воздух) подъемную силу крыла, в результате чего пассажиры ощущают «болтанку» и планер реагирует на нее. Это порывистая нагрузка.

Это зависит от скорости поступательного движения самолета и вертикальной скорости восходящего (или нисходящего) воздуха, который он проникает. Авиационные власти определяют требования к порыву ветра с точки зрения силы вертикальной скорости порыва.



РИСУНОК 17-17 Завершение маневренной части Вндиаграмма.

По величине порывистая нагрузка варьируется от «раздражающей» до настолько сильной, что может вызвать разрушение конструкции. Поэтому порывистые нагрузки должны учитываться при проектировании планера. Изменение АОА не происходит мгновенно. Скорее, оно длится конечное (хотя и короткое) время. Следовательно, результирующие порывистые нагрузки уменьшаются или «облегчаются». Заявитель может уменьшить коэффициенты порывистой нагрузки, рассчитав специальный коэффициент облегчения порыва (см. ШАГ 8).

Коэффициенты нагрузки на порывы ветра для самолетов гражданской авиации определяются в соответствии с 14 CFR§23.333(c) в соответствии со следующими правилами (см. Рисунок 17-18):

- (1) Необходимо учитывать положительную и отрицательную скорость порыва ветра 50 футов/с вдна высотах от SL до 20 000 футов. Выше 20 000 футов скорость порыва может линейно уменьшаться до 25 футов/с на высоте 50 000 футов.
- (2) Необходимо учитывать положительную и отрицательную скорость порыва ветра 25 футов/с вдна высотах от SL до 20 000 футов. Выше 20 000 футов скорость порыва может линейно уменьшаться до 12,5 футов/с на высоте 50 000 футов.
- (3) Применимо только к самолетам местной категории, необходимо учитывать положительную и отрицательную скорость порыва ветра 66 футов/с вдна высотах от SL до 20 000 футов. Выше 20 000 футов скорость порыва может быть линейно уменьшена до 38 футов/с на высоте 50 000 футов. Этот порыв должен применяться на вб.

Как было сказано ранее, фактор порывистой нагрузки снижается §23.341(c). Это предполагает, что форма порыва ветра синусоидальная, как описано следующей формулой:

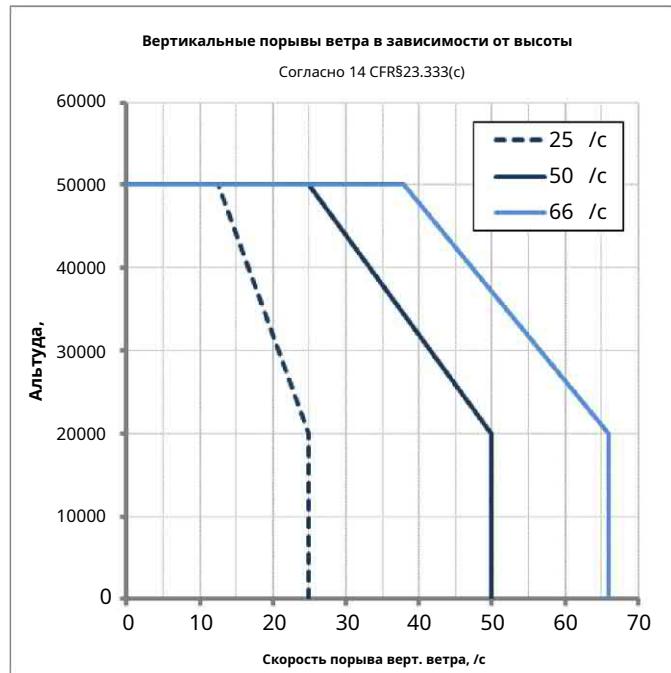


РИСУНОК 17-18 Регулирование позволяет уменьшить вертикальные порывы ветра на высотах более 20 000 футов.

$$\frac{U}{2} \text{ где } \frac{2\pi x}{25 \text{ СМГЦ}} \quad (17-41)$$

где U – вертикальная скорость порыва ветра в футах/с согласно вышеизложенному обсуждению их- это расстояние в футах, на которое проникает порыв ветра.

Обычно эта формула используется только для демонстрации природы порыва. Она не нужна для фактических расчетов нагрузки порыва, показанных ниже. Часть диаграммы нагрузки порыва создается по §23.341(c). Этот процесс требует определения реакции на порывы для указанных вертикальных скоростей порывов на §23.333(c). Для этой части конструктор должен использовать наклон подъемной кривой всего самолета, хотя наклона крыла обычно достаточно.

The Вндиаграмма должна быть построена для всех критических конфигураций, высот и весов. Таким образом, отдельные Вндиаграммы должны быть сделаны для самолета в чистой, взлетной и посадочной конфигурациях. Создание диаграммы для минимального полетного веса так же важно, как и для общего веса. В то время как воздушные нагрузки на первичную конструкцию, такую как лонжероны крыла и обшивка, больше при общем весе, инерционные нагрузки компонентов, которые не реагируют напрямую на аэродинамические нагрузки (например, двигатели, авионика и т. д.), выше при минимальном весе, чем при общем весе.

ШАГ 7: Расчетные параметры, связанные с порывами ветра

Начните с расчета отношения массы самолета к массе по §23.341(c) следующим образом:

$$\mu_{\text{г}} \frac{2\delta B = C_p}{\rho C_m g C_L a_g} \frac{1/4}{\delta 0:002378 \delta 3:42 \delta 5:25 \delta 32:174} = 14:77 \quad (17-42)$$

Затем используйте это для вычисления коэффициента смягчения порывов ветра, как показано ниже:

$$K_r \frac{1}{4} \frac{0:88 \mu_{\text{г}}}{5:3 + \mu_{\text{г}}} \frac{1/4}{0:88 \delta 14:77} = 0:6476 \quad (17-43)$$

ШАГ 8: Рассчитайте коэффициент порывистого ветра как функцию скорости полета

При наличии данных в STEP 7 коэффициент нагрузки для каждой из четырех вертикальных скоростей порывов ветра (50 футов/с при $V_{\text{сп}} = 25$ футов/с при $V_{\text{вн}}$) можно определить из:

$$Hr \frac{1}{4} + \frac{K_r U_{de} B K_{La}}{498 \delta B = C_p} \quad (17-44)$$

где $V_{\text{сп}}$ это воздушная скорость в KEAS. Уравнение (17-44) используется для построения четырех линий порывов ветра (Рисунок 17-19). Затем объедините две диаграммы и сформируйте одну. Обратите внимание, что возникла потенциальная проблема, в которой положительная линия порыва 50 футов/с проходит выше $V_{\text{сп}}$ не ниже, как показано на Рисунке 17-14. Это будет рассмотрено на следующем этапе.

ШАГ 9: Рассчитайте коэффициент порывистого ветра как функцию скорости полета

На этом этапе интересно определить непосредственно положительные и отрицательные коэффициенты нагрузки порыва. Это достигается с помощью уравнения (17-44):

$$Hr \frac{1}{4} + \frac{\delta 0:6476 \delta 50 \delta 107 \delta 5:25 \delta}{498 \delta 1320 = 130} = 14:60$$

Аналогично, отрицательный коэффициент нагрузки от порывов ветра можно найти по формуле:

$$Hr \frac{1}{4} + \frac{\delta 0:6476 \delta -50 \delta 107 \delta 5:25 \delta}{498 \delta 1320 = 130} = 4:2:60$$

ШАГ 10: Завершить диаграмму порывов ветра

Теперь можно подготовить окончательное представление диаграммы. Это делается путем определения всех пересечений



РИСУНОК 17-19 Первоначальное построение линий порывов ветра.

V-n Diagram based on 14 CFR 23

Normal Category, $W = 1320 \text{ lb}_f$

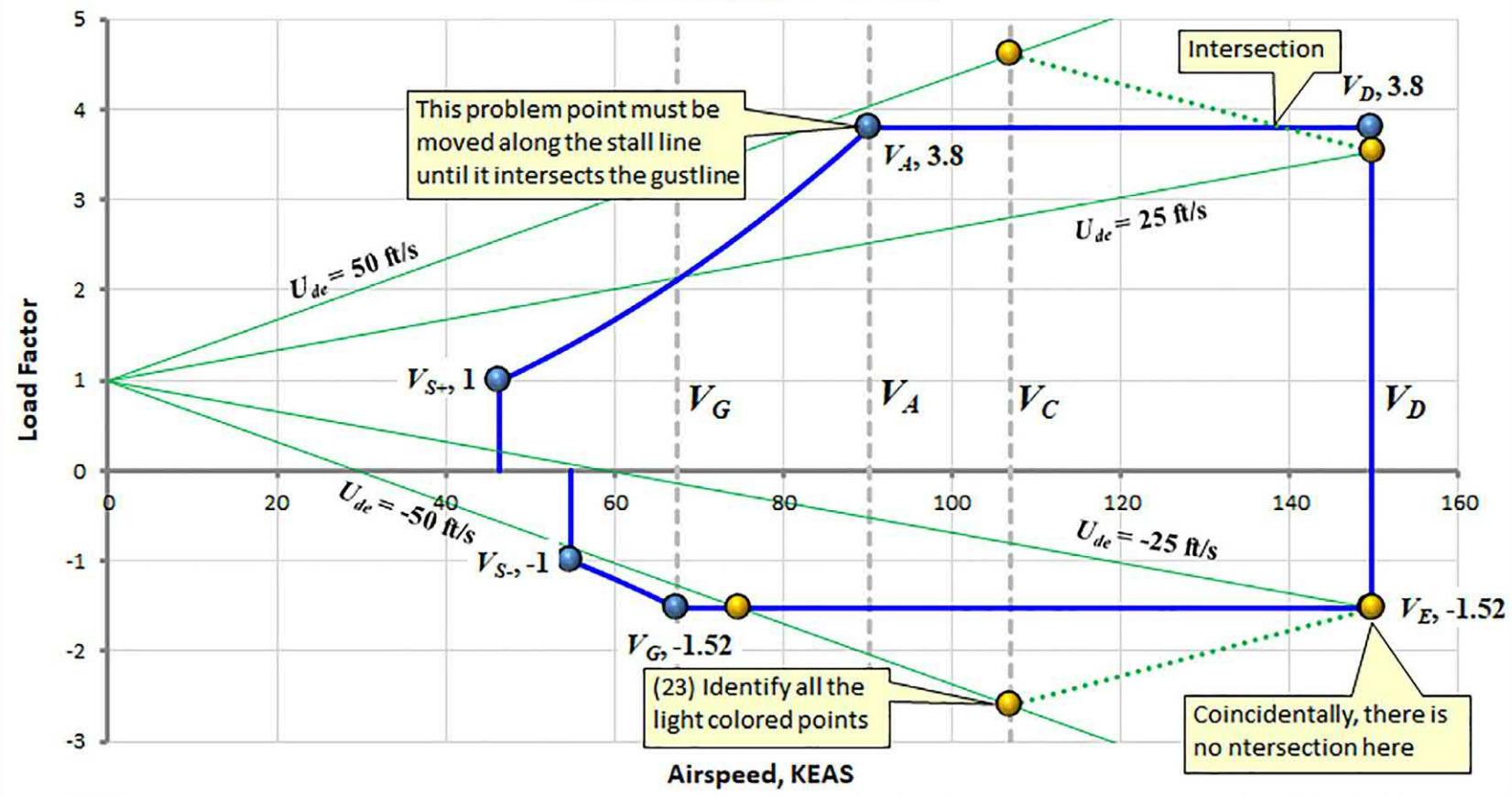


РИСУНОК 17-20 Уточнение влияния линий порывов на общую *Vn*-диаграмму.

между двумя схемами, соедините их по мере необходимости линиями и устранитте любые возможные проблемные области (см.[Рисунок 17-20](#)). Именно здесь становится очевидна причина выбора именно этого самолета. По мнению автора, схема [Рисунок 17-14](#) по своей природе является доброкачественным. Тот, который создается здесь, представляет собой проблему, которая на первый взгляд кажется пугающей, но мы должны быть в состоянии справиться с ней с уверенностью. Проблема в основном ограничивается самолетами с низкой нагрузкой на крыло и вызвана слишком крутыми линиями порывов.

(2) Удобные соотношения для определения местоположения пересечений

При построении коэффициентов перегрузки порывов часто необходимо определить скорость полета, при которой возникает определенный коэффициент перегрузки. Это полезно при определении пересечения линий маневрирования и порывов. Для этого можно использовать следующие выражения:

$$\text{Если } n > 0 \text{ используйте эту формулу: } B^{1/4} = \frac{498\delta B = C_p H - 1}{K_r U_{de} C_{L_a}} \quad (17-45)$$

$$\text{Если } n < 0 \text{ используйте эту формулу: } B^{1/4} = \frac{498\delta B = C_p 1 - H}{K_r U_{de} C_{L_a}} \quad (17-46)$$

Чтобы определить, как расширить положительную линию сваливания до положительных линий порывов 50 футов/с или 66 футов/с, коэффициент нагрузки рассчитывается по уравнению [\(17-39\)](#), должно быть равно уравнению [\(17-44\)](#). К сожалению, выражение более сложное, но пересечение зависит от решения следующего квадратного уравнения:

$$H^{1/4} N + \delta B P = 709:5 \rho C_L P B_{max}^{1/4} \quad (17-47)$$

$$- K_r U_{de} C_{L_a} B - 498 \delta B = C_p 1/40$$

Таким образом, новый B становится (игнорируя отрицательное решение):

$$\begin{aligned} & \delta B = 709:5 \cdot 0:002378 P \cdot 1:4 P B_{2a} - pp \cdot 0:6476 P \cdot 50 P \cdot 5:25 P \\ & B = 498 \delta B \cdot 1320 = 130 P \cdot 1/40 \\ &) \quad 2:362 \quad B = 170:0 \\ &) \quad B = 1/4 \cdot 94:6 \text{ KEC} \end{aligned}$$

Уравнение [\(17-47\)](#) также удобно позволяет скорость проникновения порыва, необходимо определить (принимая во внимание, что вертикальная скорость порыва ветра для данного состояния определяется выражением $U_{de}^{1/4} = 66$ футов/с):

$$\begin{aligned} & \delta B = 709:5 \rho C_{L_{max}} P B - 66 K_r C_{L_a} \\ & qffiff ... \\ & B = \frac{33 K_r C_{L_a} + 1089 K_r C_{L_a}}{709:5 \rho C_{L_{max}}} \quad , \\ & B = 498 \delta B = C_p 1/40 \\ & 2 + 498 \cdot 709:5 \delta B \rho C_{L_{max}} = C_p \end{aligned} \quad (17-48)$$

(3) Завершение полета

Последний шаг в подготовке диаграммы — это объединение огибающих маневрирования и порывов. Это показано на [Рисунок 17-21](#). Затененная область — это область, где самолет должен продемонстрировать безопасную работу во время сертификации. Все коэффициенты нагрузки представляют предельные нагрузки и их необходимо умножить на коэффициент запаса прочности 1,5, чтобы получить предельные нагрузки.

(4) Схемы с развернутыми устройствами большой подъемной силы

Обратите внимание, что для эффективного развертывания высокоподъемных устройств требуется подготовить отдельный конверт. Этот конверт будет иметь свой собственный V_a , B_d (который называется скорость выпуска закрылков, обозначается как V_{fz}), коэффициент маневренной нагрузки и т. д. Нормативные требования к установлению этих значений изложены в соответствующих нормативных актах.

Лоскут часто накладывается на [диаграмму](#) для чистой конфигурации.

17.4.2 Диапазоны полета для различных самолетов АОН

Хотя детали создания [диаграммы](#) изложены в применимых правилах, не все аспекты этого руководства ясны. По этой причине легко стать неуверенным в форме окончательной диаграммы. Изображения [Рисунок 17-22](#) дать некоторые указания относительно того, какую форму ожидать в зависимости от категории сертификации.

ПРИМЕЧАНИЕ: [диаграммы](#) [Рисунок 17-22](#) не отражают использование подъемных устройств.

17.5 ОБРАЗЕЦ САМОЛЕТА

Как проектировщики самолетов, мы должны заботиться о точности расчетов и осознавать важность сравнения результатов расчетных методов с реальными самолетами. Метод, неспособный разумно предсказать производительность реального самолета, в лучшем случае ограничен, а в худшем — сомнителен. Это помогает с выбором

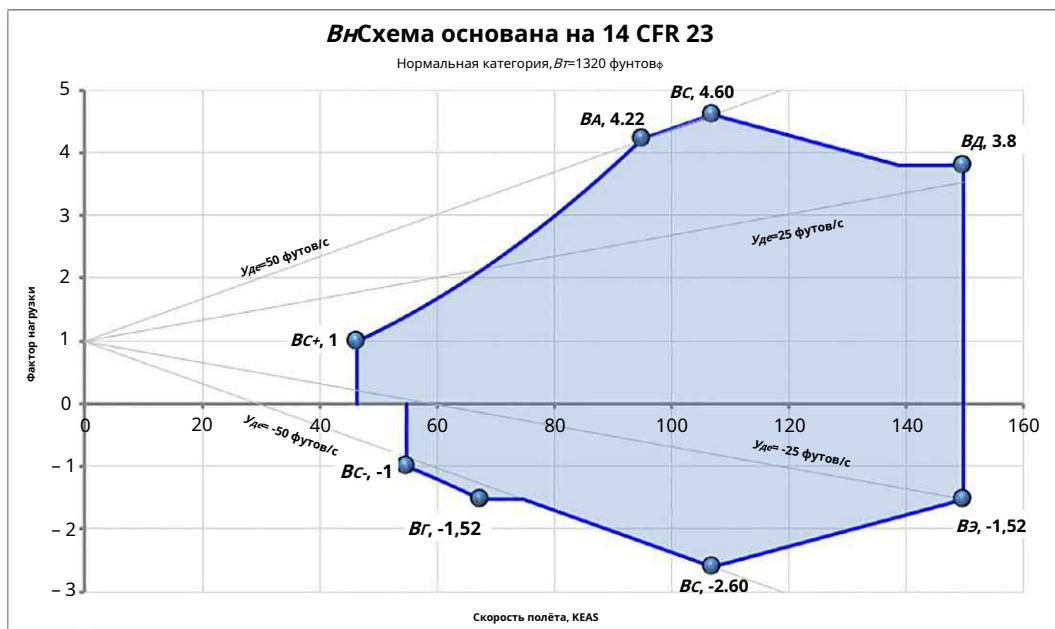


РИСУНОК 17-21 Завершенный Вндиаграмма.

правильного метода. В этом разделе представлены два самолета, которые используются для демонстрации концепций производительности: Cirrus SR22 и Learjet 45. Первый — поршневой винтовой самолет, а второй — двухмоторный бизнес-джет. Используя эти самолеты, расчетные значения будут сравниваться с опубликованными данными, что даст ценную информацию о точности методов.

17.5.1 Циррус SR22

SR22 (см. Рисунок 17-23) разработан и изготовлен компанией Cirrus Aircraft из Дулута, штат Миннесота. Самолет был задуман как более мощная производная от полностью композитного SR20, разработанного в середине 1990-х годов. SR22 — это четырехместный, одномоторный, высокопроизводительный туристический самолет, и с 2003 года он остается самым продаваемым самолетом в своем классе. Оснащенный 310-сильным шестицилиндровым горизонтально-оппозитным поршневым двигателем Continental IO-550, он развивает крейсерскую скорость 185 KTAS при 75% мощности на высоте 8000 футов. Несмотря на высокие характеристики, он разработан с учетом безопасности эксплуатации. SR20 стал первым самолетом в истории авиации, сертифицированным с аварийным парашютом, способным опустить весь планер в случае чрезвычайной ситуации. На момент написания этой статьи (ноябрь 2020 г.) парашютная система Cirrus Airframe Parachute System (CAPS) спасла жизни около 207 человек, совершив 115 преднамеренных раскрытий. [11]. Таблица 17-7 показывает свойства этого самолета, которые обычно используются в примерах в этом тексте. Все данные получены с сайта производителя

(www.cirrusaircraft.com), используя опубликованные данные о производительности и методы анализа, представленные в этой книге. Все геометрические данные были получены путем масштабирования трех видов в Рисунок 17-24. Предполагаемые значения отмечены знаком «*».

Читатель должен помнить, что извлечение данных, которое должно быть реализовано для SR22, может быть выполнено для любого другого самолета. Нужны только опубликованные геометрические, инерционные и эксплуатационные данные, а также пропорционально правильный чертеж в трех проекциях. Такие данные можно получить из Type Certificate Data Sheet (TCDS [12]) и Pilots Operation Handbook (POH), оба из которых легко доступны; первый — на веб-сайте FAA (www.faa.gov) и последнее от пилотов. Однако будьте осторожны: данные РОН защищены авторским правом и не могут быть опубликованы в указанном здесь порядке. Cirrus Aircraft любезно предоставила разрешение на представление данных, извлеченных в этом тексте, и это удача, потому что SR22 имеет гораздо более захватывающие характеристики производительности и управляемости, чем большинство самолетов в своем классе, и, таким образом, предлагает большой потенциал для обучения тому, как проектировать быстрые и эффективные одномоторные самолеты.

17.5.2 Лирджет 45

Концепции производительности реактивных самолетов будут продемонстрированы на примере бизнес-джета класса Learjet 45 (см. Рисунок 17-25). Learjet был основан американским изобретателем и влиятельным бизнесменом Уильямом П. Лилем (1902–1978). Learjet выпустил ряд хорошо

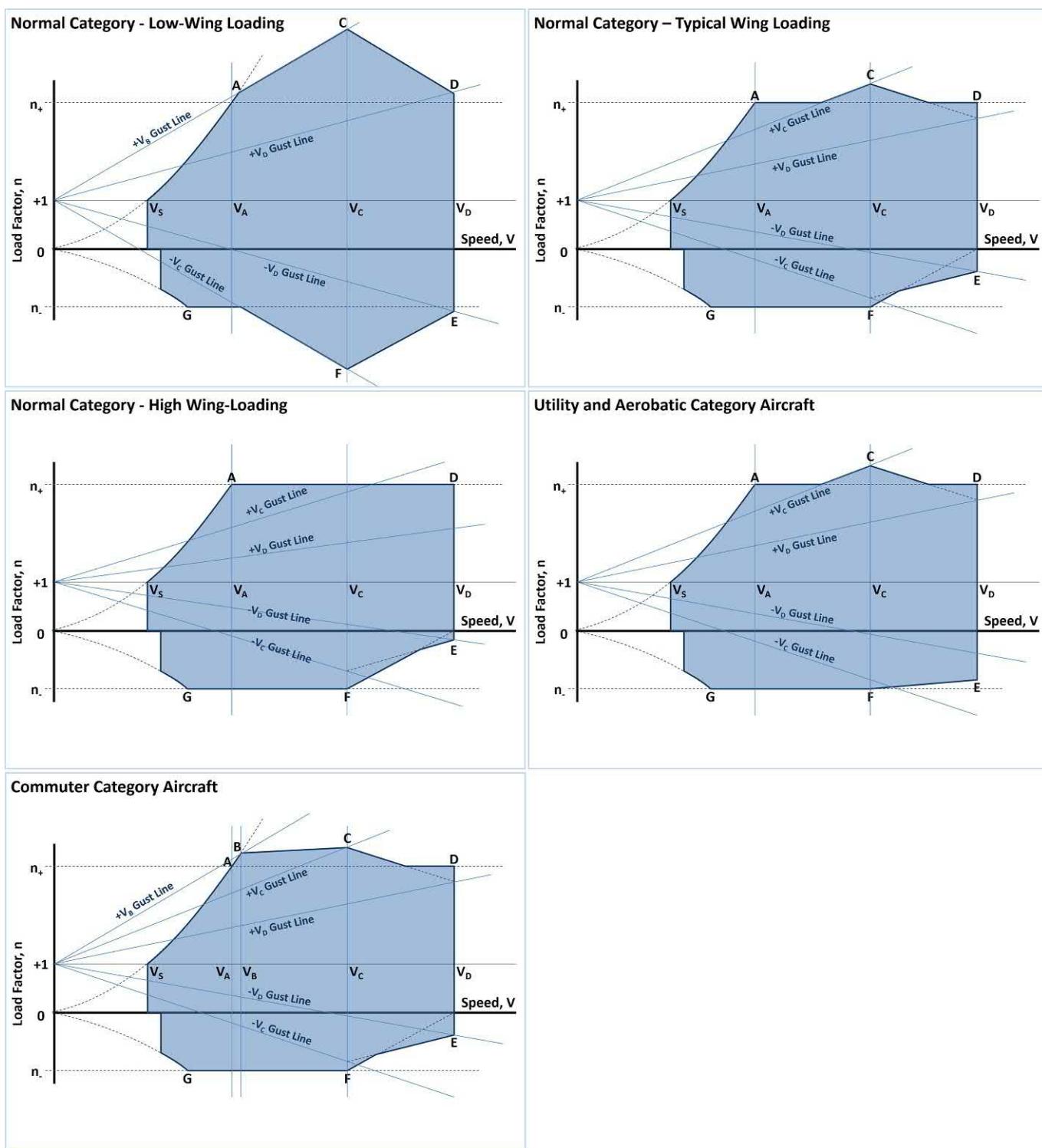
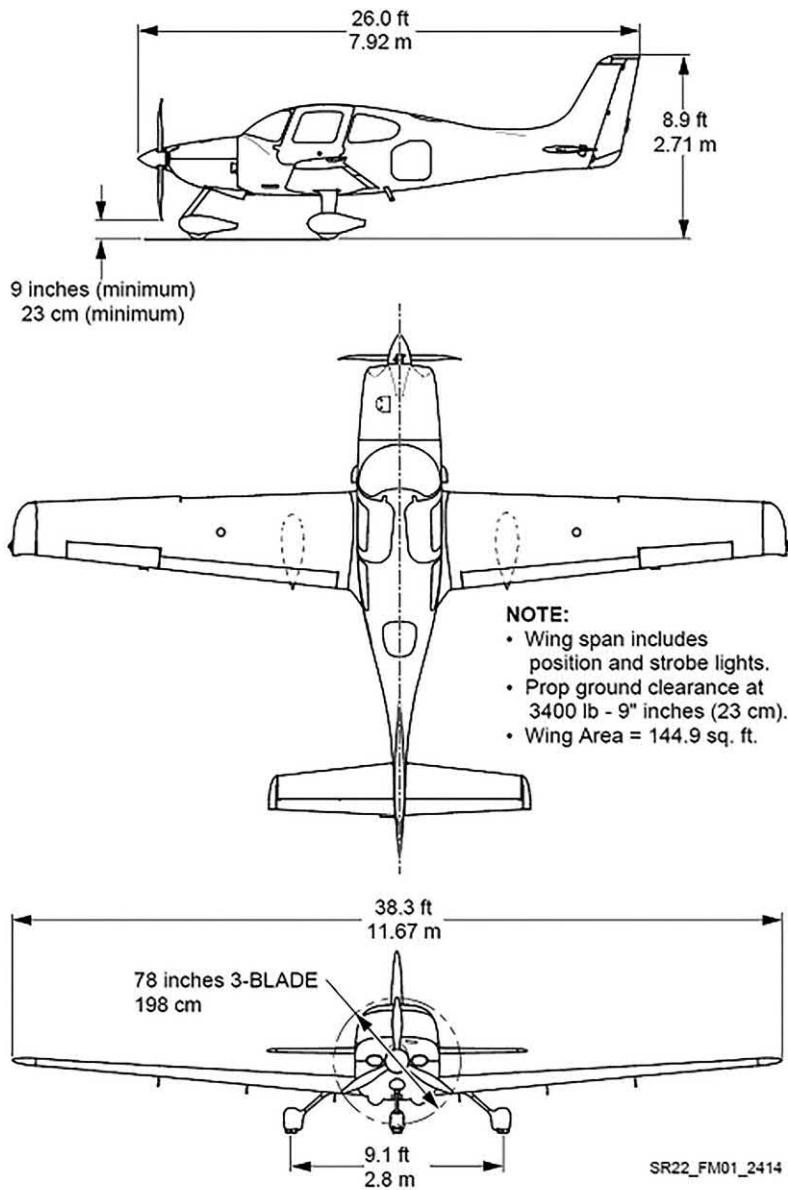


РИСУНОК 17-22 Типичные вдиаграммы для выбранных категорий сертификации.

известные бизнес-джеты, начиная с Learjet 23. В 1969 году Learjet объединилась с Gates Aviation, образовав Gates Learjet Corporation. В 1990 году компания была приобретена Bombardier Aerospace. Разработка 45 была объявлена Bombardier в сентябре 1992 года, а

Первый полет прототипа самолета состоялся 7 октября 1995 года. Сертификация FAA была получена в сентябре 1997 года. Самолет оснащен двумя двигателями Honeywell TFE731-20 с системой FADEC и оснащен внутренним вспомогательной силовой установкой (APU) для наземного питания.

Section 1
General
Cirrus Design
SR22

Figure 1-1
Airplane Three View

1-4

Information Manual
March 2010

РИСУНОК 17-23 Cirrus SR22 с трех ракурсов. Авторские права 2021 Cirrus Aircraft или ее филиалы. Все права защищены. Изображение воспроизведено с разрешения Cirrus.

Learjet 45 был представлен в октябре 1995 года. Опубликованные и «предполагаемые» параметры для 45-го самолета представлены в [Таблица 17-8](#). Он собран из ссылок.[\[13, 14\]](#).

Обратите внимание, что некоторые из приведенных ниже спецификаций неточны. Сравнивая расчетные и опубликованные

производительность, $C_{d\min}$ кажется слишком большим (получается из исх.[\[15\]](#) для Learjet 24D вместо реального самолета). Независимо от этого, это не уменьшает его полезности в примерах производительности. Предполагаемые значения отмечены «*».

ТАБЛИЦА 17-7 Общие характеристики Cirrus SR22.

Элемент	Символ	Ценить
Размах крыльев	б	38,3 фута
Площадь крыла	С	144,9 фута ²
Уравнение хорды крыла	с(у)	5,18-0,1342 г (фут)
Крыло средняя геометрическая	СМГц	4,03 фута
хорда Размах расположение смгц	УМГц	8,51 фута
Соотношение сторон крыла	AP	10,12
Вес брутто	Вт	3400 фунтов ⁶
Двигатель	1-Континентальный IO-550	
Максимальная мощность на SL Постоянная	П	310 л.с.
сопротивления, вызванного подъемной силой	К	0,04207*
Минимальный коэффициент сопротивления Сл	С _{дмин}	0,02541*
минимального сопротивления Максимум Сл	С _{лмакс}	0,20*
(закрылки подняты) Максимум Сл(закрылки для	С _{лмакс}	1,41
то)	С _{лмин}	1,99
Базовый ($\alpha=0$) Сл	С _{л0}	0,2*

*Предполагаемые значения.

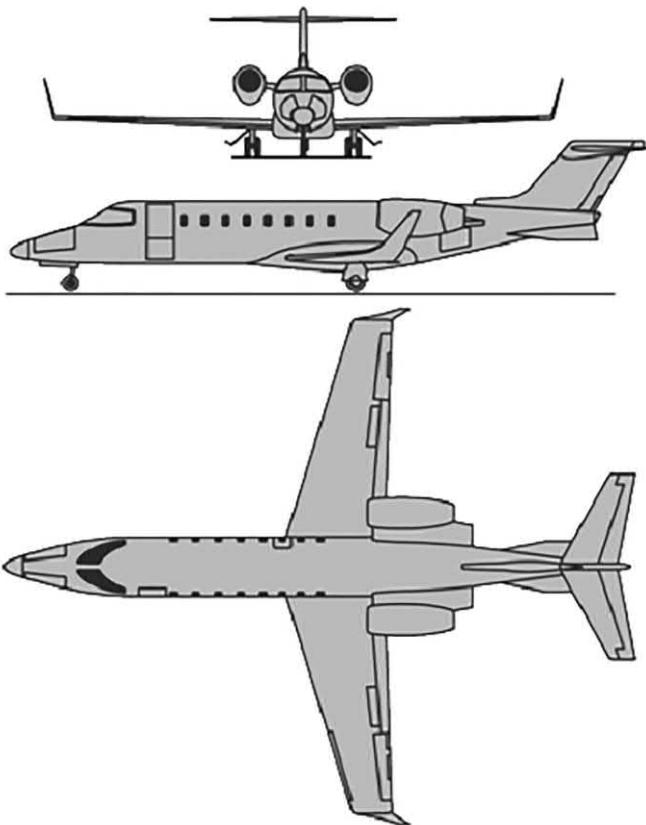


РИСУНОК 17-25 Learjet 45, 3 вида.

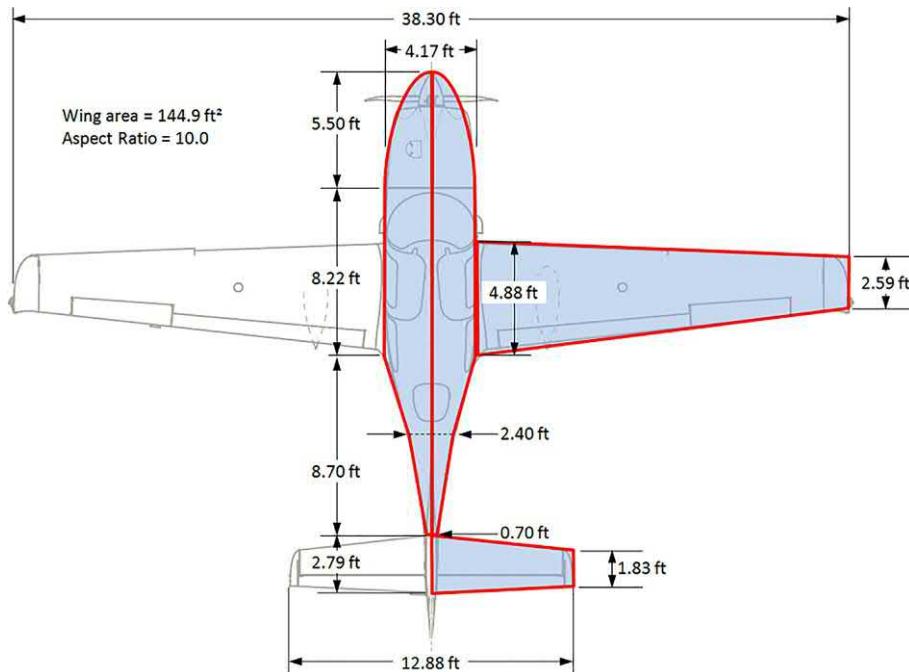


РИСУНОК 17-24 Масштабирование вида сверху на основе размаха крыла в трех проекциях Рисунок 17-23 дает следующие размеры. Авторские права 2021 Cirrus Aircraft или ее филиалы. Все права защищены. Изображение воспроизведено с разрешения Cirrus.

ТАБЛИЦА 17-8 Общие характеристики Learjet 45.

Элемент	Символ	Ценить
Размах крыльев	б	47,78 футов
Площадь крыла	С	311,6 футов ²
Соотношение сторон крыла	АР	7,33
Коэффициент конусности крыла	λ	0,391
Вес брутто	Вт	21 500 фунтов ^ф
Двигатели (турбореактивные двухконтурные с малой степенью двухконтурности) Максимальная тяга на SL	2-Honeywell TFE731-20	
Коэффициент байпаса	БПР	2,8
Константа сопротивления, вызванного подъемной силой*	К	0,05236*
Минимальный коэффициент лобового сопротивления	Сд _{мин}	0,0200*
(чистый) Минимальный коэффициент лобового сопротивления (TO)* Сл _{минимального сопротивления} *	Сл _{минд}	0,2*
МаксимумСл(закрылки вверх) МаксимумСл(закрылки 8 градусов)	Сл _{макс}	1.527
МаксимумСл(закрылки 20 градусов)	Сл _{макс}	1.718
МаксимумСл(закрылки 40 градусов)	Сл _{макс}	1.857
Базовый (а40 градусов)Сл*	Сло	0*
Передаточное отношение дроссельной заслонки*	TP	1.072*

*Предполагаемые значения.

УПРАЖНЕНИЯ

(1) Определите давление, температуру, плотность и соответствующие соотношения для следующих условий:

- (а) Высота 10 000 футов при температуре наружного воздуха (OAT), отличающейся примерно на -30°F, 0°F и 30°F от температуры ISA. (ISA - это 0°F состояние).
- (б) Высота 8,4 км для OAT, отличающаяся примерно на -30°C, 0°C, и 30°C от температуры ISA.

Ответ: (а) $\frac{1}{4}1455$ фунтов на кв. фут для всех условий, $T_{-30^{\circ}\text{F}} = 4453^{\circ}\text{F}$, $T_{0^{\circ}\text{F}} = 4483^{\circ}\text{F}$, $T_{30^{\circ}\text{F}} = 4513^{\circ}\text{F}$, $p_{-30^{\circ}\text{F}} = 10,001872$ слагов/фут³, $p_{0^{\circ}\text{F}} = 10,001756$ слагов/фут³, $p_{30^{\circ}\text{F}} = 10,001653$ слагов/фут³.

(2) Переведите следующие скорости полета в футы/с:

- (а) 189 км/ч
- (б) 16,6 дюймов/с
- (с) 795 миль/ч
- (г) 321 узел
- (е) 56,1 м/с
- (ж) 23 фарлонга/две недели
- (г) Средняя скорость 121 миля/ч, 65 узлов и 110 км/ч.
- (час) 19 510 нм/неделя

Ответ: (а) 172,2 фута/с, (б) 0,0003843 фута/с, (с) 1166 фута/с, (д) 541,8 фут/с, (е) 184,1 фут/с, (ф) 0,01255 фут/с, (г) 90,13 фут/с, (ж) 0,05445 фут/с.

(3) Переведите следующие скорости полета в узлы:

- (а) 125 км/ч
- (б) 65 800 дюймов/ч
- (с) 698 миль/ч
- (г) 452 км/день
- (е) 195,3 м/с
- (ж) 22,5 фарлонга/две недели
- (г) Средняя скорость 32 мили/ч, 48 м/с и 62 км/ч.
- (час) 582 км/неделя

Ответ: (а) 67,49 узлов, (б) 0,9025 узлов, (с) 606,6 узлов, (д) 10,17 узлов, (е) 379,6 узлов, (ф) 0,007274 узлов, (ж) 51,53 узла, (з) 1,871 узла.

(4) Определите KTAS для следующих скоростей и высот (все скорости являются калиброванными).

- Игнорировать скимаемость:
- (а) 150 м/с на высоте 10 550 м
 - (б) 276 км/ч на высоте 3,3 статутных миль
 - (с) 432 фута/с на высоте 7,6 км
 - (г) 299 миль/ч на высоте 5,6 морских миль

Ответ: (а) 519,9 KTAC, (б) 195,5 KTAC, (в) 381,9 KTAC, (г) 458,1 килотонн в секунду.

(5) Определите KTAS для следующих скоростей и высот полета, а также OAT (без учета скимаемости):

- (а) 225 KCAS на высоте 6000 футов в ISA.
 - (б) 145 узлов на высоте 15 000 футов на высоте ISA+20°.C.
- Погрешность прибора составляет -3 KIAS.

- (с) 270 КИАС на высоте 35 000 футов на ИСА-20°.C.
- Погрешность прибора составляет +1,2%.

Ответ: (а) 246,1 KTAC, (б) 185,8 KTAC, (в) 468,0 KTAC.

(6) Определите KIAS для следующих скоростей и высот полета, а также OAT (без учета скимаемости):

- (а) 225 узлов на высоте 6000 футов на высоте ISA.
 - (б) 145 KTAS на высоте 15 000 футов на высоте ISA+20°.C.
- Погрешность прибора составляет -3 KIAS.

- (с) 270 узлов на высоте 35 000 футов на ISA-20°.C.
- Погрешность прибора составляет +1,2%.

Ответ: (а) 205,7 КИАС, (б) 107,8 КИАС, (в) 159,5 КИАС.

(7) Определите KGS для следующих скоростей и высот воздуха, а также значений OAT и скорости ветра (без учета скимаемости):

- (а) 225 KTAS на высоте 6000 футов по ISA.
- Встречный ветер 35 узлов.
- (б) 227 KAS на высоте 15 000 футов на высоте ISA+15°.C.
- Погрешность прибора +2,5 KIAS. Встречный ветер - 18 узлов.

(с)270 КИАС на высоте 35 000 футов на ИСА-30°С. Погрешность прибора +2,8%. Встречный ветер -95 узлов.

Ответ: (а) 190 сомов, (б) 315,6 сомов, (в) 558,3 сомов.

(8) Определите KTAS, KEAS и KCAS для самолета, летящего со скоростью M₁=0,8 на высоте 36 000 футов в стандартный день. Если погрешность прибора составляет -3,5 КИАС, определите также и приборную скорость.

(9) Создайте диаграмму Vn для самолета, представленного в таблице ниже.

Элемент	Символ	Ценить
Категория сертификации		Нормальный
Размах крыльев	б	39 футов
Площадь крыла	C	220 футов ²
Средняя геометрическая хорда крыла	СМГЦ	4,5 фута
Полная масса	Вт	6000 фунтов ^ф
Минимальный полетный вес	Вт _{мин}	4000 фунтов ^ф
Скорость сваливания (полный вес, закрылки выпущены)	Вс(+)	59 КЕС
Скорость сваливания (полный вес, закрылки выпущены)	Вс(-)	68 КЕС
Максимальная скорость горизонтального полета	ВЧАС	350 КЕС
Максимальный наклон трехмерной кривой подъема С _l (закрылки подняты)	С _l _а	4,6 на радиан
Минимум С _l (закрылки подняты) Максимум С _l (закрылки опущены)	С _l _{макс}	1.50
С _l (закрылки подняты) Минимум С _l (закрылки опущены)	С _l _{мин}	- 1.10
		2.31
		- 1,74

Ссылки

- [1] А. Миле, Механика полета – Теория траекторий полета, Издательство «Довер», 1990.
- [2] <http://www.fai.org/records/powerd-aeroplanes-records>. (Дата обращения 21 ноября 2020 г.).
- [3] <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Helios/index.html>. (Дата обращения 21 ноября 2020 г.).
- [4] ТЕ Нолл, JM Браун, ME Перес-Дэвис, SD Ишмаэль, GC Тиффани, М. Гайер, Расследование аварии прототипа самолета Helios, том I Отчет о аварии, NASA, январь 2004 г. Доступно с http://www.nasa.gov/pdf/64317main_helios.pdf. (Дата обращения 21 ноября 2020 г.).
- [5] Аноним, Стандартная атмосфера США 1976 г., Национальное управление океанических и атмосферных исследований, 1976.
- [6] М. Риттер, Физическая среда. Электронная книга онлайн. https://www.earthonlinemedia.com/ebooks/tpe_3e/atmospheric_moisture/lapse_rates_1.html. (Дата обращения 21 ноября 2020 г.).
- [7] <http://www.vaisala.com/humiditycalculator/help/index.html#calculating-humidity>. (Дата обращения 21 ноября 2020 г.).
- [8] Р. Стапл, Практическая метеорология – обзор атмосферной науки на основе алгебры, Университет Британской Колумбии, Канада, 2016.
- [9] Аноним, Boeing 757 FCOM, Boeing 757-27B/-208/-256/-308, Руководство по эксплуатации летного экипажа, Самолеты Boeing, 2011.
- [10] Дж. Д. Андерсон, Основы аэродинамики, шестое издание, McGraw-Hill, 2011.
- [11] Источник. <http://www.cirruspilots.org/Content/CAPSHistory.aspx>.
- [12] TCDS A00009CH, Cirrus Design Corporation, редакция 18, 29.12.2011, FAA, 2011.
- [13] П. Джексон (ред.), «Джейнс Все самолеты мира» 1998–99, Ежегодники Джейн, 1999.
- [14] Аноним, Learjet 45 – Руководство по летной эксплуатации самолета, одобренное ФАУ, Бомбардье Аэроспейс, 2004.
- [15] ЛПТ Содерман, TH Эйкен, Натурные испытания в аэродинамической трубе небольшого безмоторного реактивного самолета с Т-образным хвостовым оперением, НАСА TN-D-6573, ноябрь 1971 г.

18

Производительность — Взлет

КОНТУР

18.1 Введение	785	18.2.8 Определение времени до старта	794
18.1.1 Содержание этой главы	786	18.3 Проведение анализа взлета	795
18.1.2 Какие анализы мне необходимо сделать?	786	18.3.1 Расчет расстояния пробега по земле, S_{Γ}	795
18.1.3 Важные сегменты фазы ТО	786	18.3.2 Расчет расстояния вращения, $S_{\Gamma\text{гиение}}$	802
18.2 Основные соотношения для разбега	790	18.3.3 Расчет расстояния перехода, $S_{\text{тр}}$	802
18.2.1 Общая схема свободного тела для бега по земле	790	18.3.4 Расчет расстояния преодоления препятствия, S_c	804
18.2.2 Основные кинематические соотношения	791	18.3.5 Расчет длины сбалансированного поля, $S_{\text{бф}}$	805
18.2.3 Уравнение движения для наземного пробега ТО	791	18.3.6 Исследования чувствительности к взлету	807
18.2.4 Формулировка требуемых аэродинамических сил	792	18.4 База данных — ТО-характеристики выбранных самолетов	808
18.2.5 Решение кинематических задач с использованием численного интегрирования	792	Упражнения	809
18.2.6 Определение скорости отрыва	794	Ссылки	810
18.2.7 Коэффициенты трения о грунт	794		

18.1 ВВЕДЕНИЕ

Анализ характеристик целесообразно начать с одного из важнейших маневров, выполняемых любым самолетом: снимать (К). **Рисунок 18-1** показывает организационную карту, отображающую ТО среди других субъектов теории производительности. Проектировщик должен понимать не только возможности нового самолета во время ТО, но также его ограничения и чувствительность. В этой главе представлена формулировка уравнения движения для маневра ТО и представлены практические методологии решения как для винтовых, так и для реактивных самолетов.

Производительность ТО обычно относится к расстоянию, необходимому для разгона самолета из состояния покоя до взлета, и расстоянию, необходимому для достижения безопасного начального набора высоты. Самолеты обычно проектируются с учетом конкретных требований к длине взлетно-посадочной полосы. Это диктует требования к силовой установке, поскольку большинству самолетов требуется гораздо больше мощности для ТО и набора высоты, чем во время крейсерского полета. Примером могут служить коммерческие самолеты. Новая конструкция должна работать с взлетно-посадочных полос

используемые конкурентами, и желательно требующие более коротких взлетно-посадочных полос, поскольку это может дать им конкурентное преимущество.

Требования к расстоянию до пункта назначения указаны в типовом запросе на предложение (RFP) требует серьезного рассмотрения. Необходимо определить не только расстояние ТО на ISA и SL, но и чувствительность к подъему взлетно-посадочной полосы и жарким дневным условиям на большой высоте. Может быть даже сочетание высокой температуры воздуха на большой высоте. Все это отрицательно сказывается на возможностях самолета. Например, международный аэропорт Марискаль Сукре в Кито, Эквадор, находится на высоте 9228 футов. Он представляет собой эксплуатационную проблему для коммерческих самолетов. Самый большой тип самолетов, которые регулярно выполняются из него, — это Airbus A-340. Различные инструменты для исследования чувствительности ТО представлены в **Раздел 18.3.6**.

Реалистичный анализ производительности ТО также учитывает тип шасси, представленного на самолете. Анализ в этом тексте предполагает обычную конфигурацию трехколесного или хвостового колеса. Учет шасси особенно важен для хвостовых колес. Хвостовое колесо поднимает



РИСУНОК 18-1 Теория производительности размещения организационной карты среди других дисциплин Механика полета, и подчеркивая суть этой главы: взлетные характеристики.

хвостовое колесо отрывается от взлётно-посадочной полосы, как только достигается определенная скорость полета. Скорость полета, при которой это происходит, может варьироваться от полной остановки до половины скорости отрыва самолета. Формулировка ТО должна быть изменена для учета двух, а не трех точек контакта шасси и связанного с этим снижения сопротивления более горизонтальной конфигурации. Это обсуждается далее в Bullet (4) в [Раздел 18.3.1](#).

В целом, представленные здесь методы являются «отраслевым стандартом» и отражают методы, представленные различными авторами, например, Перкинсом и Хейджем.[\[1\]](#), Торенбек[\[2\]](#), Николай[\[3\]](#), Роскам[\[4\]](#), Хейл[\[5\]](#), Андерсон[\[6\]](#) и многие другие.

18.1.1 Содержание этой главы

- [Раздел 18.2](#) представлены основные соотношения движения ТО по земле, включая уравнение движения для движения ТО по земле и кинематику движения ТО.
- [Раздел 18.3](#) представлено несколько методов решения уравнения движения.
- [Раздел 18.4](#) представлены характеристики ТО выбранных типов самолетов.

18.1.2 Какие анализы мне необходимо сделать?

Для новичка в анализе ТО наущным вопросом является: «Что я должен оценить и как мне провести эти оценки?» Короче говоря, цель анализа ТО — оценить общее расстояние ТО, его составляющие сегменты и связанные с ними скорости полета. Затем результаты сравниваются с соответствующими требованиями, давая ответ, будет ли самолет им соответствовать. Эту главу можно разделить на три раздела: Введение, инструменты торговли и анализ. [Таблицы 18-1 и 18-2](#) перечислите необходимые задачи, которые вам следует выполнить.

18.1.3 Важные сегменты фазы ТО

Маневр ТО разделен на сегменты, показанные на [Рисунок 18-2](#). пробежка по земле это расстояние от отпускания тормозов до начала вращения, когда пилот тянет штурвал (или ручку, или штурвал) назад, чтобы поднять нос самолета. Это действие требуется для увеличения угла атаки самолета, чтобы ускорить его взлет. Самолет обычно остается в этом положении в течение

ТАБЛИЦА 18-1 Список задач основан на 14 CFR часть 23.

Абзацы	Содержание	Раздел
14 Свод федеральных правил§23.2115 ^a	Определение взлетных характеристик	18.2 и 18.3
14 Свод федеральных правил§23.31	Скорость взлета	18.2 и 18.3
14 Свод федеральных правил§23.53	Взлетные характеристики	18.2 и 18.3
14 Свод федеральных правил§23.55	Дистанция разгона-остановки (многомоторные реактивные самолеты и пассажирские самолеты)	18.2 и 18.3
14 Свод федеральных правил§23.57	Траектория взлета (многомоторные реактивные самолеты и самолеты местной авиации)	18.2 и 18.3
14 Свод федеральных правил§23.59	Взлетная дистанция и длина разбега (многомоторные реактивные самолеты и самолеты местной авиации)	18.2 и 18.3
14 Свод федеральных правил§23.61	Траектория взлета (многомоторные реактивные самолеты и самолеты местной авиации)	18.2 и 18.3

^a«Новая» часть 23.

ТАБЛИЦА 18.2 Список задач для анализа ТО.

Имя задачи	Условия	Масса	Позиция ЦТ	Высота	Раздел
Земля	Сг	Валовой	Вперед CG обычно это критический	0 футов 5000 футов 10,000 футов + самый высокий высота	18.3.1
Вращение	Вр, В1, Ср				18.3.2
Переход	Вр, Стр			аэропорт ожидал	18.3.3
Взбираться	В2, Сс				18.3.4
Всего ТО	Стот расстояние				Сумма принадлежащий выше.
Сбалансированный Поле	Сбфл	Валовой	Вперед	To же самое, что и выше	18.3.5
Длина					
Чувствительность анализы	Различный	Различный	Различный	Различный	18.3.6

около 1-3 секунд, прежде чем шины потеряют контакт с землей, в зависимости от размера и веса самолета. Этот сегмент называется вращение. Фаза вращения завершается, когда самолет отрывается от земли и начинает переход и последующие фазы подъема. Обратите внимание, что часы (видеть [Рисунок 18-2](#)) — высота воображаемого препятствия, которое самолет преодолевает на некотором расстоянии от исходного положения. Сумма этих вкладов составляет общее расстояние ТО.

(1) Влияние конфигурации шасси на ТО

Формулировка сегментов ТО, в частности, зависит от конфигурации шасси самолета. Чтобы лучше понять, почему, рассмотрим [Рисунок 18-3](#), на котором показан маневр ТО для двух наиболее распространенных конфигураций шасси: трехопорного и шасси с хвостовой опорой.

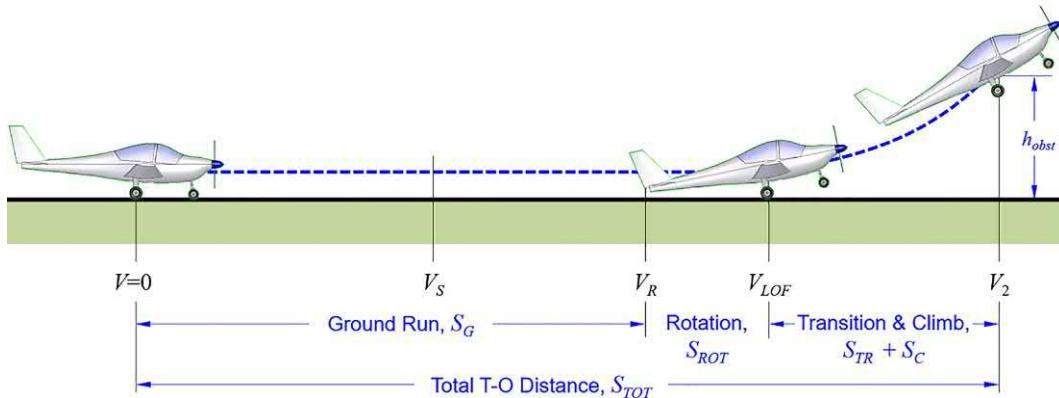


РИСУНОК 18-2 Важные сегменты фазы ТО.

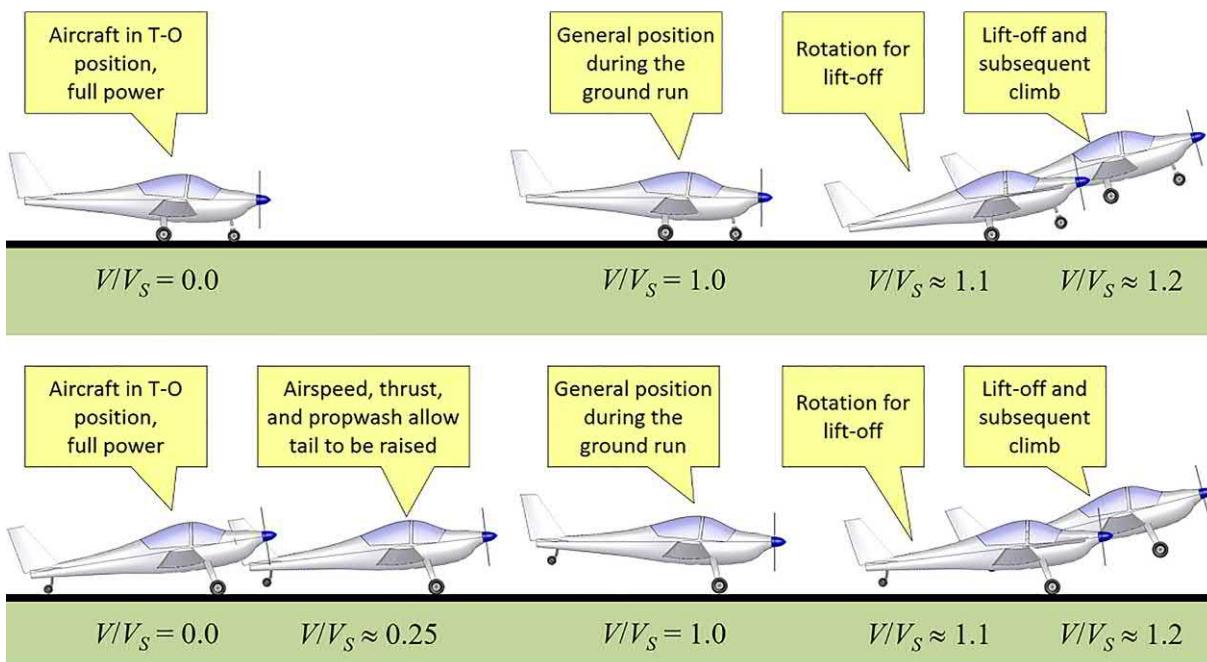


РИСУНОК 18-3 Последовательность изображений, демонстрирующих разбег по земле для трехопорного самолета с хвостовым колесом.

ВРисунок 18-3, Это мгновенная воздушная скорость самолета и V_S - это скорость сваливания в конфигурации ТО (т.е. если самолет оснащен механизацией крыла, V_S - скорость сваливания с выпущенными закрылками). Самолет должен разогнаться от состояния покоя до скорости отрыва (Влоф). Трехколесная конфигурация ускоряется, когда основные и носовые стойки шасси соприкасаются с землей. Однако у самолета с хвостовым колесом изначально основные стойки шасси и хвостовое колесо соприкасаются с землей. В конечном итоге сочетание скорости поступательного движения, тяги и потока воздуха от пропеллеров над горизонтальным хвостом позволяет ему оторвать хвостовое колесо от земли. Для легких самолетов с хвостовым колесом это происходит вскоре после отпускания тормозов. Для других, в первую очередь более крупных самолетов, необходимо набрать некоторую скорость поступательного движения, прежде чем хвост сможет оторваться от земли. Разделы 13.3.4 и 13.3.5 предстают методы оценки скорости полета трехколесного велосипеда

конфигурация, при которой передняя стойка шасси может оторваться от земли, а хвостовая опора может оторвать хвостовое колесо от земли.

Анализ ТО самолета с трехопорным и хвостовым колесом отличается в первую очередь тем, что необходимо учитывать хвост последнего, поднятый над землей. С точки зрения сопротивления конфигурация хвостового колеса с хвостовым колесом на земле отличается от конфигурации с хвостовым колесом, оторванным от земли. Изначально хвостовое колесо представляет собой самолет с высоким АОА, тогда как после отрыва хвостового колеса от земли он трансформируется в самолет с низким АОА. Для точной оценки ТО самолетов с хвостовой опорой необходимо правильное представление этого преобразования.

(2) Важные скорости воздуха для анализа ТО

Скорости полета, необходимые для анализа ТО, официально установлены в соответствии с 14 CFR. §23.51 Скорости взлета. The

ТАБЛИЦА 18-3 Определение важных скоростей полета при взлете.^a

Name	Airspeed	GA aircraft (FAR 23)
Stalling speed in T-O configuration	V_{S1}	Significant analysis required.
Ground run	V_R	$1.1 V_{S1}$
T-O decision speed*	V_1	Significant analysis required.
Rotation	V_{LOF}	$1.1 V_{S1}$
Transition	V_{TR}	$1.15 V_{S1}$
Climb	V_2	$1.2 V_{S1}$
Minimum control speed*	V_{MC}	Significant analysis required.
Engine failure speed*	V_{EF}	Assumed airspeed.

*Required for multi-engine aircraft only.

^aСкорости полета официально устанавливаются в соответствии с 14 CFR Часть 23, §23.51 Скорость взлета.

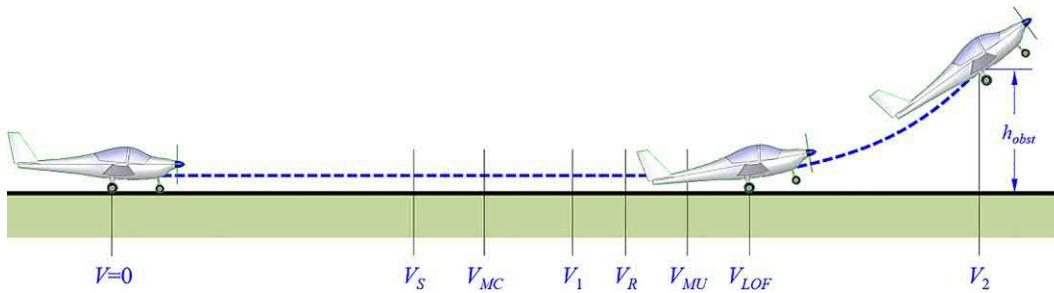


РИСУНОК 18-4 Важные скорости полета на этапе ТО.

скорости полета, указанные в параграфе (и Рисунок 18-2) показаны в Таблицу 18-3. Уровень анализа, требуемый для некоторых из них, значителен. Для других — не так уж и велик.

Рисунок 18-4 изображает пробег ТО и показывает важные скорости полета. См. Таблицу 17-5 для определения различных скоростей полета. Скорость сваливания (V_c) должно быть превышено, прежде чем самолет сможет подняться в воздух. Оно всегда основано на конфигурации самолета во время пробега ТО. Таким образом, если самолет взлетает с отклоненными закрылками (типичное отклонение составляет от 10 до 20 градусов), его скорость сваливания будет меньше, чем в чистой конфигурации.

Обратите внимание, что минимальная скорость управления при одном неработающем двигателе (V_{mc}) и Скорость принятия решения о взлете (V_1) применяются только к многомоторным самолетам. Скорость откимания это воздушная скорость, при которой самолет больше не «прилипает» к взлетно-посадочной полосе и отрывается от нее независимо от намерения. Она зависит от положения (или АOA) самолета во время разбега. Если положение на земле низкое, скорость отрыва высокая: Самолету требуется большое расстояние, прежде чем «отлипнуть». Она уменьшается с увеличением АOA и его минимального значения, минимальная скорость отрыва (V_{mu}), достигается, когда самолет находится в положении касания хвостом (при максимальном угле поворота). От мощности двигателя зависит, обеспечивает ли это минимальное расстояние ТО, но самолет должен иметь возможность оторваться от земли в этой конфигурации.

(3) Требования к скоростям ТО согласно 14 CFR Часть 23 для самолетов общей авиации

Обратите внимание, что определение V_{lof} другие воздушные скорости для использования в более детальном анализе должны соответствовать правилам. Выдержки, которые касаются анализа ТО согласно 14 CFR Части 23 и 25, приведены ниже.

§23.51 Скорость взлета

(а) Для самолетов обычной, многоцелевой и акробатической категории скорость вращения, V_p , — это скорость, с которой пилот совершает управляющее воздействие с целью оторвать самолет от взлетно-посадочной полосы или водной поверхности.

(1) Для многомоторных сухопутных самолетов V_p , не должно быть меньше большего из значений 1,05 V_{mc} ; или 1,10 V_{c1} ;

(2) Для одномоторных сухопутных самолетов V_p , не должно быть меньше V_{c1} ; и

(3) Для гидросамолетов и амфибий, взлетающих с воды, V_p , может быть любой скоростью, которая, как показано, является безопасной при всех разумно ожидаемых условиях, включая турбулентность и полный отказ критического двигателя.

(б) Для самолетов обычной, многоцелевой и акробатической категории скорость на высоте 50 футов над уровнем взлетной поверхности должна быть не менее:

(1) или многомоторные самолеты, самые высокие из —

- (i) Скорость, которая, как показано, безопасна для продолжения полета (или аварийной посадки, если применимо) при всех разумно ожидаемых условиях, включая турбулентность и полный отказ критического двигателя;
 - (ii) 1,10 Вмс; или
 - (iii) 1,20 Вс1.
- (2) Для одномоторных самолетов наибольшее из следующих значений:
- (i) Скорость, которая, как показано, является безопасной при всех разумно ожидаемых условиях, включая турбулентность и полный отказ двигателя; или
 - (ii) 1,20 Вс1.
- (c) Для самолетов категории пригородных авиалиний действуют следующие правила:
- (1) V_1 должно быть установлено в отношении $V_{\text{эф}}$ следующее:
 - (я) $V_{\text{эф}}$ — это калиброванная воздушная скорость, при которой предполагается отказ критического двигателя. $V_{\text{эф}}$ должно быть выбрано заявителем, но не должно быть менее 1,05 Вмс определяется в соответствии с § 23.149(б) или, по выбору заявителя, не менее $V_{\text{мс}}$ определяется в соответствии с § 23.149(е).
 - (ii) Скорость принятия решения о взлете, V_1 , — калиброванная воздушная скорость на земле, при которой в результате отказа двигателя или других причин предполагается, что пилот принял решение продолжить или прекратить взлет. Скорость принятия решения о взлете, V_1 , должен быть выбран заявителем, но не должен быть меньше $V_{\text{эф}} +$ скорость, набранная при неработающем критическом двигателе в течение интервала времени между моментом отказа критического двигателя и моментом, когда пилот распознает отказ двигателя и отреагирует на него, что подтверждается применением пилотом первых средств замедления во время ускорения-остановки определение § 23.55.
 - (2) Скорость вращения, V_p , с точки зрения калиброванной воздушной скорости, должна быть выбрана заявителем и не должна быть меньше наибольшего из следующих значений:
 - (я) V_1 ;
 - (ii) 1,05 Вмс определяется в соответствии с § 23.149(б);
 - (iii) 1,10 Вс1; или
 - (iv) Скорость, позволяющая достичь начальной скорости набора высоты, V_2 , до достижения высоты 35 футов над взлетной поверхностью в соответствии с § 23.57(c)(2).
 - (3) Для любого заданного набора условий, таких как вес, высота, температура и конфигурация, единственное значение V_p необходимо использовать для демонстрации соответствия требованиям взлета как с одним неработающим двигателем, так и со всеми работающими двигателями.
 - (4) Скорость безопасного взлета, V_2 , с точки зрения калиброванной воздушной скорости, должен быть выбран заявителем таким образом, чтобы обеспечить градиент набора высоты

требуется в § 23.67 (с)(1) и (с)(2), но не должно быть менее 1,10 Вмс или менее 1,20 Вс1.

(5) Дистанция взлета с одним неработающим двигателем, с использованием нормальной частоты вращения на скорости на 5 узлов меньше V_p , установленная в соответствии с пунктом (с)(2) настоящего раздела, должна быть показана не превышающей соответствующую взлетную дистанцию с одним неработающим двигателем, определенную в соответствии с § 23.57 и § 23.59(a)(1), используя установленный V_p . Взлет, иным образом выполненный в соответствии с § 23.57, должен быть безопасно продолжен с точки, в которой самолет находится на высоте 35 футов над взлетной поверхностью, и со скоростью не менее установленной V_2 минус 5 узлов.

(6) Заявитель должен показать при всех работающих двигателях, что наблюдается заметное увеличение запланированной взлетной дистанции, определяемой в соответствии с § 23.59(a)(2), не являются результатом перекручивания самолета или условий его разбалансировки.

(4) Требования к скоростям ТО согласно 14 CFR Часть 25 для самолетов коммерческой авиации

Интересно сравнить соответствующие требования для коммерческих самолетов.

§ 25.107 Скорости взлета

(a) V_1 должно быть установлено в отношении $V_{\text{эф}}$ следующее:

(1) $V_{\text{эф}}$ — это калиброванная воздушная скорость, при которой предполагается отказ критического двигателя. $V_{\text{эф}}$ должен быть выбран заявителем, но не может быть ниже $V_{\text{мс}}$ определяется в соответствии с Разделом 25.149(е).

(2) V_1 , в терминах калиброванной воздушной скорости, — это скорость принятия решения о взлете, выбранная заявителем; однако, V_1 не может быть меньше $V_{\text{эф}} +$ скорость, набранная при неработающем критическом двигателе в течение интервала времени между моментом отказа критического двигателя и моментом, когда пилот распознает отказ двигателя и отреагирует на него, что подтверждается применением пилотом первых средств замедления во время испытаний на остановку с ускорением.

(б) $V_{2\text{мин}}$, с точки зрения калиброванной воздушной скорости, не может быть меньше, чем —

(1) 1,2 Вс для —

(i) Двухмоторные и трехмоторные турбовинтовые и поршневые двигатели самолеты; и

(ii) Самолеты с турбореактивными двигателями, имеющие средства для существенного снижения скорости сваливания при включении питания с одним неработающим двигателем;

(2) 1,15 Вс для —

- (i) Самолеты с турбовинтовыми и поршневыми двигателями, имеющие более трех двигателей; и
- (ii) Самолеты с турбореактивными двигателями, оснащенные средствами для существенного снижения скорости сваливания при включении питания с одним неработающим двигателем; и
- (3) 1,10 раза V_{ms} установленный в соответствии с разделом 25.149.
- (c) V_2 , с точки зрения калиброванной воздушной скорости, должна быть выбрана заявителем для обеспечения по крайней мере градиента набора высоты, требуемого Разделом 25.121(b), но не может быть меньше, чем—
- (1) V_{2min} , и
- (2) V_{rplus} достигнутое приращение скорости (в соответствии с п. 25.111
- (c)(2) до достижения высоты 35 футов над взлетной поверхностью.
- (g) V_{mu} это калиброванная воздушная скорость, при которой и выше которой самолет может безопасно оторваться от земли и продолжить взлет. V_{mu} Скорости должны быть выбраны заявителем во всем диапазоне тяговооруженности, подлежащей сертификации. Эти скорости могут быть установлены на основе данных в свободном воздухе, если эти данные подтверждены наземными испытаниями на взлете.
- (e) V_r , с точки зрения калиброванной воздушной скорости, должна быть выбрана в соответствии с условиями пунктов (e) (1) - (4) настоящего раздела:
- (1) V_{rne} может быть меньше, чем—
- (я) V_1 ;
 - (ii) 105% от V_{mc} ;
 - (iii) Скорость (определенная в соответствии с Разделом 25.111(c)(2)), позволяющая достичь V_2 до достижения высоты 35 футов над взлетной поверхностью; или
 - (iv) Скорость, которая, если самолет вращается с максимально возможной скоростью, приведет к V_{lof} менее 110% от V_{mu} в рабочем состоянии всех двигателей и не менее 105% V_{mu} определяется при тяговооруженности, соответствующей состоянию с одним неработающим двигателем.
- (2) Для любого заданного набора условий (таких как вес, конфигурация и температура) единственное значение V_r , полученные в соответствии с настоящим пунктом, должны использоваться для демонстрации соответствия положениям о взлете как с одним неработающим двигателем, так и со всеми работающими двигателями.
- (3) Необходимо показать, что взлетная дистанция с одним неработающим двигателем при скорости вращения на 5 узлов меньше V_r установленная в соответствии с пунктами (e)(1) и (2) настоящего раздела, не превышает соответствующую взлетную дистанцию с одним неработающим двигателем с использованием установленной V_r . Дистанции взлета должны определяться в соответствии с Разделом 25.113(a)(1).
- (4) Разумно ожидаемые отклонения в эксплуатации от установленных процедур взлета самолета (такие как перекручивание самолета и условия отклонения от балансировки) не должны приводить к небезопасным летным характеристикам или к заметному увеличению запланированных взлетных дистанций, установленных в соответствии с Разделом 25.113(a).
- (ж) V_{lof} — это калиброванная воздушная скорость, при которой самолет впервые поднимается в воздух.

18.2 ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ ДЛЯ РАЗБЕГА

В этом разделе основное внимание уделяется разработке различных инструментов торговли. Будет выведено уравнение движения для ТО, а также некоторые элементарные соотношения, которые могут быть использованы для оценки сегмента разбега Т-О-маневра. Будут рассмотрены как обычные конфигурации, так и конфигурации taildragger.

18.2.1 Общая схема свободного тела для бега по земле

Рисунки 18-5 и 18-6 показывают схемы свободного кузова трехколесного велосипеда и конфигураций с хвостовой опорой во время

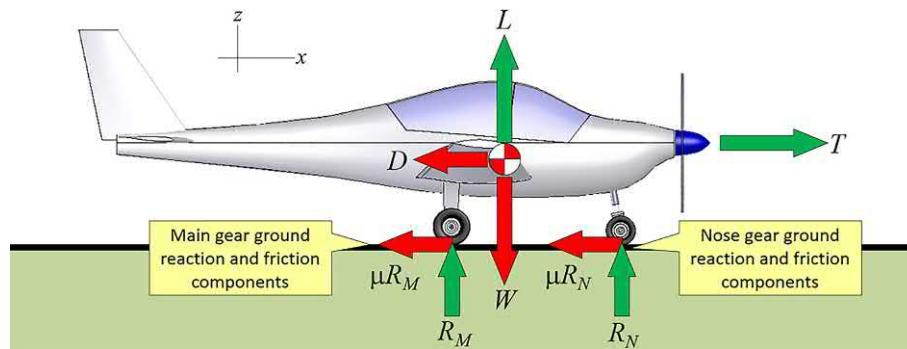


РИСУНОК 18-5 Сбалансированное двухмерное свободное тело (только силы) для самолета с трехопорным шасси.

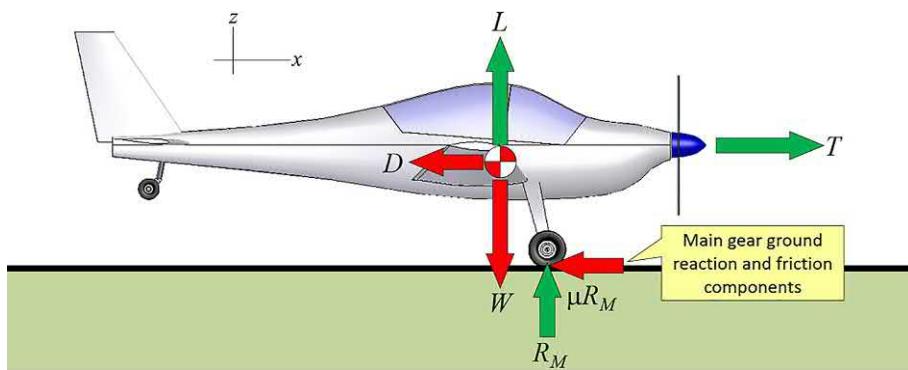


РИСУНОК 18-6 Сбалансированное 2D свободное тело (только силы) для самолета с хвостовым колесом.

Разработанный ТО наземный пробег. Моменты предполагаются уравновешенными.

18.2.2 Основные кинематические соотношения

Кинематика — это изучение движения объектов, которое включает в себя только само движение (например, ускорение, скорость и расстояние), а не то, что его вызывает (силы и моменты). Кинематическая формулировка имеет важное значение для изучения разбега. Самая простая формулировка представлена ниже:

Скорость:

$$\frac{dt}{B} = \frac{a}{B^{\frac{1}{4}}} dt + \frac{v_0}{B^{\frac{1}{4}}} \quad (18-1)$$

Расстояние:

$$\frac{d^2t}{B^{\frac{1}{4}}} = \frac{a}{B^{\frac{1}{4}}} dt + \frac{v_0}{B^{\frac{1}{4}}} dt + \frac{1}{2} B^{\frac{2}{4}} \quad (18-2)$$

Альтернативное выражение для расстояния:

$$S = \frac{B^{\frac{1}{4}}}{2} \frac{B^{\frac{2}{4}} - B^{\frac{0}{4}}}{2a} \quad (18-3)$$

Обратите внимание, что эти уравнения предполагают среднее ускорение (a). Нижний индекс 0 указывает на начальные значения.

РЕШЕНИЕ:

Среднее ускорение:

$$a = \frac{B^{\frac{2}{4}} - B^{\frac{0}{4}}}{2B^{\frac{1}{4}}} = \frac{73 - 0}{2 \cdot 1020} = 0.0362 \text{ фут/с}^2$$

Время от отпуска тормозов до отрыва:

$$t = \sqrt{\frac{2B^{\frac{0}{4}}}{a}} = \sqrt{\frac{73 - 0}{0.0362}} = 16.6 \text{ с}$$

18.2.3 Уравнение движения для наземного пробега ТО

Уравнение движения самолета во время разбега по идеально ровной горизонтальной взлетно-посадочной полосе имеет вид:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{F}{m} = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 - \mu mg \quad (18-4)$$

Если взлетно-посадочная полоса имеет подъем или спуск у (см. Рисунок 18-7) ускорение самолета становится

$$\frac{dV}{dt} = \frac{F}{m} = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 - \mu mg - m g \sin \theta \quad (18-5)$$

где

$\frac{dV}{dt}$ сопротивление как функция V , $\frac{1}{2} C_D \rho V^2$

ускорение под действием силы тяжести, g

μ коэффициент трения о землю (см. Таблица 18-4), θ угол взлетно-посадочной полосы (положительный, если подъем, и отрицательный, если спуск)

Обратите внимание, что уравнение (18-5) предполагает, что система отсчета выровнена с взлетно-посадочной полосой. Это разумное предположение, поскольку длина взлетно-посадочной полосы будет

ПРИМЕР 18-1

В руководстве по эксплуатации пилота (РОН) для одномоторного четырехместного самолета SR22 указана скорость взлета 73 KCAS и дальность разбега ($\frac{1}{4} C_D \rho$ Гниение) 1020 футов (ISA на SL). Оцените среднее ускорение и время в секундах от отпуска тормозов до отрыва.

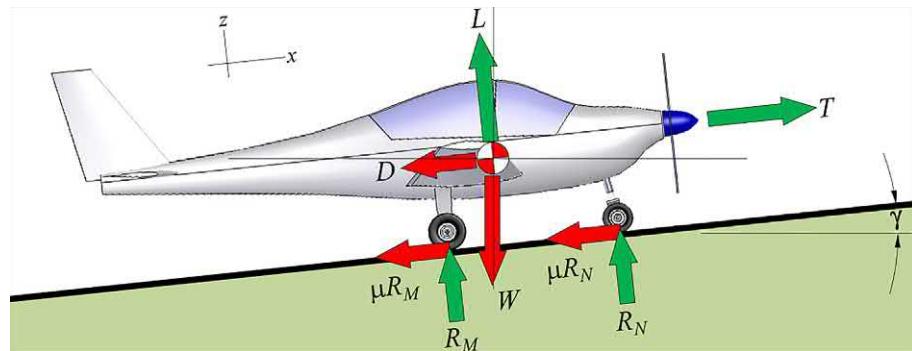


РИСУНОК 18-7 Сбалансированное двумерное свободное тело (только силы) разбега по земле для самолета с трехопорным шасси на взлётно-посадочной полосе с уклоном вверх.

вдоль склона. Мы также можем принести в тв скобках, чтобы выразить ускорение через тяговооруженность:

$$\frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \Gamma \left(\frac{T}{W} - \frac{D}{W} \cos \gamma - \frac{L}{W} \right) - \sin \gamma \quad (18-6)$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЙ (18-4) И (18-5)

Рассмотрим самолет в Рисунки 18-5 и 18-6. Его движение можно описать с помощью классической кинематической формулы. Предположим, что самолет ускоряется вдоль взлётно-посадочной полосы, идущей вверх или вниз с уклоном γ . Суммирование сил в z -направление не должно давать никакого чистого вертикального ускорения

$$\begin{aligned} X & \Phi \frac{1}{4} M a \frac{1}{4} 0 \\ &) \quad P + L V \cos \gamma \frac{1}{4} 0 \\ &) \quad P \frac{1}{4} W t \cos \gamma - L \quad (j) \end{aligned}$$

Суммирование сил в x -направление дает:

$$\begin{aligned} X & \Phi \frac{1}{4} M a \frac{1}{4} \frac{W d V}{\Gamma d t} \\ &) \quad T D - \mu \delta W t \cos \gamma - L \frac{1}{4} - B t \sin \gamma \frac{1}{4} \quad (ii) \end{aligned}$$

Таким образом, общее ускорение на наклонной взлётно-посадочной полосе определяется по формуле

$$\frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \Gamma \frac{1}{2} T D - \mu \delta W t \cos \gamma - L \frac{1}{4} - B t \sin \gamma \quad (iii)$$

Это уравнение (18-5). Для взлётно-посадочной полосы, идущей вверх, знак для γ должен быть положительным, так как это уменьшает результирующее ускорение. Обратное справедливо для взлётно-посадочной полосы, идущей вниз. Чтобы получить уравнение (18-4), простой набор $\gamma = 0$.

$$) \quad \frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \Gamma \frac{1}{2} T D - \mu \delta W t \quad (iv)$$

где μ — коэффициент трения о землю. Его значение зависит от поверхности взлётно-посадочной полосы.

18.2.4 Формулировка требуемых аэродинамических сил

В ходе ТО предполагается следующая формулировка аэродинамических сил. Обратите внимание, что она включает влияние земли.

$$\text{Слово время Т-О: } C_{L_0} \frac{1}{4} \rho C_{L_0} + C_{L_a} \alpha \rho F_l \quad (18-7)$$

$$\text{Поднимать: } L \frac{1}{4} \frac{1}{2} \rho V^2 C_{L_0} \quad (18-8)$$

Скорректированный коэффициент индуктивного сопротивления:

$$C_{D_0} \frac{1}{4} k \quad C_{L_0} + C_{L_a} \alpha - \frac{2}{F_d} \quad (18-9)$$

$$\text{Сдво время Т-О: } C_{D_k} \frac{1}{4} C_{D_{\min}} + C_{D_a} \quad (18-10)$$

$$\text{Общее сопротивление: } D \frac{1}{4} \frac{1}{2} \rho V^2 C_{D_k} \quad (18-11)$$

где C_d — коэффициент индуктивного сопротивления самолета во время пробега ТО, α — угол атаки во время полета по вертикали (обратите внимание, что он близок к горизонтальному), F_d — коэффициенты влияния земли для подъемной силы и сопротивления соответственно. См. раздел 9.5.11 для соответствующих методов.

18.2.5 Решение кинематических задач с использованием численного интегрирования

Решение уравнения в замкнутой форме (18-4) который точно учитывает различные зависимости скорости (например, D , L , T , все, что зависит от скорости) является недопустимым. Поэтому она решается с использованием схемы численного интегрирования. Это дает проектировщику очень мощный метод. При правильном применении он позволяет учитывать прерывистые события, зависящие от времени, во время интегрирования. Например, рассмотрим моделирование специализированного метода ТО, в котором закрылки остаются убранными до момента перед взлетом, когда они мгновенно отклоняются. Или пробег по земле многих радиальных поршневых самолетов прошлого. Чтобы разрешить дроссели для управления направлением на земле,

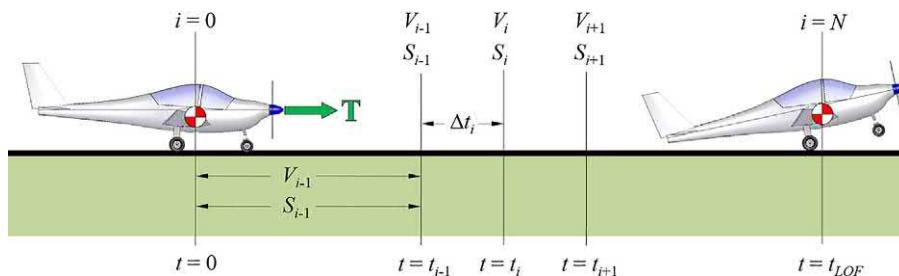


РИСУНОК 18-8 Номенклатура, используемая для численного интегрирования наземного пробега ТО.

дронсили медленно «двигались вперед» до тех пор, пока управление рулём не достигало около 60 узлов. Затем дронсили постепенно продвигались вперед [7]. Или хвостовой тягач, вращающийся из трехточечного положения (хвост на земле) в двухточечное положение (хвост оторван от земли). Такие сложности относительно легко учесть с помощью этого метода. Он даже может моделировать тормозной путь для имитации отказа двигателя. Это рекомендуемый метод для серьезной аналитической работы.

Первым шагом в схеме является преобразование уравнений (18-1) и (18-2) в следующую дискретную форму:

$$\frac{\partial t}{\partial t} \frac{X_n}{V_0} = \frac{a \Delta t^{1/4}}{0} \quad \frac{\partial V_{n-1} + a \partial t_{n-1} \partial t_{n-1}}{\partial t} \quad (18-12)$$

$$\frac{\partial t}{\partial t} \frac{X_n - X_{n-1}}{C_{n-1} + V_{n-1} \Delta t_{n-1} + \frac{1}{2} a \Delta t_{n-1}^2} = \frac{1}{\partial t} \quad (18-13)$$

Переменные изображены на Рисунок 18-8. Метод реализуется следующим образом, предполагая, что мы решаем уравнение (18-4).

ШАГ 1: Рассчитайте силы

Рассчитайте тягу, используя любые применимые методы глав 7, 14 или 15. Рассчитайте сопротивление и подъемную силу на Раздел 18.2.4. Обозначим их как T_a (толкнуть), D_a (перетащить), и L_a (лифт), где является индексом временного шага. При реализации

это в Microsoft Excel, рассчитайте динамическое давление для уравнений (18-8) и (18-11), используя скорость из предыдущего временного шага для предотвращения круговой ошибки, т.е.

$$\text{для } \frac{1}{2} \rho D_B V_p^2 \quad (18-14)$$

ШАГ 2: Рассчитайте ускорение

Рассчитайте ускорение по уравнению (18-4).

$$a = \frac{1}{4} \frac{\Gamma_a - D_a - \mu B L}{B T} \quad (18-15)$$

ШАГ 3: Рассчитайте воздушную скорость и расстояние

Рассчитайте воздушную скорость и расстояние по уравнениям (18-12) и (18-13).

$$V = \sqrt{V_{n-1}^2 + a \Delta t_{n-1}^2} \quad (18-16)$$

$$S = C_{n-1} + V_{n-1} \Delta t_{n-1} + \frac{1}{2} a \Delta t_{n-1}^2 \quad (18-17)$$

Обратите внимание, что формулировка Δt_{n-1}^2 подразумевает, что метод также обрабатывает неравномерные временные шаги. Δt_{n-1} , 0,25 с работает хорошо.

ШАГ 4: Идите вперед

Перейдите к Шагу 1 и повторяйте до тех пор, пока $V \geq V_{ЛОФ}$. Обратите внимание на расстояние, S , на этом временном шаге. Это расстояние пройденного пути, S_f .

ПРИМЕР 18-2

Автомобиль разгоняется с постоянной скоростью $a = 10 \text{ м/с}^2$. Определите (a) его скорость и (б) расстояние через 5 с, используя численное интегрирование, и сравните с точным решением.

РЕШЕНИЕ:

(a) Численное интегрирование скорости (см. Рисунок 18-9):

ПРИМЕР 18-2 (продолжение)

Index	t	Δt	$V_i = V_{i-1} + a \cdot \Delta t$	$V_{i-1} \cdot \Delta t$	$\frac{1}{2}a \cdot \Delta t^2$	$\Delta S_i = V_{i-1} \cdot \Delta t + \frac{1}{2}a \cdot \Delta t^2$	$S_i = S_{i-1} + \Delta S_i$
	sec	sec	m/s	m	m	m	m
0	0	0	0				
1	1	$1-0 = 1$	$0 + 10 \times 1 = 10$				
2	2	$2-1 = 1$	$10 + 10 \times 1 = 20$				
3	3	$3-2 = 1$	$20 + 10 \times 1 = 30$				
4	4	$4-3 = 1$	$30 + 10 \times 1 = 40$				
5	5	$5-4 = 1$	$40 + 10 \times 1 = 50$				

РИСУНОК 18-9 Определение скорости с использованием схемы численного интегрирования.

(б) Численное интегрирование расстояния (см. Рисунок 18-10):

Точные решения: $B^{1/4}v^{1/4}10-5^{1/4}50$ футов = с

$$\frac{1}{2} \frac{1}{2} v^{1/4} - 10 - 5^{1/4} 125 \text{ футов}$$

Index	t	Δt	$V_i = V_{i-1} + a \cdot \Delta t$	$V_{i-1} \cdot \Delta t$	$\frac{1}{2}a \cdot \Delta t^2$	$\Delta S_i = V_{i-1} \cdot \Delta t + \frac{1}{2}a \cdot \Delta t^2$	$S_i = S_{i-1} + \Delta S_i$
	sec	sec	m/s	m	m	m	m
0	0	0	0	0	0	0	0
1	1	1	10	0	5	5	$0+5 = 5$
2	2	1	20	10	5	15	$5+15 = 20$
3	3	1	30	20	5	25	$20+25 = 45$
4	4	1	40	30	5	35	$45+35 = 80$
5	5	1	50	40	5	45	$80+45 = 125$

РИСУНОК 18-10 Определение расстояния с использованием схемы численного интегрирования.

18.2.6 Определение скорости отрыва

Если не указано иное, скорость отрыва, V_{lof} , предполагается, что $1,1 \cdot$ скорость сваливания в данной конкретной конфигурации, V_{c1} (например, с выпущенными закрылками, выпущенными шасси и т. д.). Также, V_{lof} предполагается, что $1,1 \cdot V_{c1}$. Используя это предположение, V_{lof} можно рассчитать напрямую, используя максимальный коэффициент подъемной силы (C_L) для конфигурации ТО, C_{Lmax} .

С для опорной площади и ρ для плотности:

$$V_{lof} = \sqrt{\frac{2Bt}{\rho C_{Lmax}}} \quad (18-18)$$

Большинство небольших самолетов взлетают сразу после того, как пилот начинает вращать самолет на этой скорости, в то время как более крупные самолеты взлетают через 3 часа после начала вращения из-за их большей инерции. Если не указано иное, предполагается, что V_{lof} V_{lof} равны.

18.2.7 Коэффициенты трения о грунт

Помимо аэродинамического сопротивления, самолет должен преодолевать трение о землю во время разбега. Трение о землю зависит от веса на колесах и свойств земли, которые оцениваются с помощью коэффициентов трения о землю в Таблица 18-4.

18.2.8 Определение времени до старта

Время от отпуска тормоза до отрыва можно приблизительно рассчитать, решив уравнение (18-2) для времени, которое предполагает среднее ускорение, a , известно:

$$t = \frac{C_g + C_{gnie} \frac{1}{2} B^2}{a} \quad (18-19)$$

ТАБЛИЦА 18-4 Коэффициенты трения о грунт.

Тип поверхности	Коэффициент трения о грунт, μ	
	Тормоза выключены	Торможение
Сухой асфальт или бетон	0,03–0,05	0,3–0,5
Мокрый асфальт или бетон	0,05	0,15–0,3
Обледеневший асфальт или бетон	0,02	0,06–0,10
Твердый газон	0,05	0,4
Твердая грязь	0,04	0,3
Мягкий газон	0,07	0,2
Мокрая трава	0,08	0,2

18.3 ПРОВЕДЕНИЕ ВЗЛЕТА АНАЛИЗ

Теперь, используя инструменты [Раздел 18.2](#), мы можем начать работу над задачами, перечисленными в [Таблица 18.2](#).

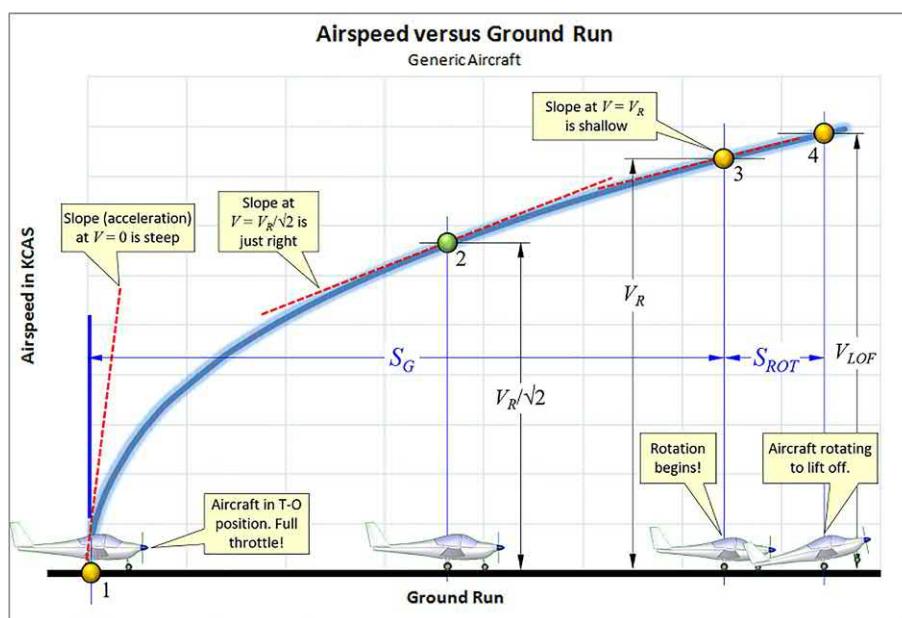
18.3.1 Расчет расстояния пролета по земле, S_{LOF}

Решение уравнения движения пробега ТО дает такую информацию, как ускорение — среднее или мгновенное, расстояние пробега по земле и продолжительность пробега по земле. Что касается пробега по земле, вводятся три метода. Первый из них носит общий характер и применяется ко всем самолетам, если можно количественно определить надлежащие значения тяги, сопротивления и подъемной силы. Второй метод предназначен только для винтовых самолетов. Третий метод использует численное интегрирование для решения EOM и, безусловно, является самым мощным из трех.

(1) Общая оценка пробега с использованием среднего ускорения

Этот метод применим как к винтовым самолетам, так и к реактивным; единственное отличие заключается в том, как рассчитывается тяга. Метод использует уравнения [\(18-4\)](#) или [\(18-5\)](#) для расчета ускорения самолета. Имея ускорение в руках, уравнение [\(18-3\)](#) используется для оценки расстояния пробежки по земле. Как видно, уравнения [\(18-4\)](#) и [\(18-5\)](#) оба требуют оценки тяги, T , тащить, D , и поднять, L . Единственная проблема в том, что все они являются функциями воздушной скорости. Возникает вопрос: какую воздушную скорость следует использовать для их оценки? Чтобы ответить на этот вопрос, рассмотрим [Рисунок 18-11](#). Он показывает, как обычно изменяется воздушная скорость самолета во время разбега по земле.

Первоначально ускорение относительно велико, но постепенно уменьшается с воздушной скоростью (в первую очередь из-за аэродинамического сопротивления). Имея это в виду, сначала рассмотрим точку 1. Она представляет самолет в состоянии покоя, когда оба B и C равны 0. Предполагается, что двигатели могут развивать полную тягу до того, как самолет начнет разгоняться. Это помогает ему достичь большого ускорения при отпускании тормозов (большая тяга, отсутствие сопротивления). Если обозначить скорость изменения скорости с расстоянием как dV/dS , очевидно, что точка 1 имеет самый крутой наклон во время разбега. Теперь рассмотрим точку 3. Она отмечает начало вращения и конец разбега. По сравнению с началом разбега значение dV/dS значительно уменьшилось. Он достиг самого низкого значения за весь пробег. Должно быть ясно, что если ускорение в точке 1 используется с уравнением [\(18-3\)](#), то расчетное расстояние пролета по земле будет намного меньше фактического из-за высокого значения dV/dS . Аналогично, если

РИСУНОК 18-11 Причина термина $V_R/\sqrt{2}$ объяснил.

используется ускорение в точке 3, оценка разбега будет намного больше, чем получено на практике, из-за низкого значения η_D/η_C . Это означает, что где-то между этими двумя крайностями существует средняя скорость полета, для которой значение η_D/η_C дает фактическую дальность разбега. График ускорения как функции скорости полета в квадрате от 0 до V_r^2 приблизка к прямой линии [8].

Таким образом, мы находим, что эта средняя скорость полета равна $V_r^2/2$, так что $V_r/\sqrt{2}$, где это скорость вращения. Точка 4 — это положение отрыва.

ШАГ 1: Скорость отрыва

Рассчитайте скорость вращения (V_r) по уравнению (18-18).

ШАГ 2: Влияние земли

Рассчитать согласно разделу 9.5.11.

ШАГ 3: Подъем на пониженной скорости вращения

Рассчитайте подъемную силу (L) по уравнению (18-8) $V_r^2/2$.

ШАГ 4: Перетаскивание на пониженной скорости вращения

Рассчитайте сопротивление (G) по уравнению (18-11) $V_r^2/2$.

ШАГ 5: Тяга на пониженной скорости вращения

Рассчитайте тягу (T) $V_r^2/2$, в зависимости от типа двигателя, как показано ниже.

Тяга для поршневых самолетов:

$$T = \frac{P}{\eta_D} \cdot \frac{\eta_C}{B_r^2} \quad \text{где } B_r = 18-20$$

Тяга реактивных самолетов:

$$T = \frac{P}{\eta_D} \cdot \frac{\eta_C}{B_r^2} \quad (18-21)$$

где

P — мощность поршневого двигателя
 η_D — функция тяги реактивного двигателя с использованием как аргумент
 η_C — эффективность винта при $V_r/\sqrt{2}$.

ШАГ 6: Пробег по земле

Рассчитайте длину пробега, используя уравнение (18-4) или (18-5) с уравнением (18-3) из Раздел 18.2.2, как показано ниже.

Выберите подходящий коэффициент трения о землю, μ , из Таблица 18-4.

$$S = \frac{V_r^2}{2a} \quad \text{где } a = \frac{B_r^2}{2T} - \frac{\mu B_r^2}{C_f} \quad (18-22)$$

ПРИМЕР 18-3

На этапе Т-О двигатель Continental IO-550, установленный на SR22, развивает мощность 310 л.с. при предполагаемом КПД винта 0,65. Какова тяга, создаваемая при $V_r/\sqrt{2}$ футов/с? А как насчет 120 футов/с (при одинаковой эффективности винта)? Если этот самолет весит 3400 фунтов, каково ускорение для обеих скоростей полета (без учета сопротивления и трения о землю)? Обсудите результаты.

РЕШЕНИЕ:

Тяга на $V_r/\sqrt{2}$ футов/с:

$$T = \frac{P}{\eta_D} \cdot \frac{\eta_C}{B_r^2} = \frac{310}{0.65} \cdot \frac{1}{18-20} = 100-110 \text{ фунтов}$$

Ускорение при $V_r/\sqrt{2}$ футов/с:

$$a = \frac{T}{m} = \frac{100-110}{3400} = 0.029-0.031 \text{ фут/с}^2$$

Тяга на $V_r/\sqrt{2}$ футов/с:

$$T = \frac{P}{\eta_D} \cdot \frac{\eta_C}{B_r^2} = \frac{310}{0.65} \cdot \frac{1}{120} = 120-92 \text{ фунта}$$

Ускорение при $V_r/\sqrt{2}$ футов/с:

$$a = \frac{T}{m} = \frac{120-92}{3400} = 0.029-0.031 \text{ фут/с}^2$$

Они представляют собой абсолютно наибольшее ускорение, которое может иметь транспортное средство в этом состоянии (предполагая, что эффективность пропеллера действительна). Проектировщик должен знать, что хотя этот вид анализа является упрощенным, он прекрасно служит в качестве быстрой «проверки работоспособности» при выполнении более сложного анализа ТО. В этом случае это указывает на то, что при использовании альтернативных методов анализа ответ, превышающий 10,48 фут/с² для самолета класса SR22 весьма подозрительно.

ПРИМЕР 18-4

Самолет из предыдущего примера, как наблюдалось, имел среднее ускорение 8,74 фута/с² как только он наберет скорость 120 футов/с. Если предположить, что это «среднее» ускорение, какое расстояние самолет преодолеет при этой скорости?

РЕШЕНИЕ:

Эту задачу можно легко решить, используя элементарную кинематику:

$$S = \frac{V_r^2}{2a} = \frac{120^2}{2 \cdot 8.74} = 824 \text{ фута}$$

Эта проблема представлена как еще один вид «проверки на работоспособность». Проницательный конструктор самолета выполнит такие простые и быстрые проверки, чтобы оценить, не закрались ли ошибки в более сложные расчеты.

ПРИМЕР 18-5

Оцените дальность разбега для Learjet 45, принимая во внимание следующие свойства (без учета влияния земли):

Вт1421 500 фунтов	Сл $\frac{1}{4}1.65$ макс
С1311,6 футов	ТвВр/v147000 фунтов
Сдт140,90	$\mu140.02$
Сдт140,045	

РЕШЕНИЕ:

$$\text{Скорость вращения: } \text{Вр} = \frac{\text{Вт}}{\rho S C_{\text{л, макс}}} = \frac{1:556}{\frac{1}{4}1:556} = \frac{21500}{0:002378 \cdot 140,90 \cdot 1:65} = 14206:7 \text{ фут} = 122 \text{ ККАСР}$$

Значение воздушной скорости $V_r = \sqrt{2}$, таким образом:

$$\frac{V_r}{2} = \frac{1}{4}146:2 \text{ фут} = 86:6 \text{ ККАСР}$$

Потяните эту воздушную скорость:

$$\frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}146:2 = 0:002378 \cdot 140,90 \cdot 1:65 = 0:045 \text{ фута/секунду}$$

Подъемная сила при этой скорости полета:

$$\frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}146:2 = 0:002378 \cdot 140,90 \cdot 1:65 = 0:90 \text{ фунтов}$$

Среднее ускорение:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}146:2 = \frac{1}{2} \cdot \frac{32:174}{21500} = \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}7000 - 356:4 = 0:02 \text{ фут/секунду}^2$$

149:511 фут = 122

Таким образом, разбег от земли до взлета составляет:

$$S = \frac{V_r^2}{2a} = \frac{(149:511)^2}{2 \cdot 0:02} = 206:72 \text{ футов}$$

(2) Оценка пробега с использованием среднего ускорения только для трехколесных винтовых самолетов

Это предыдущий метод, специально адаптированный к типичной конфигурации поршневого двигателя. Это НЕ применимо к хвостовым тягачам, поскольку переход «хвост на земле/хвост от земли» не учитывается.

$$S = \frac{V_r^2}{2a} = \frac{(149:511)^2}{2 \cdot 0:02} = 206:72 \text{ футов}$$

ПРИМЕЧАНИЕ: Если КПД винта η_v неизвестно, в качестве ожидаемых приближений можно использовать следующие значения:

Винт фиксированного шага для набора высоты)ηп140:45-0:50

Крейсерский винт с фиксированным шагом)ηп140:35-0:45

Постоянная скорость вращения винта)ηп140:45-0:60

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(18-23)

Начнем с уравнения(18-4)и перепишем ускорение следующим образом:

$$a = \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}146:2 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}} - \frac{1}{2} \rho V_r^2 C_{\text{л, макс}} - \frac{1}{2} \rho V_r^2 C_{\text{д, макс}}$$

Заменить уравнения(18-8),(18-11), и (15-52) урожайность;

$$a = \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}146:2 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}} - \frac{1}{2} \rho V_r^2 C_{\text{л, макс}} - \frac{1}{2} \rho V_r^2 C_{\text{д, макс}} + \frac{1}{2} \rho V_r^2 C_{\text{д, макс}} - C_{\text{д, макс}} \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}$$

(ii)

Подставим уравнение (ii) в выражение для расстояния до отрыва, получим:

$$S = \frac{V_r^2}{2a} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}146:2 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}}{\frac{1}{2} \rho V_r^2 C_{\text{д, макс}} - C_{\text{д, макс}} \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}146:2 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}}{\frac{1}{2} \rho V_r^2 C_{\text{д, макс}} - C_{\text{д, макс}} \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}}$$

(iii)

Мы оцениваем ускорение при $V_r = \sqrt{2}$, поэтому замените это следующим образом:

$$S = \frac{V_r^2}{2a} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}146:2 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}}{\frac{1}{2} \rho V_r^2 C_{\text{д, макс}} - C_{\text{д, макс}} \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}146:2 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}}{\frac{1}{2} \rho V_r^2 C_{\text{д, макс}} - C_{\text{д, макс}} \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}}$$

$$\frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}146:2 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}} = \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}32:174 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}$$

$$C_{\text{д, макс}} \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}} = \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}32:174 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}$$

$$C_{\text{д, макс}} = \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}32:174 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}$$

$$C_{\text{д, макс}} = \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}32:174 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}$$

Упростим еще больше:

$$S = \frac{V_r^2}{2a} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}146:2 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}}{\frac{1}{2} \rho V_r^2 C_{\text{д, макс}} - C_{\text{д, макс}} \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}146:2 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}}{\frac{1}{2} \rho V_r^2 C_{\text{д, макс}} - C_{\text{д, макс}} \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}}$$

Заменяя $\frac{1}{2} \cdot \frac{1}{4}146:2 = 0:02$ арифметическая оценка констант приводит к:

$$S = \frac{V_r^2}{2a} = \frac{0:02 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}}{\frac{1}{2} \rho V_r^2 C_{\text{д, макс}} - C_{\text{д, макс}} \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}} = \frac{0:02 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}}{\frac{1}{2} \rho V_r^2 C_{\text{д, макс}} - C_{\text{д, макс}} \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}} = \frac{0:02 \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}}{\frac{1}{2} \rho V_r^2 C_{\text{д, макс}} - C_{\text{д, макс}} \cdot \frac{\text{Вт}}{\text{В}}}$$

Преимущество этого метода в том, что он объединяет несколько этапов общего метода Пули (1) и, таким образом, лучше подходит для параметрических исследований.

ПРИМЕР 18-6

Определите скорость отрыва, расстояние до точки взлета и время от отпускания тормозов до отрыва на SL для Cirrus SR22, если он имеет следующие характеристики:

ПРИМЕР 18-6 (продолжение)

Вт½3400 фунтов	Сдто½0,500 (предполагаемое значение)
Пвнр½310 л.с.	
С½144,9 фута	Сдто½0,0417 (предполагаемое значение)
Сл $\frac{1}{\max}$,69 (на основе РОН для ТО)	μ ½0,04 (примерное значение)

Сравните результаты с опубликованными данными из Руководства по эксплуатации самолета (РОН), в котором указана скорость отрыва 73 KCAS, расстояние до взлета 1020 футов (ISA на высоте полета SL) и расчетное время отрыва 16,6 с из Примера 18-1.

РЕШЕНИЕ:

Скорость вращения:

$$\text{Вр} \quad 1:556 \quad \frac{\text{Вт}}{\rho S C_{L\max}} \quad 1:556 \quad \frac{1}{\delta 0:002378 \cdot 1:69} \quad \frac{3400}{144,9}$$

$$\frac{1}{4}118:9 \text{ фут} = \text{с}070:4 \text{ KKAS}$$

Значение воздушной скорости $V_r = \sqrt{2}$, таким образом:

$$V_r = 2\sqrt{484:1} \text{ фут} = \text{с}050 \text{ KKAS}$$

Поскольку эффективность винта неизвестна, давайте выберем $\eta = 0,50$ и рассчитаем расстояние отрыва:

Тяга на этой скорости полета:

$$T \frac{1}{4} \frac{0:5-550-310}{84:1} \quad \frac{1}{4}1014 \text{ фунтов}$$

Подъемная сила при этой скорости полета:

$$\frac{1}{2} \frac{1}{4}0:002378 \cdot 1:69 \cdot 144:9 \cdot 0:500 \cdot \frac{1}{4}609 \text{ фунтов}$$

ПРИМЕР 18-7

Определите скорость отрыва, расстояние до точки взлета и время от отпуска тормозов до отрыва на SL для Cirrus SR22, решив уравнение движения с помощью метода численного интегрирования со следующими параметрами (без учета влияния земли):

Вт½3400 фунтов	Сл $\frac{1}{\max}$,69 (на основе РОН для ТО)
Пвнр½310 л.с.	μ ½0,04 (примерное значение)
С½144,9 фута	Сдто½0,500

Используйте метод раздела 15.4.4 для аппроксимации тяги винта постоянной скорости. Этот метод аппроксимирует тягу как функцию скорости воздуха с помощью следующего сплайна четвертой степени:

Потяните эту воздушную скорость:

$$\frac{1}{2} \frac{1}{4}0:002378 \cdot 1:69 \cdot 144:9 \cdot 0:417 \cdot \frac{1}{4}51 \text{ фунт} \quad \phi$$

Среднее ускорение:

$$\frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \frac{G}{Bt} \frac{1}{2} T D - \mu B L P \\ \frac{1}{4} \frac{32:174}{3400} \frac{1}{2} 1014-51-0:04 \cdot 3400-609 \cdot \frac{1}{4}877 \text{ футов}$$

$$\frac{1}{4}8:06 \text{ фут} = c_2$$

Таким образом, пробег по земле до вращения равен:

$$Cg \frac{1}{4} \frac{B_p}{2a} \frac{1}{4} \frac{118:92}{2-8:06} \frac{1}{4}877 \text{ футов}$$

Время от отпуска тормоза до поворота:

$$t \frac{1}{4} \frac{2Cg}{a} \frac{1}{4} \frac{2-877}{8:06} \frac{1}{4}14:8 \text{ сек.}$$

Так как это не учитывает сегмент вращения, который добавил бы 1 секунду ко времени отрыва и 118,9 футов к общему расстоянию. Это дает истинный разбег по земле $Cg + C_g$ до 996 футов, что выгодно отличается от значения РОН в 1020 футов.

(3) Оценка наземного пробега с использованием метода численного интегрирования

Этот метод был введен в Раздел 18.2.5. Он решает все проблемы взлета, но более сложен в использовании. Его применение лучше всего продемонстрировать на примере (см. Пример 18-7).

$$T \phi \frac{1}{4}325:9 A_1 + A_2 B^\infty + A_3 B^2 \infty + A_4 B^3 \infty \Pi_{\text{л.с.}} \quad (15-69)$$

где B^∞ — это воздушная скорость в дальней зоне и константы A_1, A_2, A_3 , и A_4 определяются с помощью матрицы:

$$\begin{matrix} 8 & 9 & 2 & & & & & & 9 \\ \geq & \frac{A_1}{A_2} & B_y & B^2_y & B^3_y & B^4_y & 3-18 & > \eta_{\text{п.у.}} \geq \\ \frac{A_2}{A_3} & \frac{1}{4}6 & B_1 & B_2 & B_3 & B_4 & 7 & < \eta_{\text{п.выбрать}} \\ > & A_3 > & 41 & 2B_1 & 3B_2 & 4B_3 & 0 & > \\ & & & & & & & ; \\ & & & & & & & \eta_{\text{п.ис.}} \\ \therefore & A_4 & & & & & & ; \end{matrix} \quad (15-67)$$

Инструкции и идентификация переменных для этого метода приведены в разделе 15.4.4. Значения, используемые в решении, показаны в Таблица 18-5. Они основаны на Руководстве пилота самолета (РОН). Сравните результаты с опубликованными данными из РОН, которые дают скорость отрыва 73 KCAS, расстояние TO 1020 футов (ISA на SL) и расчетное время отрыва 16,6 с из Примера 18-1.

ПРИМЕР 18-7 (продолжение)

ТАБЛИЦА 18-5 Анализ наземного пробега с использованием метода численного интегрирования.

GROUND RUN ANALYSIS													
The calculations below are performed to determine the thrust function per Section 15.4.4, Initial Thrust Model for a Constant-Speed Propeller													
INPUT VALUES													
Max rated power $P_{BHP} = 310.0$ BHP													
Static thrust (at condition) $T_{STATIC} = 1169$ lbf													
$V_y = 101$ KTAS 170.5 ft/s $\Rightarrow \eta_p = 0.7200$													
$V_{opt} = 185$ KTAS 312.3 ft/s $\Rightarrow \eta_p = 0.8500$													
$V_{hz} = 285$ KTAS 481.1 ft/s $\Rightarrow \eta_p = 0.7500$													
4x4 Matrix													
101	1.020E+04	1.030E+06	1.041E+08	$A_1 = 0.72$	$\Rightarrow 7.4386E-02 -4.3574E-02 3.4268E+00 -6.5918E-03$	$\Rightarrow A_1 = 1.158E-02$							
185	3.423E+04	6.332E+06	1.171E+09	$A_2 = 0.85$	$\Rightarrow -1.0652E-03 7.1972E-04 -6.4476E-02 1.3653E-04$	$\Rightarrow A_2 = -5.277E-05$							
1	3.700E+02	1.027E+05	2.533E+07	$A_3 = 0$	$\Rightarrow 4.9951E-06 -3.3295E-06 3.6744E-04 -8.9817E-07$	$\Rightarrow A_3 = 9.273E-08$							
285	8.123E+04	2.315E+07	6.598E+09	$A_4 = 0.75$	$\Rightarrow -7.6261E-09 4.7041E-09 -6.4350E-07 1.9069E-09$	$\Rightarrow A_4 = -6.210E-11$							
$T = \frac{(A_1 V_\infty + A_2 V_\infty^2 + A_3 V_\infty^3 + A_4 V_\infty^4) 550 P_{HP}}{1.688 V_\infty}$													
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
Forces, lbf													
i	Time, s	Δt	$q, \text{lb}_f/\text{ft}^2$	$T(V)$	L	D	$\mu(\text{W-L})$	$a = dV/dt$	ft/s	KTAS	$V_{i-1} \cdot \Delta t$	$\frac{1}{2} a \cdot \Delta t^2$	$S_i = S_{i-1} + \Delta S_i$
0	0	-	0.00	1169	0	0	136	9.78	0.0	0.0	0	0	0
1	0.5	0.50	0.00	1169	0	0	136	9.78	4.9	2.9	0.0	1.22	1
2	1.0	0.50	0.03	1154	2	0	136	9.63	9.7	5.8	2.4	1.20	5
3	1.5	0.50	0.11	1139	8	1	136	9.49	14.4	8.6	4.9	1.19	11
4	2.0	0.50	0.25	1124	18	1	135	9.35	19.1	11.3	7.2	1.17	19
5	2.5	0.50	0.43	1110	31	3	135	9.21	23.7	14.1	9.6	1.15	30
6	3.0	0.50	0.67	1096	48	4	134	9.07	28.3	16.7	11.9	1.13	43
7	3.5	0.50	0.95	1083	69	6	133	8.93	32.7	19.4	14.1	1.12	58
8	4.0	0.50	1.27	1069	92	8	132	8.80	37.1	22.0	16.4	1.10	76
9	4.5	0.50	1.64	1057	119	10	131	8.66	41.5	24.6	18.6	1.08	95
10	5.0	0.50	2.04	1044	148	12	130	8.53	45.7	27.1	20.7	1.07	117
11	5.5	0.50	2.48	1032	180	15	129	8.40	49.9	29.6	22.9	1.05	141
12	6.0	0.50	2.96	1020	215	18	127	8.27	54.1	32.0	25.0	1.03	167
13	6.5	0.50	3.47	1008	252	21	126	8.15	58.1	34.4	27.0	1.02	195
14	7.0	0.50	4.02	997	291	24	124	8.02	62.1	36.8	29.1	1.00	225
15	7.5	0.50	4.59	985	333	28	123	7.90	66.1	39.2	31.1	0.99	257
16	8.0	0.50	5.19	975	376	31	121	7.78	70.0	41.5	33.0	0.97	291
17	8.5	0.50	5.82	964	422	35	119	7.66	73.8	43.7	35.0	0.96	327
18	9.0	0.50	6.48	954	469	39	117	7.54	77.6	46.0	36.9	0.94	365
19	9.5	0.50	7.16	943	519	43	115	7.43	81.3	48.2	38.8	0.93	405
20	10.0	0.50	7.86	934	569	47	113	7.31	85.0	50.3	40.7	0.91	446
21	10.5	0.50	8.58	924	622	52	111	7.20	88.6	52.5	42.5	0.90	490
22	11.0	0.50	9.32	915	676	56	109	7.09	92.1	54.6	44.3	0.89	535
23	11.5	0.50	10.09	905	731	61	107	6.98	95.6	56.6	46.1	0.87	582
24	12.0	0.50	10.86	896	787	66	105	6.87	99.0	58.7	47.8	0.86	630
25	12.5	0.50	11.66	888	845	70	102	6.77	102.4	60.7	49.5	0.85	681
26	13.0	0.50	12.47	879	903	75	100	6.66	105.7	62.6	51.2	0.83	733
27	13.5	0.50	13.29	871	963	80	97	6.56	109.0	64.6	52.9	0.82	787
28	14.0	0.50	14.13	862	1024	85	95	6.45	112.3	66.5	54.5	0.81	842
29	14.5	0.50	14.98	854	1085	90	93	6.35	115.4	68.4	56.1	0.79	899
30	15.0	0.50	15.84	847	1148	96	90	6.25	118.6	70.2	57.7	0.78	957
31	15.5	0.50	16.71	839	1211	101	88	6.16	121.6	72.1	59.3	0.77	1017
32	16.0	0.50	17.59	832	1274	106	85	6.06	124.7	73.9	60.8	0.76	1079
33	16.5	0.50	18.48	824	1339	112	82	5.96	127.6	75.6	62.3	0.75	1142
34	17.0	0.50	19.37	817	1403	117	80	5.87	130.6	77.4	63.8	0.73	1207

ПРИМЕР 18-7 (продолжение)

РЕШЕНИЕ:

Решение реализовано в [Таблица 18-5](#) было решено с помощью Microsoft Excel. Обратите внимание, что скорость вращения (B_r), который зависит от вышеприведенного C_{Cl} , уже был рассчитан в примере 18-6 и оказался равным 118,9 фут/с или 70,4 KCAS. Он служит флагом в приведенных ниже расчетах, как только скорость полета становится больше 118,9 фут/с, считается, что разбег завершен.

Для того чтобы помочь объяснить шаги, необходимые для настройки электронной таблицы, столбцы пронумерованы от 1 до 14. Первый столбец (заголовок «я») перечисляет используемые индексы, здесь от 1 до 35. Все строки от 2 до 30 содержат одни и те же формулы, но строка 1 отличается, поскольку содержит начальные условия.

Столбец 1 это индекс «я» показано в уравнениях [\(18-12\)](#) и [\(18-13\)](#). Стока с индексом 10 затенена для привлечения внимания. Она используется в качестве примера расчетов.

Столбец 2 содержит время. Здесь мероприятие начинается в $t=0$ и заканчивается в $t=17$ с. Начальное время (когда $t=0$) по определению равно нулю. Все последующие времена получаются простым добавлением 0,5 с к значению в ячейке выше. В конечном итоге пользователь сам решает, сколько строк использовать для представления временного интервала, в котором происходит событие (запуск ТО).

Столбец 3 это временной шаг. Обратите внимание, что каждая строка представляет собой определенный временной шаг, Δt . Здесь все временные шаги равны. Таким образом, 10-й временной шаг (когда $t=10$) происходит, когда $t=5$ с. Рекомендуется использовать временные шаги не более 0,25 с. А $\Delta t=0,5$ с. Используется 0,5 с, чтобы таблица поместилась на странице. Это в первую очередь необходимо для уменьшения ошибки в динамическом давлении, поскольку оно использует скорость из предыдущей строки в электронной таблице. Временной шаг просто вычисляется путем вычитания предыдущего времени из текущего времени: Временной шаг в строке 10 получается по $\Delta t=5 - 4,5 = 0,5$ с. Первая строка является исключением, так как у нее нет предшествующего времени. Хотя здесь используются постоянные временные шаги, временные шаги могут иметь переменный размер. Это позволяет получить более высокую четкость вокруг конкретного интересующего события.

Столбец 4 это тяга пропеллера. Он рассчитывается согласно предыдущему обсуждению с использованием полинома четвертой степени аргумента t . Он получен из столбца 11. Как было сказано ранее, B_a (который взаимозаменяется c_B) берется из предыдущей строки, чтобы предотвратить круговую ошибку. Таким образом, значение B_a в строке 10 используется скорость, вычисленная в строке 9. Читатель может настроить полином, используя либо воздушную скорость в KTAS, либо фут/с. В этом примере используется первая скорость, а тяга вычисляется с помощью формулы, показанной над индексами столбцов. Таким образом, используется воздушная скорость из столбца 11 (а не из столбца 10). Читателю, повторяющему следующие вычисления: Помните, что

Excel использует арифметику с двойной плавающей точкой. Таким образом, поскольку показанные значения представлены с использованием от 2 до 4 значащих цифр, ожидайте увидеть расхождения в ваших числах. Полученные числа, представленные ниже, отредактированы для соответствия [Таблица 18-5](#).

Столбец 5 это динамическое давление, здесь рассчитано с использованием плотности на уровне SL и скорости воздуха из столбца 10 (в футах/с). Таким образом, динамическое давление в строке 10 равно $D = \frac{1}{2} \rho B_2 \cdot \frac{1}{2} C_{\text{Cl}} (0,002378)(41,5)^2 = 2,04$ фунта/фут².

Столбец 6 это динамическое давление, здесь рассчитано с использованием динамического давления из столбца 4 ($\frac{1}{2} C_{\text{D}} (2,04)$ фунта/фут²) с C_{D} задано в условии задачи. Подъем в строке 10 равен $L = \frac{1}{2} D C_{\text{D}} (2,04)(144,9)(0,500) = 148$ фунтов/фут.

Столбец 7 это сопротивление, используя те же параметры, что и для столбца 6, за исключением коэффициента сопротивления, заданного как C_d . Сопротивление в ряду 10 равно $D = \frac{1}{2} C_d (2,04)(144,9)(0,0417) = 12$ фунтов/фут.

Столбец 8 это трение о землю. Он использует значение в столбце 6, вес V_t , и постоянная трения о землю μ , заданная в условии задачи. Трение о землю в строке 10 равно $\mu (W/L) = 0,04(3400 - 148) = 130$ фунтов/фут.

Столбец 9 это ускорение. Рассчитывается путем суммирования сил и деления на массу. Масса — это вес, деленный на ускорение свободного падения, $g = 32,174$ фут/с². Рассчитано по:

$$a = \frac{F}{m} = \frac{pT - D - \mu B_w L}{m} = \ddot{B}_w = g$$

Таким образом, ускорение в строке 10 получается следующим образом:

$$a = \frac{pT - D - \mu B_w L}{m} = \ddot{B}_w = g$$

$$\frac{1}{2} p(1044 - 12 - 130) = 3400 = 32,174 \text{ фут/с}^2$$

Колонки 10 и 11 являются скоростью полета. Его значение в столбце 10 рассчитывается с использованием кинематического выражения уравнения [\(18-12\)](#), $V_a = V_{a-1} + a \Delta t$. Используя строку 10 в качестве примера, $V_a = 41,5$ фут/с, $a = 148,53$ фут/с², и $\Delta t = 0,5$ с. Поэтому, $V_a = 41,5 + 148,53 \cdot 0,5 = 45,7$ фут/с. Значение в столбце 11 составляет $V_a = 148,53 \cdot 0,5 = 74,265$ фут/с.

Колонки 12 и 13 включают в себя расчеты расстояния, показанные в уравнении [\(18-13\)](#). Столбец 12 рассчитывается из выражения $V_a = V_{a-1} + a \Delta t$. Итак, строка 10 становится $V_a = 41,5 + 148,53 \cdot 0,5 = 20,7$ футов. Столбец 13 рассчитывается по выражению $\frac{1}{2} a \Delta t$. Для строки 10 это становится $\frac{1}{2} a \Delta t = 148,53 \cdot 0,5 = 74,265$ фута. Колонка 14 рассчитана поздний за $S = \frac{1}{2} C_{\text{D}} (V_a)^2 \Delta t$. Для строки 10 это становится: $S = \frac{1}{2} \cdot 148,53 \cdot (20,7)^2 \cdot 0,5 = 95,265$ футов. Это суммарное расстояние к этому моменту времени.

Давайте оценим результаты. [Таблица 18-5](#) показывает, что самолет разгоняется до V_a между рядами 30 и 31

ПРИМЕР 18-7 (продолжение)

ТАБЛИЦА 18-6 Результаты анализа.

	Параметр	Значение РОН	Расчетное значение	Процентная разница
Численное интегрирование: Вращение 15,1с.	Влоф	73 KKAC	70.4 KKAC	3,6%
	Сг	897 футов	963 фута	7,4%
	Сг+Сгижение	1020 футов	1082 фута	6,1%
	ТЛОФ	16.6с	15.1с	9,0%
	ди срднне	8,46 фут/c ²	7,33 фута/c ²	13,4%
Численное интегрирование: Старт на высоте 73 км по северо-восточной широте.	Влоф	73 KKAC	73 KKAC	-
	Сг+Сгижение	1020 футов	1050 футов	2,9%
	ТЛОФ	16.6с	15.8с	4,8%

(между 15,0 и 15,5 с). Интерполяция между этими двумя значениями дает 15,1 с и Сг 963 фута. При добавлении сегмента вращения расстояние увеличивается на Сгижение 14118,9 футов, дает общую длину разбега 1082 фута, а время отрыва составляет 16,1 с. Расстояние на 62 фута больше, чем показатель РОН. Напротив, если самолету разрешено разогнаться до Влоф 73 узла, как указано в РОН, отрыв происходит между рядами 31 и 32, в т 15,8 с и Сг+Сгижение 1050 футов, на 30 футов выше цифры РОН.

Другие числа сравниваются в Таблица 18-6. Обратите внимание, что единицы KCAS используются согласно РОН. Поскольку анализ проводится в SL, KCAS и KTAS равны.

Учитывая другие результаты, Рисунок 18-12 показывает модели тяги и эффективности винта, используемые для этого анализа. Затененная область на графике представляет фокус вышеуказанной работы и показывает, как метод сплайнов четвертой степени позволяет определять тягу во всем диапазоне скоростей полета.

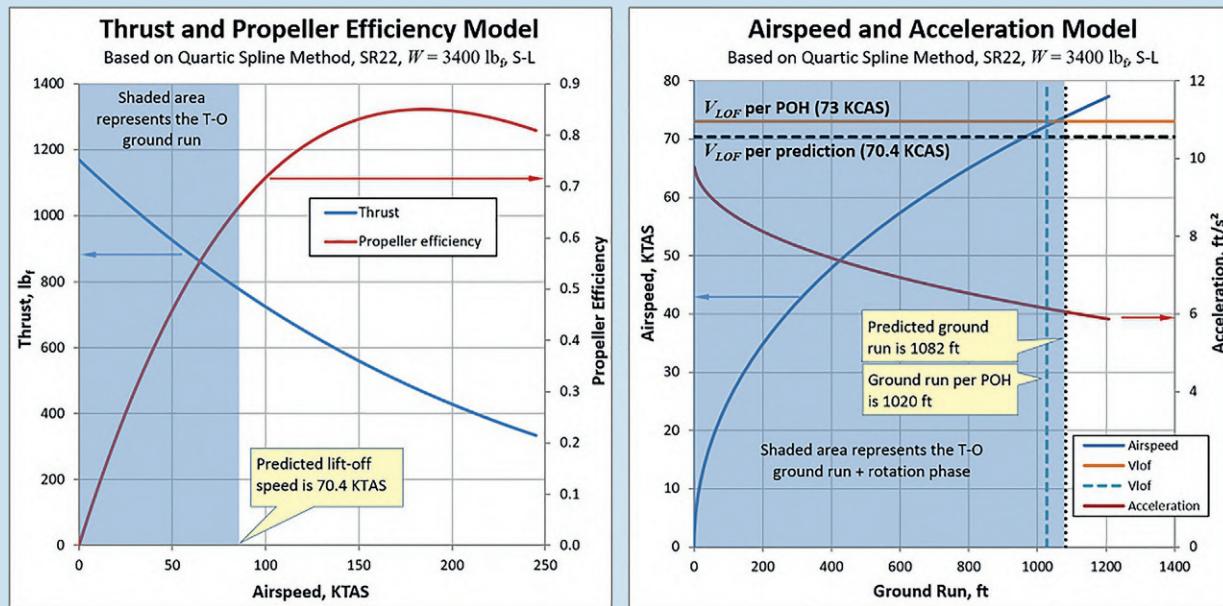


РИСУНОК 18-12 Модель тяги и эффективности воздушного винта для SR22, использованная в анализе пробега ТО.

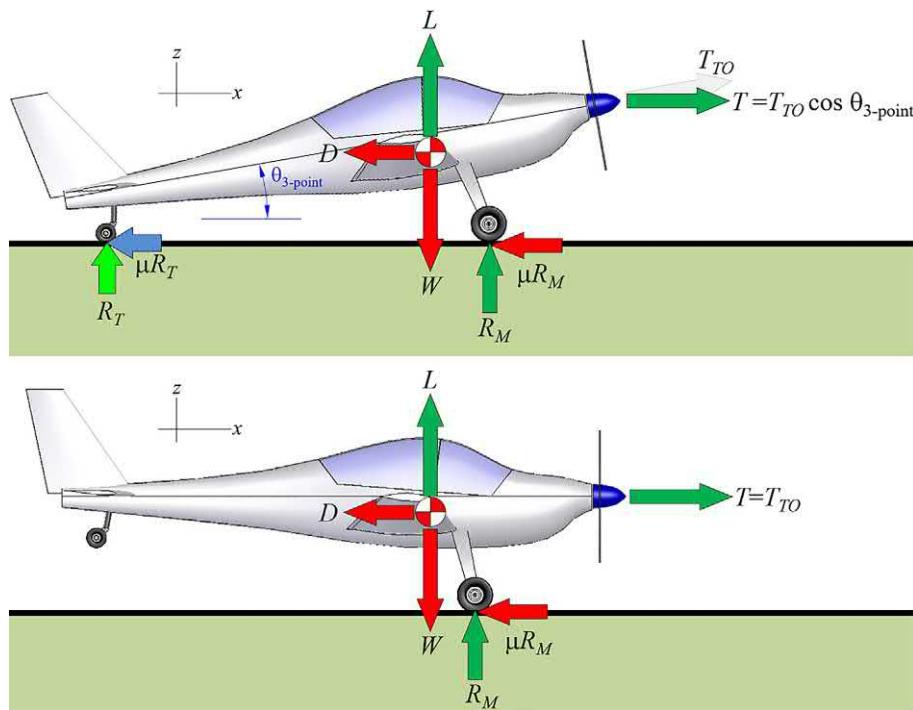


РИСУНОК 18-13 «Хвостовая опора» усложняет анализ разбега самолета.

(4) Лечение TO Run для Taildragger

Анализ разбега самолета с хвостовой опорой отличается от анализа обычного трехколесного самолета, поскольку во время разбега хвостовое колесо самолета с хвостовой опорой отрывается от земли (см. Рисунок 18-13). Что касается сопротивления, подъемной силы и тяги, это преобразует хвостовой тягач из одной конфигурации (с тремя точками контакта с землей) в другую (с двумя точками контакта с землей). Трехточечная конфигурация имеет большую C_d и, и нижняя горизонтальная тяга, T , чем 2-точечный. Легче всего обработать запуск ТО с помощью метода численного интегрирования. Переход можно обработать с помощью параметрической формулировки, показанной ниже.

Давайте различать C_d , C_L , и взлетная тяга, T_k , для двух конфигураций с использованием индексов 3-очкивый и 2 очка. Затем мы можем либо оценить, либо угадать время перехода, $\Delta t_{\text{малыш}}$. Это может длиться от 1 до 3 секунд. Нам также нужно время начала перехода, назовем его $t_{\text{ини}}$. Он основан на скорости воздуха, при которой это происходит, например, оцененной с помощью метода Раздел 13.3.5. Тогда мы можем оценить параметры во время перехода следующим образом

$$\begin{aligned} C_d \frac{1}{4} \rho r^2 C_d &+ p C_d \text{3-очкивый} \\ C_L \frac{1}{4} \rho r^2 C_L &+ p C_L \text{3-очкивый} \end{aligned} \quad (18-24)$$

T_k потому что $1 - p \theta \text{3-очкивый} + p \theta \text{2-очкивый}$

где θ — угол, который линия тяги образует с горизонталью, $\arctan(T_k / C_L)$ или $\Delta t_{\text{малыш}}$ от $t_{\text{ини}}$.

18.3.2 Расчет расстояния вращения, $S_{\text{Гниение}}$

Рисунок 18-14 показывает взлет самолета и преодоление препятствия на заданной высоте вскоре после взлета. Вращение является кратковременным событием во время ТО. Небольшие самолеты взлетают почти сразу после того, как пилот начинает вращение наточки вращения (путем отклонения руля высоты для подъема носа). Для больших тяжелых самолетов вращение может длиться от 2 до 5 с. Учит изменения сопротивления и подъемной силы во время вращения можно реализовать с помощью численной схемы интегрирования из предыдущего раздела; однако, гораздо проще учесть расстояние, пройденное во время вращения, предположив, что небольшой самолет проходит расстояние за 1 с, а большой — за 3 с. Математически:

Малые самолеты: $S_{\text{Гниение}} = \frac{1}{4} \rho V_{\text{ВлоффДж}}^2$ (18-25)

Большие самолеты: $S_{\text{Гниение}} = \frac{1}{4} \rho V_{\text{ДжВлоффДж}}^2$ (18-26)

Граница между «маленькими» и «большими» самолетами несколько субъективна. Для автора это где-то между Beech 99 King Air и British Aerospace BAe 146, с Fokker F-27 или F-50 в этой серой зоне.

18.3.3 Расчет расстояния перехода, $S_{\text{ТР}}$

Опять же, обратитесь к Рисунок 18-14. Переходный сегмент начинается с отрыва и заканчивается самолетом

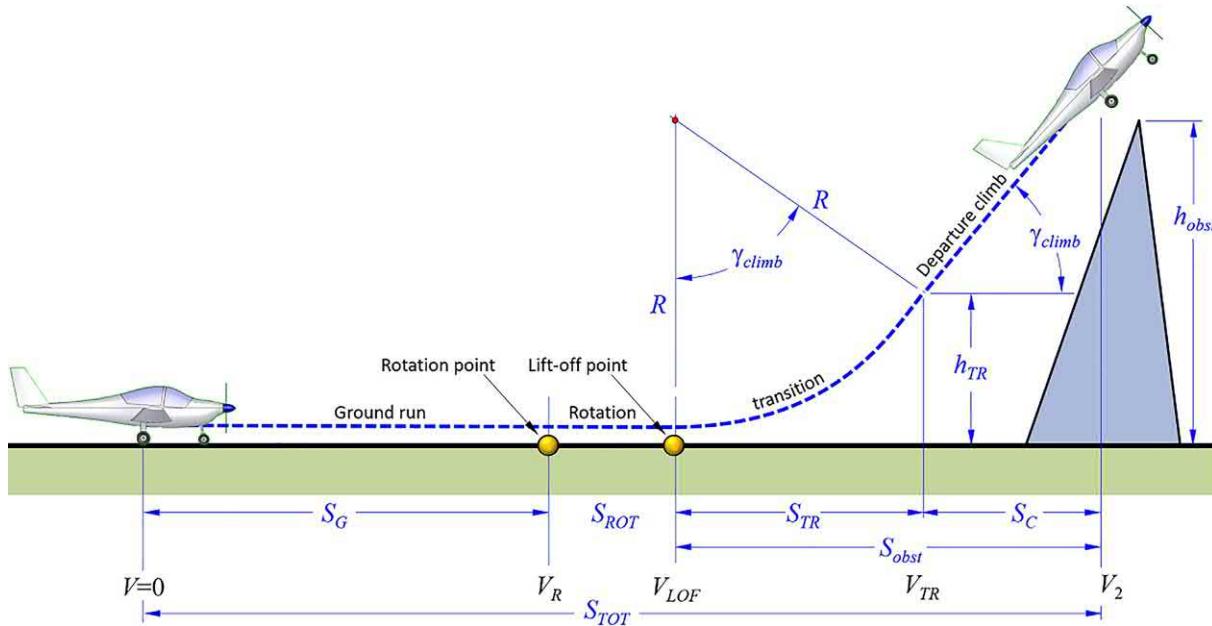


РИСУНОК 18-14 Определение сегментов, составляющих пробег ТО.

достижение угла подъема, который будет сохраняться до высоты препятствия (час_{обст}) достигнуто. Рисунок 18-15 показывает более подробный взгляд на этот сценарий. Мы хотим определить общее расстояние отточка отрывав места, где высота самолета равна высоте препятствия, назовем его С_{обст}. Чтобы определить С_{обст} мы должны установить: устранило ли препятствие после или до сегмента перехода завершен? Методология оценки С_{обст} сейчас будет представлена.

ШАГ 1: Угол подъема

$$\sin \gamma_{\text{взбираться}} = \frac{T_D}{B_T} \cdot \frac{1}{B_T} - \frac{1}{L = D} \quad (19-27)$$

ШАГ 2: Радиус перехода

Р0:2156В2 c1 (18-27)

ШАГ 3: Расстояние перехода

С_{ТР} = $\frac{1}{4} R \sin \gamma_{\text{взбираться}}$ (18-28)

ШАГ 4: Высота перехода

част $\frac{1}{4} R \delta_1 \cos \gamma_{\text{взбираться}}$ (18-29)

ШАГ 5а: Самолет пролетает препятствие ПОСЛЕ завершения перехода ($\gamma_{\text{ТР}} < \gamma_{\text{обст}}$)

Рисунок 18-15 слева показан начальный подъем, при котором самолет преодолевает препятствие **после** перехода, во время

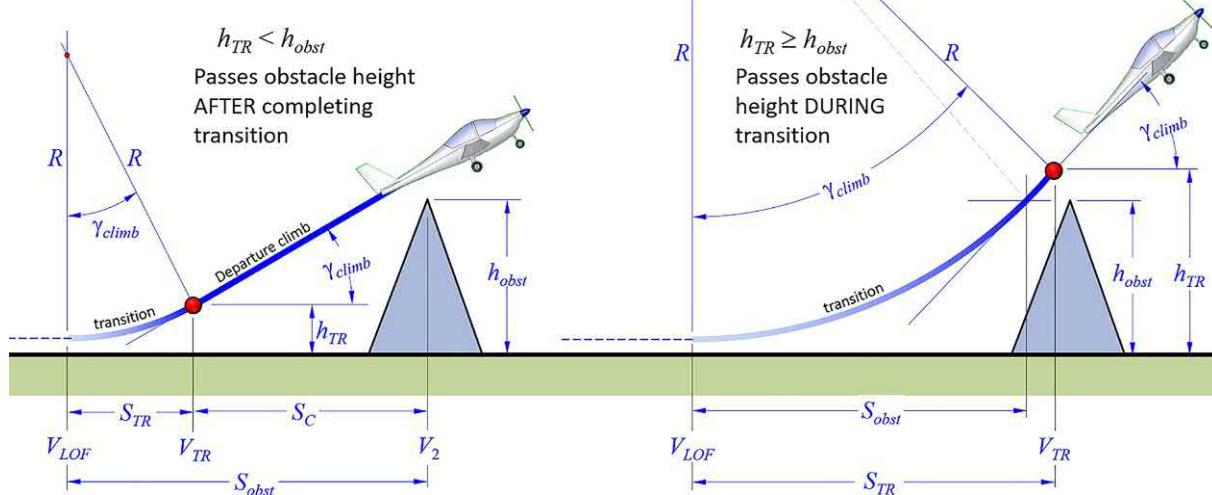


РИСУНОК 18-15 Оценка ТО через препятствие.

Прямой подъем. Таким образом, добавить $C_{обст} \frac{1}{4} C_{тр} + C_{с} \frac{1}{4}$ общему расстоянию ТО. Хитрость в том, чтобы определить $C_{обст} \frac{1}{4} C_{тр} + C_{с}$. При осмотре горизонтальное расстояние ($C_{тр}$) равно греху взвираться. Таким образом, высота, набранная при переходе, составляет частр $\frac{1}{4}P$ ($1 - \cos \theta$ взвираться). Они выражаются в виде уравнений (18-28) и (18-29). Ссылаются как уравнение (18-32).

ШАГ 56: Самолет пролетает препятствие во время перехода ($C_{тр} \geq C_{обст}$)

Рисунок 18-15 справа, показывает, как самолет проходит препятствие перед завершением перехода. Следовательно, нам нужно только определить расстояние до места, где он преодолел препятствие (т.е. достиг высоты $C_{обст}$). Расчет набора высоты не требуется. Это расстояние, опять же, обозначается как $C_{обст}$. Расстояние перехода ($C_{тр}$) определяется по правилу Пифагора:

$$P_2 \frac{1}{4} C_{обст} + \text{длрезус-фактор} \frac{1}{4} P_2, C_{тр} \frac{1}{4} P_2 - \text{длрезус-фактор} \frac{1}{4} P_2 \quad (18-30)$$

Таким образом, горизонтальное расстояние, необходимое для преодоления препятствия, приблизительно рассчитывается аналогично.

$$P_2 \frac{1}{4} C_{обст} + \text{длрезус-фактор} \frac{1}{4} P_2, C_{обст} \frac{1}{4} P_2 - \text{длрезус-фактор} \frac{1}{4} P_2 \quad (18-31)$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(18-27)

Переход обычно подразумевает ускорение с $1,1B_{c1}$ до скорости набора высоты $1,2B_{c1}$. Обратите внимание, что скорость набора высоты не обязательно равна наилучший показатель или лучший угол подъема для самолета. Средняя скорость для двух пределов составляет $B_{T} \frac{1}{4} 1.15 B_{c1}$ и это используется в дополнение к предполагаемому коэффициенту подъемной силы около $0,9C_{L_{max}}$ для определения пройденного расстояния.

Среднее вертикальное ускорение с учетом коэффициента перегрузки:

$$\frac{1}{4} \frac{L}{B_T} \frac{1}{4} 2 \frac{\rho d1:15 B_{c1} P_2}{\frac{1}{2} \rho V_{c1}^2} C_{L_{max}} = 0.9 C_{L_{max}} \quad (я)$$

Используйте коэффициент нагрузки для определения радиуса криволинейного сегмента, используя выражение для требуемого центростремительного ускорения. Коэффициент нагрузки в терминах центростремительной силы:

$$\frac{1}{4} \frac{L}{B_T} \frac{1}{4} \frac{B_2}{B_T} + M \frac{B_2}{P} \frac{1}{4} \frac{B_2}{B_T} + \frac{\text{Западная Вирджиния}}{G_P} \frac{1}{4} 1 + \frac{B_2}{P_T}$$

Решение для радиуса дает:

$$H \frac{1}{4} 1 + \frac{B_2}{P_T}, \quad P \frac{1}{4} \frac{B_2}{G \cdot H - 1} \quad (ii)$$

Следовательно, используя воздушную скорость перехода, получаем:

$$P \frac{1}{4} \frac{B_2 P}{G \cdot H - 1} \frac{1}{4} \frac{d1:15 B_{c1} P^2}{G \cdot H - 1} \frac{1}{4} 0:2156 - B_2 C_1 \quad (iii)$$

18.3.4 Расчет расстояния преодоления препятствия, C_c

Как указано выше, если значение $C_{обст}$ меньше чем $C_{с}$, самолет достигает его во время набора высоты. Расстояние, которое он преодолевает при наборе высоты, обозначается как C_c . Требуемая высота пролета препятствий составляет 50 футов для военных и ГА самолетов и 35 футов для коммерческих самолетов. Это расстояние можно получить, наблюдая за геометрией левой диаграммы **Рисунок 18-15**:

$$\tan \theta \frac{C_{обст} - C_{с}}{C_c} \quad) \quad C_c \frac{1}{4} \frac{\tan \theta \frac{C_{обст} - C_{с}}{C_c}}{\tan \theta \frac{C_{обст} - C_{с}}{C_c}} \quad (18-32)$$

ПРИМЕР 18-8

Определите расстояние перехода и, если необходимо, расстояние набора высоты для Cirrus SR22. Используйте данные из примера 18-6 по мере необходимости. Предположим упрощенную модель сопротивления и следующие характеристики:

Вт143400 фунтов	Сд $\frac{1}{4} 0,0350$ (конфигурация
С4144,9 фута2	TO, предполагаемая) $k \frac{1}{4}$
Сл $\frac{1}{4} 1,69$ (на основе	0,04207
РОН для TO)	

Сравните результаты с опубликованными данными из Руководства по эксплуатации самолета (РОН), в котором указана скорость отрыва 73 KCAS, расстояние до взлета 1020 футов (ISA на высоте полета SL) и расчетное время отрыва 16,6 с из Примера 18-1.

РЕШЕНИЕ:

Скорость сваливания: $B_{c1} \frac{1}{4} 108:0$ фут = $c \delta 64$ ККАСР δ из РОН

Скорость перехода:

$$B_{T} \frac{1}{4} 1:15 B_{c1} \frac{1}{4} 1:15 \delta 108:0 \frac{1}{4} 1:24:2 \text{ фут} = c \delta 73:6 \text{ ККАСР}$$

Коэффициент подъемной силы при B_T :

$$C_L \frac{1}{4} \frac{2B_T}{\rho V_{c1}^2 C} \frac{1}{4} \frac{2 \delta 3400 \rho}{\delta 0:002378 \delta 124:2 \rho \delta 144:9} \frac{1}{4} 1:279$$

Коэффициент лобового сопротивления при B_T :

$$C_d \frac{1}{4} C_{D_{min}} + k C_d \frac{1}{4} 0:0350 + 0:04207 \frac{1}{4} 1:279 \frac{1}{4} 0:1038$$

Подъемно-лобовое отношение: $L = D \frac{1}{4} 1:279 = 0:1038 \frac{1}{4} 12:3$

Тяга на B_T :

$T \delta 73:6 \rho \frac{1}{4} 825$ фунтов/с использованием функции тяги из примера 18-7

Угол подъема при B_T :

$$\tan \theta = \frac{1}{L} = \frac{1}{D} = \frac{1}{C_d \frac{1}{4} 0:0350 + 0:04207 \frac{1}{4} 1:279} = \frac{825}{3400} = \frac{1}{12:3} = 149:285^\circ$$

Радиус перехода:

$$R = 0:2156 \cdot B_2 \frac{1}{4} 0:2156 - \delta 108 \frac{1}{4} 2515 \text{ футов}$$

ПРИМЕР 18-8

(продолжение)

$$\text{Расстояние перехода: СТР} \quad 0:2156 \frac{\text{В}}{\text{с}} \frac{\text{T}}{\text{Вт}} \frac{1}{\text{Л=Д}}$$

$$\frac{1}{40:2156-0108} \frac{825}{3400} \frac{1}{12:3} \frac{1}{406 \text{ футов}}$$

Высота перехода:

частный РД - cos α взираясь в 1/251501 - потому что 9:285° РД 1/32:9 футов

Так как частично меньше высоты препятствия 50 футов, необходимо также включить участок подъема.

$$\text{Расстояние подъема: СС} \frac{1}{4} \frac{50-32:9}{\text{часобст-частР}} \frac{1}{4} \frac{50-32:9}{\text{тангенсвзираясь}} \frac{1}{4} 104 \text{ фута}$$

Таким образом, общее расстояние ТО на расстоянии 50 футов составляет 1082+406.

+ 104/1592 фута, если по оценкам Виз 70,4 KCAS

используется и 1050+406+104/1560 футов, если РОН ВЛОФ

Используется 73 KCAS. Оба числа выгодно отличаются от

опубликованного значения 1594 фута в РОН.

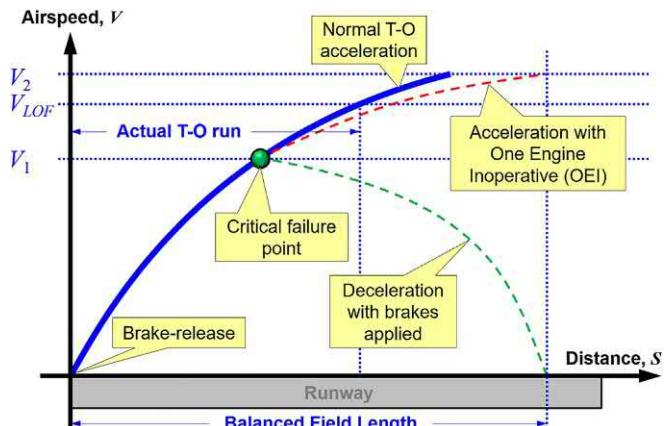


РИСУНОК 18-16 Определение сбалансированной длины поля.

18.3.5 Расчет сбалансированной длины поля, СБФЛ

[Рисунок 18-16](#) показывает, как скорость полета типичного самолета изменяется с расстоянием от отпуска тормозов во время пробега ТО. Предположим, что этот график отражает связь между скоростью полета и расстоянием до взлетно-посадочной полосы многомоторного самолета. Первоначально, в состоянии покоя, скорость полета и расстояние до взлетно-посадочной полосы равны нулю. Однако, как только пилот увеличивает тягу и отпускает тормоза, самолет начинает ускоряться, и расстояние от этой точки увеличивается.

Теперь предположим, что на некотором расстоянии от точки отпуска тормозов один двигатель выходит из строя. Самолет продолжит ускоряться, только гораздо медленнее, чем раньше. Теперь могут произойти две вещи:

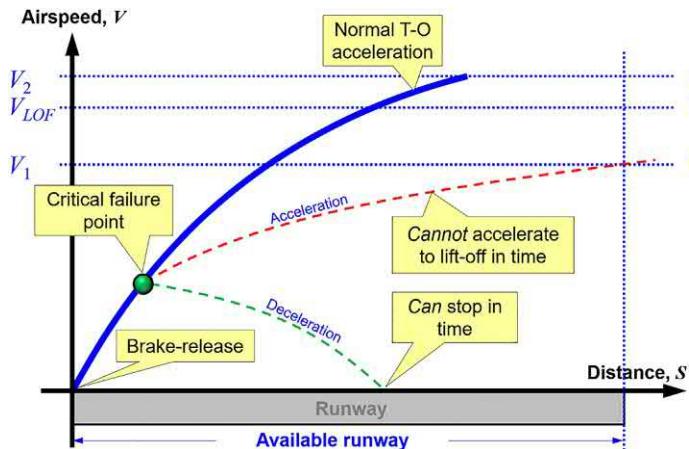
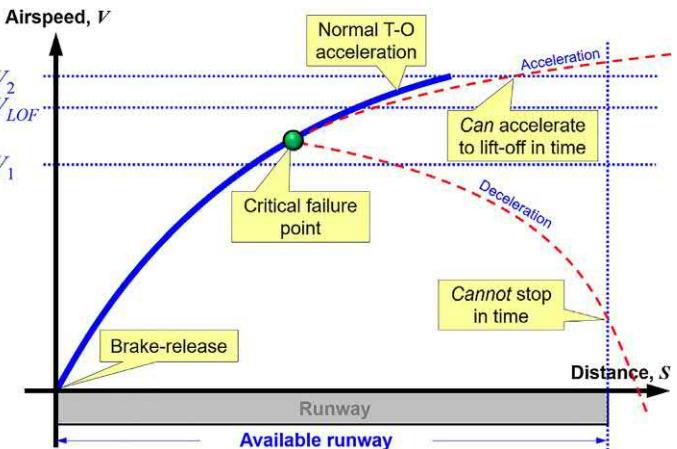


РИСУНОК 18-17 Если отказ произойдет достаточно рано, самолет можно остановить (слева). Однако, если он движется слишком быстро, он может не остановиться, но все еще сможет оторваться от земли до того, как закончится взлетно-посадочная полоса (справа).

(1) Если скорость полета низкая (и пройденное расстояние короткое), пилот может просто нажать на тормоза и полностью остановить самолет до того, как он выедет за пределы взлетно-посадочной полосы. Проблема решена. Это показано на левом графике в [Рисунок 18-17](#).

(2) С другой стороны, если скорость полета высока (предполагая, что самолет все еще на земле), то впереди самолета может не оказаться достаточно взлетно-посадочной полосы, чтобы полностью остановить его вовремя, поэтому торможение не является вариантом. В этом случае могут произойти две новые вещи: (a) Недостаточно тяги, чтобы разогнаться до взлета до выезда с взлетно-посадочной полосы. Происходит катастрофа. (Пилоту никогда не следовало пытаться выполнить забег ТО.) (b) Действительно достаточно тяги, чтобы разогнаться до взлета до выезда с взлетно-посадочной полосы. Катастрофы удается избежать. Это показано в виде правого графика на [Рисунок 18-17](#).

Хотя эта логика верна, она требует усилий по анализу, что невозможно во время кризиса. Также обратите внимание, что из графиков в [Рисунок 18-17](#): Если есть воздушная скорость, при которой самолет



может быть остановлен вовремя (как показано на левом графике) и существует воздушная скорость, при которой он не может быть остановлен вовремя, но разогнан до отрыва (как показано на правом графике), тогда должна быть воздушная скорость между ними, при которой он может быть как остановлен, так и разогнан до отрыва вовремя (если нет, то взлетно-посадочная полоса слишком коротка для безопасной эксплуатации самолета). Такая воздушная скорость действительно существует и она называется V_1 , безопасная скорость ТО.

В чрезвычайных ситуациях пилоты обучены реагировать. Если ниже, V_1 нажмите на тормоза. Если выше, V_1 продолжить взлет. Расстояние, необходимое для разгона самолета до V_1 затем замедлить его до полной остановки, применив резкое торможение, называется Сбалансированная длина поля (BFL, иногда называемый ускорение-остановка расстояние). Он применим только к многомоторным самолетам и не нужен для одномоторных самолетов. Единственный вариант — тормозить. Важность BFL в том, что он дает пилоту два безопасных варианта.

Торенбек [2, стр. 168–169] представлено следующее эмпирическое выражение для оценки сбалансированной длины поля для многомоторного самолета:

$$\frac{0:863}{1 + 2:3\Delta Y_2} \frac{B_{TK}=C}{\rho g C_L^2} + \frac{1}{2:7 + \frac{1}{T=3k-\mu'}} + \frac{\Delta S}{\sigma} \quad (18-33)$$

где

C_L^2 Коэффициент подъемной силы при V_2 . Если $V_2 > V_1$, то можно показать, что $C_L^2 < 0,694 C_L$, где C_L максимальное значение под действием силы тяжести, ρ Плотность воздуха,

ΔS Перетасьте на V_2 ,
 C Расчетная площадь крыла, B_{TK} Взлетный вес, часост Высота препятствия 35 футов (10,7 м) для коммерческих лайнеров и 50 футов (15,2 м) для самолетов общей авиации,

\bar{T} Средняя тяга во время полета ТО, определяемая уравнениями (18-34) и (18-35), m/s^2 40.01 Сл + 0,02, где $C_{L_{max}}$

ЭТО ТО, что ТО

конфигурация,

ΔS Расстояние инерции 655 футов 200 м,

$\Delta Y_2 = Y_2 - Y_{2min}$.

8	-	-	-	-
\geq	0:024	для 2 двигателей		
>	0:027	для 3 двигателей		
:	0:030	для 4 двигателей		

$y_2 = \sqrt{g \rho_{air} T_0 D_{TK}} \frac{D_{TK}}{Y_2 - Y_{2min}}$	-	-	-	-
БТК	Диаметр	1=3		
БТК	Диаметр	1=3		

Метод Торенбека требует оценки средней тяги во время пробега ТО для реактивных и винтовых двигателей. Самолеты с двигателем, использующие следующие выражения:

$$\bar{T} = \frac{5 + BPR}{0:75 T_{max} + 4 - BPR} \quad (18-34)$$

где T_{max} максимальная статическая тяга и BPR — это степень двухконтурности турбовентиляторного двигателя.

Для самолета с винтом постоянной скорости:

$$\bar{T} = \frac{\sigma N_e D_{TK}}{P_{max}} \quad (18-35)$$

где

D_{TK} Диаметр пропеллера,

P_{max} Максимальная мощность двигателя в л.с. или кг м/с (что равно мощности в ваттах, деленной на σ), σ Коэффициент плотности,

$$(K_{n1}) \frac{5:75}{0:321} \quad \text{для } P_{max} \text{ в BHP} \quad \text{для } P_{max} \text{ в кг м/c}$$

Обратите внимание, что средняя тяга винта с фиксированным шагом будет примерно на 15–20 % ниже, чем у винта с постоянной скоростью.

ПРИМЕР 18-9

Оцените сбалансированную длину летного поля для Learjet 45 предполагая, что его $C_{L_{max}}$ в конфигурации ТО должно быть 1,60 и $V_2 > V_1$. Также предположим, что высота препятствия составляет 50 футов, а общий вес — 21 500 фунтов. Обратите внимание, что другие свойства самолета приведены в Таблице 17-8. Предположим упрощенную модель сопротивления и эффективность размаха Освальда коэффициент составляет 0,8294 и C_d 0,045 в ТО-конт. Кроме того, предположим, что максимальная тяга при одном неработающем двигателе (OEI) равна половине средней тяги, рассчитанной на ШАГЕ 4 ниже.

РЕШЕНИЕ:

ШАГ 1: Определить постоянную « k »:

$$k = \frac{1}{\pi A_P} \frac{1}{e} \frac{1}{\delta t} \frac{1}{\delta D} = \frac{1}{0:8294} = 0:05236$$

ШАГ 2: Рассчитайте скорость сваливания в ТО

конфигурация с использованием данного $C_{L_{max}}$ и Уравнение (20-29):

$$V_2 = \frac{2B_{TK}}{\rho S C_{L_{max}}} = \frac{2821500}{0:002378 \cdot 311:6 \cdot 1:60} = 113 \text{ ККAS}$$

ШАГ 3: Поэтому, V_2 составляет:

$V_2 = 113 \text{ ККAS} = 190.4 \text{ фут/с} = 135 \text{ KCAS}$.

ПРИМЕР 18-9 (продолжение)

ШАГ 4: Рассчитайте среднюю тягу во время пробега ТО, используя уравнение(18-34):

$$\bar{T} = \frac{5 + \text{БПР}}{140:75T_{k4} + \text{БПР}} = \frac{5 + 3:9}{140:75 - 7000} = \frac{5 + 3:9}{4 + 3:9}$$

145915 фунтовф

ШАГ 5: Определим коэффициент μ' :

$$m\dot{C}_d = 0.01 C_{l_{max}} + 0.0240,036$$

ШАГ 6: Оцените сопротивление на скорости полета V_2 , но для этого необходимо знать полярность сопротивления самолета. Здесь предположим следующую полярность сопротивления для самолета в конфигурации ТО: $C_d = C_{d,0} + k C_{l_{min}} / 40,045 + 0,05236 C_2$.

Коэффициент подъемной силы при V_2 :

$$C_{l_2} = 140,694 C_{l_{max}} / 40,694 - 1,60 / 41.11$$

Коэффициент лобового сопротивления при V_2 :

$$C_d = 140,045 + 0,05236(1,11) / 40,1095$$

Сила сопротивления при V_2 :

$$D_2 = \frac{1}{2} \rho V_2^2 C_D$$

$$\frac{1}{2} \rho 0:002378 p 0:228:5 p 0:311:6 p 0:1095 p 1/2118 \text{ фунтовф}$$

ШАГ 7: Оцените угол набора высоты γ_2 и разность $\Delta\gamma_2$. Как указано во введении к этому примеру, предполагается, что тяга с ОЕИ составляет половину тяги Трассчитано в ШАГЕ 4, или 2955 фунтовф. Это дает следующий угол подъема:

$$\gamma_2 = \frac{\text{грех-1} T_{k4} - \text{грех-1} 2955 - 2118}{V_{TK}} = \frac{21500}{140:04080} \text{ рад}$$

Следовательно: $\Delta\gamma_2 = \gamma_2 - \gamma_{2,\min} = 0,04080 - 0,024 / 0,01680 \text{ рад}$

ШАГ 8: Наконец, рассчитайте S_{TO} используя уравнение(18-33):

$$S_{TO} = \frac{0:863}{1 + 2:3\Delta\gamma_2} \frac{V_{TK} = C}{\rho g C_{l_2}} + \frac{1}{\text{часобст}} + \frac{1}{T = 3k - \mu'} + \frac{\Delta S}{\sigma}$$

$$\frac{1}{1 + 2:3\Delta\gamma_2} = \frac{0:863}{1 + 2:3 \cdot 0:04080} = \frac{21500 = 311:6}{0:002378 p 0:32:174 p 0:111 p} + 50$$

$$\frac{1}{\text{часобст}} = \frac{1}{5915 = 21500 - 0:036} + \frac{655}{1}$$

14 p0:8309 p 0:862:5 p 0:882 p + 655 / 5587 футов

Это сопоставимо с 5500 футами, опубликованными в источнике [9] для типа.

18.3.6 Исследования чувствительности к взлету

Полезно изучить влияние изменений атмосферных условий, веса, уклона взлетно-посадочной полосы и других отклонений на работу самолета. Три чувствительности

исследования для SR22 показаны в Рисунки 18-18-18-20. Первый оценивает чувствительность расстояния ТО к изменениям температуры и высоты. Он показывает, что ТО с аэродрома на высоте 10 000 футов на стандартном

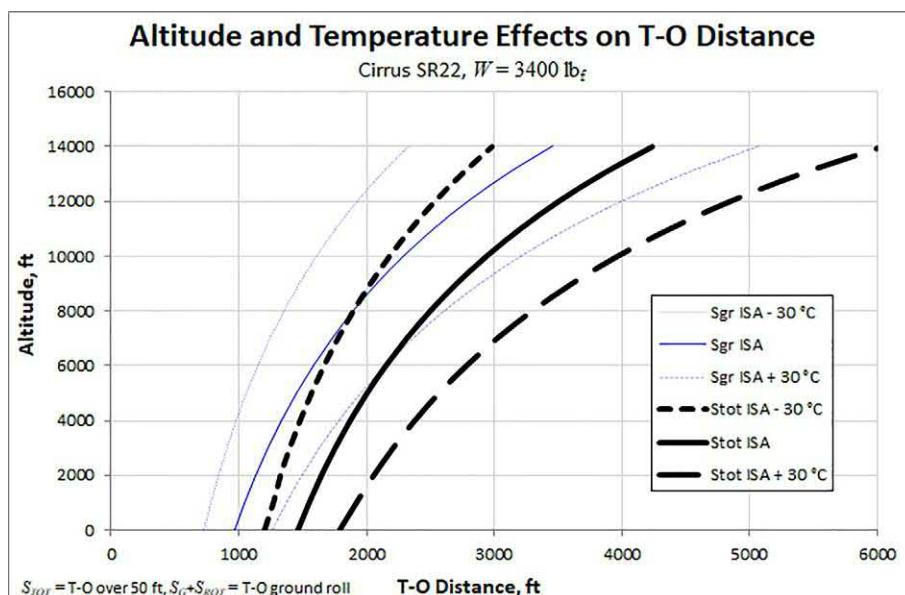


РИСУНОК 18-18 Исследование чувствительности, показывающее влияние высоты и температуры на расстояние TO SR22. Исследование было проведено с использованием метода анализа, представленного в этом разделе.

РИСУНОК 18-19 Исследование чувствительности, показывающее влияние изменения веса на расстояние ТО SR22.

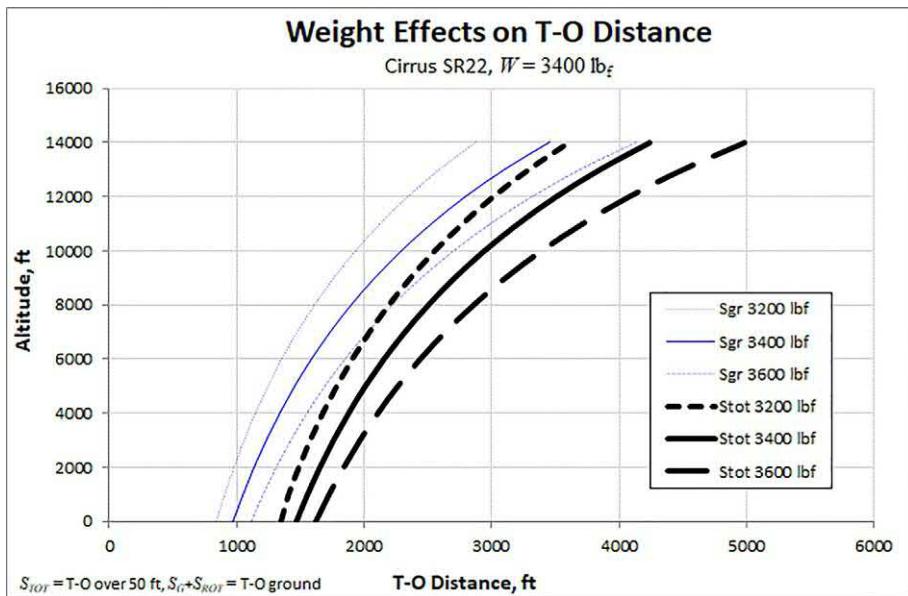
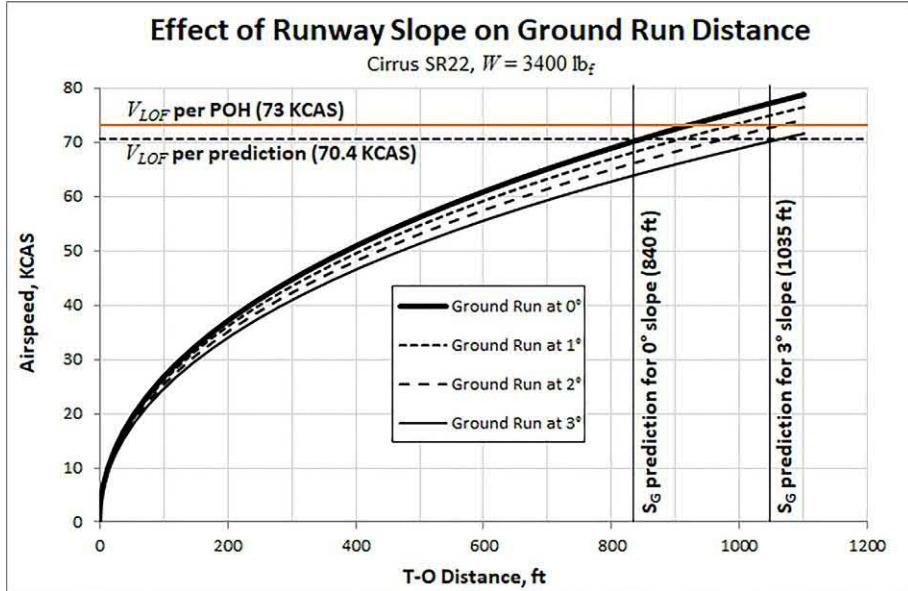


РИСУНОК 18-20 Исследование чувствительности, показывающее влияние изменения уклона взлетно-посадочной полосы на расстояние до цели для SR22.



день удваивает расстояние ТО на 50 футов. В день, который составляет 30°C теплее нормы, расстояние увеличивается в 2,7 раза.

Чувствительность оценивалась в [Рисунок 18-19](#) показывает, как вес и высота влияют на расстояние ТО. Исследование такого рода полезно при оценке влияния невыполнения целевого веса брутто. Как правило, увеличение веса брутто на 200 фунтов увеличит дальность разбега на 150–675 футов, а расстояние разбега свыше 50 футов — на 155–750 футов в зависимости от высоты.

Влияние крутого уклона взлетно-посадочной полосы показано на рисунке. [Рисунок 18-20](#) основан на уравнении(18-5). На рисунке показано, что подъем взлетно-посадочной полосы примерно на 3 градуса увеличит расстояние разбега почти на 200 футов, с

840 футов до 1035 футов. Хотя эта информация полезна для некоторых предварительных исследований конструкции, она жизненно важна для пилотов, когда самолет будет введен в эксплуатацию. Большинство взлетно-посадочных полос имеют некоторую степень подъемов или спусков; понимание пагубного эффекта подъемов, в частности, помогает пилоту в процессе принятия решений.

18.4 БАЗА ДАННЫХ — ДЛЯ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫБРАННЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

[Таблица 18-7](#) показывает пробег по земле и расстояние до места посадки для выбранных самолетов. Эти данные полезны при оценке точности собственных расчетов.

ТАБЛИЦА 18-7 ТО-характеристики выбранных самолетов.

Single Engine GA Aircraft				
Aircraft	Gross Wgt, lb _f	Ground Run, ft	T-O to 50 ft, ft	Reference
Aero Boero 115	1697	380	500	Jane's 1976-77
Beech A36 Bonanza	3600	1140	2040	
Beech Sundowner	2030	1130	1955	
Beech V35 Bonanza	3400	1002	1769	
Cessna 152	1670	725	1340	
Cessna 172 Skyhawk	2300	805	1440	
Cessna 177 Cardinal	2800	890	1585	
Cessna 185 Skylane	2950	705	1350	
Cessna 210 Centurion	3800	1250	2030	
Cirrus SR20	3050	1478	2221	
Cirrus SR22	3400	1028	1594	POH
Piper PA-18 Super Cub	1750	200	500	Jane's 1978-79
Piper PA-28 Warrior II	2325	963	1490	
Piper PA-32 Lance II	3600	960	1690	
Piper PA-38 Tomahawk	1670	820	1460	
SIAI-Marchetti SF-260	2425	1837	2543	Jane's 1976-77
Multi Engine GA Aircraft				
Aircraft	Gross Wgt, lb _f	Ground Run, ft	T-O to 50 ft, ft	S _{BFL} *, ft
Beech Duchess 76	3900	1017	2119	-
Beech Duke B60	6775	2075	2626	-
Beech King Air C90	9650	-	2261	3498
Cessna 310	5500	1335	1700	-
Cessna 337 Skymaster	4630	1000	1675	-
Cessna 340	5990	1615	2175	-
DHC-6 Twin Otter	12500	700-860	1200-1500	-
Partenavia P-68B Victor	4321	912	1539	-
Piper PA-23 Aztec	5200	945	1695	1985
Piper PA-31 Cheyenne	9000	-	1980	3140
Piper PA-31 Chieftain	7000	1360	2490	2100
Piper PA-34 Seneca II	4570	900	1240	2520
Commuter Aircraft				
Aircraft	Gross Wgt, lb _f	Ground Run, ft	T-O to 50 ft, ft	Reference
Let L-410 Turbolet	12566	1627	1850	Jane's 1976-77
GAF N22B Nomad	8500	600-970	1260-1350	
Embraer EMB-110 Bandeirante	13010	1245	1770	
DHC-5 Buffalo	49200	950-2300	1250-2875	Jane's 1978-79
Fokker F-27 Friendship	43952	3240-3970	-	Jane's 1976-77

* S_{BFL} = Balanced Field Length

УПРАЖНЕНИЯ

- (1) Шестиместный Beech B58 Baron имеет два двигателя Continental IO-470 мощностью 260 л. с., которые врашают винты диаметром 78 дюймов. Его общий вес составляет 5100 фунтов. Это как 199,2 футов² площадь крыла и размах крыла 37,83 фута.

Оцените его сбалансированную длину поля в SL в стандартный день, предполагая, что максимальный коэффициент подъемной силы в конфигурации TO равен 1,60, минимальный коэффициент сопротивления равен 0,035, константа сопротивления, вызванная подъемной силой, равна 0,05906, и B=1,2. Всегда для препятствия высотой 50 футов. Предположим упрощенную модель сопротивления. Предположим,

максимальная тяга с одним неисправным двигателем (OEI) равна половине средней тяги ТО. Сравните свое число с опубликованным значением около 2300 футов.

Ответ: 2386 футов.

(2) Оцените среднее ускорение и время от отпуска тормоза до отрыва для следующих типов самолетов на основе скорости разбега и отрыва, указанных в их руководствах по эксплуатации для пилотов (предположим, что условия SL).

(а) Бичкрафт B58 Барон, $C_f = 1/2000$ футов, $V_{lof} = 1/484$ ККАС.

(б) СОКАТА ТВМ-850, $C_f = 1/41017$ футов, $V_{lof} = 1/477$ ККАС.

(с) Cessna C-208 Гранд Караван, $C_f = 1/41405$ футов, $V_{lof} = 1/486$ ККАС.

(г) Пайпер PA-46 Малибу Мираж, $C_f = 1/41100$ футов, $V_{lof} = 1/469$ ККАС. Ответ (а): 5,03 фута/с², 28,2 с.

(3) Оцените время разбега трехмоторного бизнес-джета Dassault Falcon 7, используя следующие данные:

характеристики:

$V_{lof} = 1/470\ 000$ фунтов/ф

$C_f = 1/4761$ фут²

$C_{dlo} = 1/40,85$

$C_{dlo} = 1/40,045$

$C_l = 1/41.5$

$T_b V_r / \sqrt{2/3} = 6000$ фунтов/ф

$\mu = 1/40,03$

Ответ: 4425 футов.

(4) Определите скорость отрыва (V_{lof}), V_2 и общее расстояние до препятствия высотой 50 футов (включая расстояние качения, вращения, перехода и набора высоты)

для турбовинтового самолета SOCATA TBM-850, при условии соблюдения следующих характеристик:

$V_{lof} = 1/47394$ фунта/ф

$P = 1/4850$ л.с. (PT6A) $C_f = 1/4$

193,7 фута/2

$C_{lmax} = 1/41,90$ (на основе РОН для ТО) $C_{dlo} = 1/4$

0,750 (предполагаемое значение) $C_{dlo} = 1/40,045$

(предполагаемое значение) $\mu = 1/40,03$

(примерное значение) $\eta_n = 1/40,65$

Сравните результаты с опубликованными данными из Руководства по эксплуатации самолета (РОН). Это дает $V_{lof} = 1/490$ ККАС, $V_2 = 1/499$ ККАС, длина пробега по земле 2035 футов (ISA на SL) и общая дальность полета (до 50 футов) составляет 2840 футов.

Ссылки

- [1] КД Перкинс, Р.Э. Хаге, Летные характеристики, устойчивость и управляемость самолета, Джон Уэйли и сыновья, 1949.
- [2] Э. Торенбек, Синтез конструкции дозвукового самолета, 3-е изд., Издательство Дelfтского университета, 1986.
- [3] Л. Николаи, Основы проектирования самолетов, 2-е изд., (1984).
- [4] Дж. Рокам, К.-Т.Е. Лан, Аэродинамика и летные характеристики самолета, Корпорация DAR, 1997.
- [5] Ф. Дж. Хейл, Летно-технические характеристики, выбор и проектирование самолетов, Джон Уэйли и сыновья, 1984, стр. 137–138.
- [6] Дж. Д. Андерсон-младший, Летно-технические характеристики и конструкция самолета, 1-е изд., Макгроу-Хилл, 1998.
- [7] Аноним, В-29 – Руководство по подготовке командира самолета для «Суперкрепости», AAF Manual No. 50-9, Управление безопасности полетов, Военно-воздушные силы, февраль 1945 г.
- [8] Аноним, Методы оценки эффективности реактивных транспортных самолетов Boeing – 737/747/757 – 767, 7-е изд., Инженерное обеспечение летной эксплуатации, май 1989 г.
- [9] Аноним, Learjet 45 – Руководство по летной эксплуатации самолета, Бомбардье Learjet, 2004 год.

19

Производительность — Подъем

КОНТУР

19.1 Введение	811	
19.1.1 Содержание этой главы	811	
19.1.2 Какие анализы мне необходимо сделать?	811	
19.2 Основные соотношения для маневра набора высоты	812	
19.2.1 Общие уравнения движения для подъема	813	
19.2.2 Доступная мощность, требуемая мощность и избыточная мощность	814	
19.2.3 Вертикальная скорость воздуха в терминах тяги или мощности	814	
19.2.4 Скорость набора высоты	815	
19.3 Общие методы анализа набора высоты	815	
19.3.1 Общее выражение для скорости набора высоты	815	
19.3.2 Общее выражение для угла подъема	817	
19.3.3 Формулировка наилучшей (максимальной) скорости набора высоты		817
19.3.4 Формулировка наилучшего (максимального) угла подъема		822
19.3.5 Формулировка конкретных задач оптимального набора высоты		824
19.3.6 Время набора высоты		826
19.3.7 Абсолютная/практическая высота потолка		827
19.3.8 Численный анализ маневра набора высоты — исследования чувствительности		828
19.4 База данных самолетов — Скороподъемность выбранных самолетов	830	
Ссылки	832	

19.1 ВВЕДЕНИЕ

Изучение набора высоты в первую очередь включает определение скорости, с которой самолет увеличивает высоту (называется скорость набора высоты или ROC) и угол траектории его полета по отношению к земле (называемый угол подъема или AOC). Понимание того, насколько быстро самолет набирает высоту, имеет большое значение как для конструктора, так и для операторов. Отличные показатели набора высоты продают самолет. Это влияет не только на время достижения крейсерской высоты, но и на восприятие его шумового следа. Рисунок 19-1 показывает организационную карту, отображающую подъем среди других субъектов теория производительности.

В этой главе представлена формулировка и решение уравнений движения для набора высоты и представлены практические решения как для винтовых, так и для реактивных самолетов. Для конструктора основная информация, представляющая интерес, включает максимальный ROC, наилучший (наивысший) AOC, соответствующие скорости полета, ROC и AOC для заданной мощности и диапазон набора высоты, если назвать несколько. В целом, методы, представленные здесь, являются «отраслевым стандартом» и отражают методы, представленные различными авторами, например,

Перкинс и Хейдж[1], Торенбек[2], Николай[3], Роскам[4], Хейл[5], Андерсон[6], и Миле[7], и это лишь некоторые из них.

19.1.1 Содержание этой главы

- Раздел 19.2 разрабатывает фундаментальные соотношения, необходимые для оценки характеристик набора высоты, и, что наиболее важно, уравнения движения для набора высоты.
- Раздел 19.3 представляет собой набор методов для прогнозирования конкретных характеристик набора высоты самолета. Это включает в себя некоторые оптимальные методы набора высоты.
- Раздел 19.4 представлены характеристики набора высоты отдельных типов самолетов.

19.1.2 Какие анализы мне необходимо сделать?

Для новичка в анализе набора высоты насущным вопросом является: «Что я должен оценить и как мне провести эти оценки?» Короче говоря, цель анализа набора высоты — оценить, обладает ли самолет достаточной мощностью для обеспечения безопасной эксплуатации. Это относится к

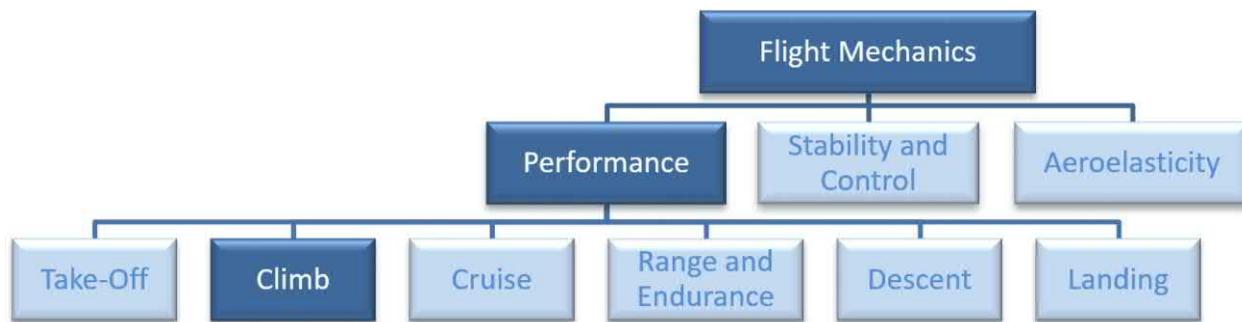


РИСУНОК 19-1 Организационная карта, размещающая теорию производительности среди дисциплин Механика полета, и подчеркивание основной темы этой главы: анализ эффективности набора высоты.

Одномоторные и многомоторные самолеты со всеми работающими двигателями и одним неработающим двигателем. Обзор исторических и текущих 14 CFR Часть 23 раскрывает набор требований. Несмотря на заявления об обратном, текущие правила (§23.2120 и §23.2125) носят предписывающий характер, как и исторические. [Таблицы 19-1 и 19-2](#) перечисляют необходимые задачи, которые вам следует выполнить.

Важным побочным продуктом анализа набора высоты является определение оптимальных скоростей полета, которые приводят к наиболее крутой траектории. угол подъема самый быстрый/скорость набора высоты. Это проиллюстрировано на [Рисунке 19-2](#), который показывает траекторию того же самолета в его наилучший угол набора высоты воздушная скорость (V_x , обозначается как А) и наилучшая скорость набора высоты (V_y , обозначается как Б). Через некоторое время, например, через 1 мин, самолет находится позади и ниже самолета Б, но его угол траектории (γ_x) круче. Это означает, что его высота набрана (Δh) на единицу горизонтального расстояния (Δx) больше, чем у самолета Б.

ТАБЛИЦА 19-1 Список задач основан на 14 CFR Часть 23.

Абзацы	Содержание	Раздел
14 Свод федеральных правил §23.2120 ^a	Соответствие различным градиентам подъема	19.2 и 19.3
14 Свод федеральных правил §23.2125 ^a	Данные о восхождении, которые необходимо собрать	19.3.1 и 19.3.2
14 Свод федеральных правил §23.63	Общие положения относительно нижеследующих пунктов	19.2 и 19.3.1
14 Свод федеральных правил §23.65	Требования к набору высоты при всех работающих двигателях	19.2 и 19.3.1
14 Свод федеральных правил §23.66	Набор высоты при взлете с одним неработающим двигателем	19.2 и 19.3.1
14 Свод федеральных правил §23.67	Подъем с одним неработающим двигателем	19.2 и 19.3.1
14 Свод федеральных правил §23.69	Подъем и спуск по маршруту	19.2 и 19.3.1
14 Свод федеральных правил §23.77	Неудачная посадка	19.2 и 19.3.1
14 Свод федеральных правил 36	Стандарты шума: тип воздушного судна и сертификация летной годности	19.3.2

^a«Новая» часть 23.

ТАБЛИЦА 19-2 Список задач для анализа набора высоты.

Имя задачи	Условия	Раздел
Общая скороподъемность (ROC) Лучшая	В _и И _В	19.3.1
ROC для реактивного самолета	В _и И _В В _{опт}	19.3.1(2)
Лучший ROC для винта Общий угол набора высоты (AOC) Лучший AOC для	В _и И _В В _{опт}	19.3.1(3)
реактивного самолета	В _Х И _У выбрать	19.3.2(2)
Лучший AOC для пропеллера	В _Х И _У выбрать	19.3.2(3)
Время набора высоты	Т	19.3.6
Потолок обслуживания	Час _{подъема}	19.3.7
Абсолютный потолок	час _{вис}	19.3.7
Оптимальные методы восхождения	Различный	19.3.1, 19.3.2, 19.3.5

19.2 ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ ДЛЯ МАНЕВРА НАБОРА ВЫСОТЫ

В этом разделе представлены основные математические соотношения, необходимые для анализа маневра набора высоты. Обзор [Раздел 7.1.3](#). Основы энергии, работы и мощности может быть полезным перед тем, как рассматривать следующие темы. Подъем — это изменение потенциальной энергии за единицу времени. Рассмотрим самолет на высоте t_1 в x_1 в t_2 в x_2 . Скорость изменения потенциальной энергии во времени можно записать как

$$\frac{\Delta \text{ЧП}}{\Delta t} = \frac{\text{МГХ}_2 - \text{МГХ}_1}{T_2 - T_1} \frac{\Delta h}{\Delta t} \quad (19-1)$$

$$= \frac{\text{гЧП}}{\Delta t} \frac{1/4 \text{РЕ} - 1/4 \text{Втлим}}{\Delta t} \frac{\Delta h}{\Delta t}$$

Западная Вирджиния

Где ЧП — это потенциальная энергия, мэто масса, гэто гравитационное ускорение, В — вертикальная скорость (скорость набора высоты), а Вт — мг. Выражение показывает, что скорость изменения потенциальной энергии во времени равна произведению Западная Вирджиния: Это является сила-скорость $\frac{1}{2}$ силы. Важность этих отношений становится очевидной в [Раздел 19.2.3](#).

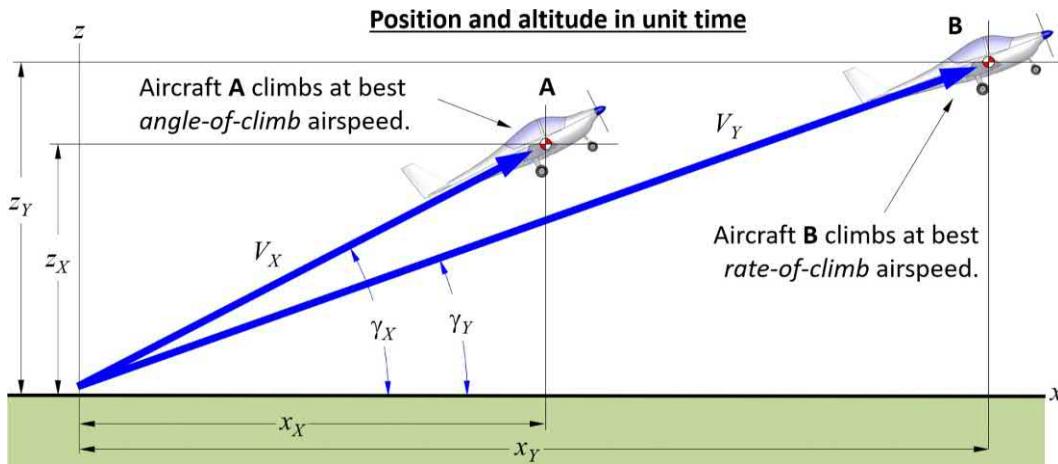


РИСУНОК 19-2 Последствия восхождения на высоту в единицу времени.

19.2.1 Общие уравнения движения для подъема

Уравнения движения самолета в горизонтальной и вертикальной плоскостях были разработаны в [Раздел 17.1.2](#), Уравнения движения для теории производительности. Они представлены как набор Miele [Уравнение \(17-1\)](#). Читателю рекомендуется ознакомиться с ними. Также ознакомиться с [Рисунком 17-1](#). Этот набор уравнений адаптирован для подъема как Уравнение(19-2). Преобразование предполагает (1) угол тяги $\varepsilon \frac{1}{4}0$, (2) набор высоты осуществляется с постоянной скоростью, V_∞ , поэтому производные по времени равны нулю, и (3) постоянный угол траектории полета, $\gamma > 0$. Кроме того, пусть $Bt \frac{1}{4}mg$. Это уменьшает [Уравнение \(17-1\)](#) как показано ниже

$$\begin{aligned} x_{-} - B_\infty \cos y \frac{1}{4}0 & \quad x_{-} - B_\infty \cos y \frac{1}{4}0 \\ \chi_{-} - B_\infty \sin y \frac{1}{4}0 & \quad \chi_{-} - B_\infty \sin y \frac{1}{4}0 \\ T \cos \varepsilon - D_m g \sin y + B \frac{1}{4}0) T D B s i n y \frac{1}{4}0 & \\ \text{Трехи} + L m \delta g \cos y + V y \frac{1}{4}0 & \quad D B \cos y \frac{1}{4}0 \\ M g + C_T T \frac{1}{4}0 & \quad B t + C_T T \frac{1}{4}0 \end{aligned} \quad (19-2)$$

(1) Общие плоские уравнения движения самолета

Верхние два уравнения уравнения(19-2) являются отношениями перевода. Следующие два уравнения называются общими плоскими уравнениями движения. Они получаются путем суммирования сил вдоль тангенциальных осей. Они не предполагают вращения вокруг биномиальной оси (см. рис. 17-1).

$$T \cos \varepsilon - D - m g \sin y \frac{1}{4}0 B_\infty \quad (19-3)$$

$$\text{Трехи} + L - m g \cos y \frac{1}{4}0 B_\infty y \frac{1}{4}0 B_\infty \quad (19-4)$$

(2) Уравнения движения для полета с набором высоты

Как показано выше, уравнение(19-2) разработан путем адаптации плоских уравнений движения к устойчивому подъему на основе указанных предположений. Таким образом, для устойчивого подъема мы получаем

$$T D B s i n y \frac{1}{4}0 \quad) \quad T D \frac{1}{4} B t s i n y \quad (19-5)$$

$$D B \cos y \frac{1}{4}0 \quad) \quad L \frac{1}{4} B t c o s y \quad (19-6)$$

Уравнение(19-6) показывает, что при наборе высоты подъемная сила меньше веса. Разница компенсируется вертикальной составляющей тяги. Коэффициент подъемной силы при этом условии равен:

$$C_l \frac{1}{4} \frac{2 B t \cos y}{\rho V_2 C} \frac{1}{4} \frac{B t}{q S} \cos y \quad (19-7)$$

(3) Сопротивление во время подъема

Используя скорректированную модель сопротивления, сила сопротивления определяется по формуле:

$$D \frac{1}{4} q S C_{d \min } + k \delta C_L C \frac{L_{\min d}}{L_{\min d}} B^2 \quad (19-8)$$

Заменить уравнение(19-7) в уравнение(19-8) получить

$$D \frac{1}{4} q S C_{d \min } + k \frac{B t}{q S} \cos y - C \frac{L_{\min d}}{L_{\min d}} B^2 \quad (19-9)$$

Расширение приводит к

$$D \frac{1}{4} q S C \frac{-D_{\min}}{B t^2} + k \frac{B t^2}{q S} \text{ потому что } 2 B t \cos y C \frac{L_{\min d}}{L_{\min d}} + q S B_{\min d} \quad (19-10)$$

Обратите внимание, что если $L_{\min d} \frac{1}{4}0$ это становится упрощенным перетаскиванием модель

$$D \frac{1}{4} q S C_{d \min } + k \frac{B t^2}{q S} \text{ потому что } \quad (19-11)$$

Обратите внимание, что перетаскивание D , как рассчитано по уравнению(19-10) или (19-11) следует использовать с уравнениями (19-17) и (19-19). Однако это требует итеративной схемы

решить для ROC и у. Однако, как показали Мэйр и Бердсопл [8], предполагая, что $\cos \gamma \approx 1$ обеспечивает приемлемую точность для умеренных углов набора высоты. В частности, ошибка для самолетов АОН мала, так как их угол набора высоты обычно меньше 15 градусов. Согласно рисунку 4.1 работы [8], при наилучшей скорости набора высоты, даже при угле набора высоты 20° , исключение косинуса приведет к отклонению результата примерно на 0.2° от точного значения. При $\gamma \approx 40^\circ$ отклонение остается ниже 1.0° . Предполагая, что $\cos \gamma \approx 1$ выполняется, мы получаем значительную экономию времени при анализе с небольшим отличием от точного метода.

(4) Горизонтальная и вертикальная скорость полета

Прежде чем разрабатывать методы анализа 19.2.3 Вертикальная скорость воздуха в терминах тяги или власты
Раздел 19.3, сначала определите горизонтальную скорость полета. При оценке горизонтального расстояния, пройденного при длительном подъеме на высоту, важно:

$$x = V_{\text{час}} \frac{1}{4} B_\infty \cos \gamma \quad (19-12)$$

Тогда можно определить вертикальную скорость полета, также называемую скоростью набора высоты (РПЧ):

$$\text{час_} = V_\infty \frac{1}{4} B_\infty \sin \gamma \quad (19-13)$$

Оба могут быть получены путем наблюдения из Рисунок 19-3. Обратите внимание, что с точки зрения калиброванной воздушной скорости, V_∞ это воздушная скорость, указанная на указателе воздушной скорости, V_∞ наблюдается на указатель вертикальной скорости (ВСИ) и часто скорость относительно земли. Обратите внимание, что это $V_{\text{час}}$ не следует путать с максимальной скоростью горизонтального полета, которая будет обсуждаться в этой главе.

19.2.2 Доступная мощность, требуемая мощность и избыточная мощность

Недоступная мощность, требуемая мощность, избыточная мощность и играют важную роль в определении скороподъемности самолета. Термин тяга-мощность было определено в Раздел 15.3.8. Эффективность пропеллера, как произведение тяги и скорости. Тяга — это источник тяги в самолетах. Его также называют мощность доступная теории производительности. Это противопоставляет тормозящую силу, созданную произведением сопротивления и скорости; требуемая мощность. Мы

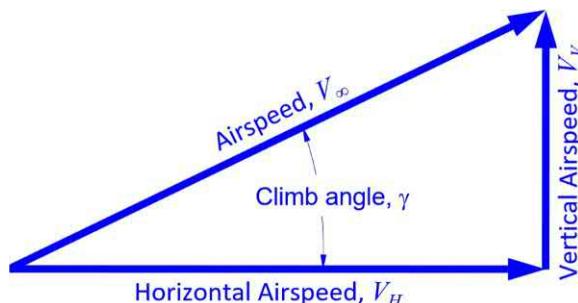


РИСУНОК 19-3 Составляющие воздушной скорости при наборе высоты.

определенная избыточной мощностью как разница между этими двумя, как показано ниже.

Доступная мощность:

$$P_{\text{средний}} = \text{Сила-Скорость} \frac{1}{4} TB_\infty \eta_p \text{ПАНГЛ} \quad (19-14)$$

Требуемая мощность:

$$P_{\text{РЕКВИЗИТ}} = \text{Сила-Скорость} \frac{1}{4} DB_\infty \quad (19-15)$$

Избыточная мощность:

$$\Delta P = P_{\text{средний}} - P_{\text{РЕКВИЗИТ}} \quad (19-16)$$

19.2.3 Вертикальная скорость воздуха в терминах тяги или власты

Уравнение (19-1) показывает, что продукт Западная Вирджиния это сила, необходимая для подъема самолета с высоты 1 час^2 . Это составляет разницу между доступной мощностью ($P_{\text{средний}}$) и требуемой мощностью ($P_{\text{РЕКВИЗИТ}}$) для горизонтального полета в условиях. Таким образом, вертикальную скорость полета можно оценить, если известны тяга и сопротивление самолета.

Для самолетов:

$$B_\infty = \frac{TB_\infty - DB_\infty}{BT} = \frac{1}{4} B_\infty \eta_p \text{ПАНГЛ} \quad (19-17)$$

Для пропеллеров:

$$B_\infty = \frac{P_{\text{РЕКВИЗИТ}} - P_{\text{средний}}}{BT} = \frac{1}{4} B_\infty \eta_p \text{ПАНГЛ} \quad (19-18)$$

Где η — эффективность винта и P — мощность двигателя (в Дж/с или фут-фунтах ф/с). Вышеуказанные выражения являются одними из самых важных уравнений во всей методологии анализа набора высоты. В конечном счете, мы хотим определить конкретные значения B_∞ , например, максимальное значение или то, которое приводит к самому крутым подъему и т. д. Знание этих значений имеет большое значение для пилота и, как выясняется, также для сертификации самолета. Кроме того, формулировка показывает, что для того, чтобы самолет увеличил свою высоту, его тяговая мощность (TB_∞) или доступная мощность ($P_{\text{средний}}$) должна быть больше силы сопротивления (DB_∞) или требуемая мощность ($P_{\text{РЕКВИЗИТ}}$) для горизонтального полета.

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ (19-17)

Умножить уравнение (19-5) $k B_\infty / BT$ получить:

$$\begin{aligned} \frac{B_\infty}{BT} \delta T D \frac{1}{4} B_\infty \sin \gamma &= \frac{B_\infty}{BT} \eta_p \text{ПАНГЛ} \\ &\Rightarrow \frac{TB_\infty - DB_\infty}{BT} \frac{1}{4} B_\infty \sin \gamma \end{aligned}$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(19-18)

Из уравнения(19-17), мы идентифицируем продукт TB^{∞} как имеющаяся мощность и DB^{∞} как требуемая мощность. Из этого следует, что

$$\frac{TB^{\infty}-DB^{\infty}}{Bt} = \frac{\text{Предний - ПРЕКВИЗИТ}}{Bt} \frac{1}{4} \frac{\text{НГР-ПЭ Р В}}{Bt} \frac{1}{4} B^{\infty} \sin \gamma$$

19.2.4 Скорость набора высоты

Скорость набора высоты (ROC) имеет большое значение для пилота, а также является превосходным показателем возможностей самолета, поскольку она напрямую зависит от его тяги и сопротивления. Если тягу и сопротивление можно количественно оценить в условиях полета, то мгновенная ROC в единицах фут/мин (или fpm) можно рассчитать следующим образом:

$$Bv = 60 \frac{TB^{\infty}-DB^{\infty}}{Bt} \frac{1}{4} \frac{\text{Предний - ПРЕКВИЗИТ}}{Bt} \quad (19-19)$$

ПРИМЕЧАНИЕ 1

Единицы измерения ROC в уравнении(19-17)обычно фут/мин или фут/мин. Вот почему мы умножаем его на 60, чтобы преобразовать ROC в фут/с в фут/мин.

ПРИМЕЧАНИЕ 2

В системе СИ ROC обычно выражается в м/с, что делает ненужным фактор 60. Читатель должен знать о разнице в представлении времени между системами Великобритании и СИ.

ПРИМЕЧАНИЕ 3

Если не указано иное, ROC указывается в fpm. Также возможно, что ROC указывается в ft/s.

(1) Важные параметры набора высоты

При анализе набора высоты первостепенное значение имеют следующие параметры:

Лучший показатель взбираться	Максимальная скорость, с которой самолет может увеличивать высоту, предполагая постоянную воздушную скорость B^{∞} .
Лучший угол обзора взбираться	Самый кругой градиент (см.Рисунок 19-4) самолет может достичь, предполагая постоянную воздушную скорость B^{∞} .
Лучший показатель скорости набора высоты	Скорость полета, B^{∞} , при котором достигается наилучшая скороподъемность. Обычно обозначается как V_i . Для пилотов это обычно обозначается как V_x . Для пилотов это обычно обозначается как CAS , например, $KCAS$.
Лучший угол обзора скорости набора высоты	Скорость полета, B^{∞} , при котором достигается наилучший угол набора высоты. Обычно обозначается как V_x . Для пилотов это обычно обозначается как CAS , например, $KCAS$.

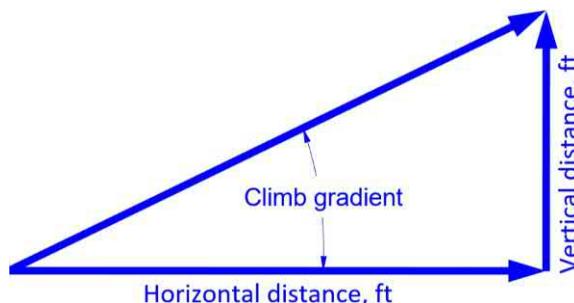


РИСУНОК 19-4 Составляющие расстояния при наборе высоты.

(2) Градиент подъема

Иногда набор высоты выражается в терминах % градиента набора высоты. Например, 14 CFR Часть 23 ссылается на градиенты набора высоты вместо fpm или m/s. Это помещает нормативные требования в форму, применимую ко всем самолетам. Концепция предполагает отсутствие ветра и определяется следующим образом (см. Рисунок 19-4):

$$\text{Градиент подъема} = \frac{\text{Рост}}{\text{Бегать}} \frac{1}{4} \frac{\text{Подъем}=\Delta t}{\text{Пробег}=\Delta t} \frac{1}{4} \frac{\text{Час}}{\frac{1}{4} \tan \gamma} \quad (19-20)$$

Из чего мы получаем, что

$$Bv = \frac{1}{4} B^{\infty} \sin \gamma \quad (19-21)$$

Рассмотрим самолет, градиент набора высоты которого составляет 0,1 при путевой скорости $B^{\infty}=100$ KTAS (нм/ч) в условиях безветра. Его скороподъемность в футах в минуту составляет

$$Bv = 0:1 - \frac{100 \text{ нм}=\text{ч}}{60 \text{ мин}=\text{ч}} - 6076 \text{ футов} = \text{н.м.} \frac{1}{4} 1013 \text{ футов} = \text{мин}$$

Рассмотрим самолет, градиент набора высоты которого составляет 0,1 при скорости полета $B^{\infty}=100$ KTAS (нм/ч) в условиях безветра. Его скороподъемность в футах в минуту составляет

$$Bv = \frac{1}{4} \frac{100 \text{ нм}=\text{ч}}{60 \text{ мин}=\text{ч}} - 6076 \text{ футов} = \text{нм} - \sin \tan^{-1} 0:1 \frac{1}{4} 1008 \text{ футов} = \text{мин}$$

19.3 ОБЩИЕ МЕТОДЫ АНАЛИЗА НАБОРА ВЫСОТЫ

Вооружившись уравнением движения, мы можем оценить характеристики набора высоты новой конструкции самолета. В этом разделе представлен ряд методов оценки наиболее важных свойств набора высоты самолета. Эти методы в первую очередь включают упрощенные и скорректированные модели сопротивления (C_L) и (C_D) . Для понимания качества анализа эти модели предоставить, см. Раздел 20.2.2(11), Основные Концепции.

19.3.1 Общее выражение для скорости набора высоты

Общее выражение для оценки ROC на основе тяговооруженности и нагрузки на крыло представлено в

этот раздел. Он удобен для оценки общих характеристик набора высоты. Он представлен для упрощенных и скорректированных моделей сопротивления и предполагает небольшой угол траектории полета, γ . Это оправдывает $\cos \gamma \approx 1$, хотя γ переносится в вывод ниже. Выражение возвращает вертикальную воздушную скорость в футах/с или м/с. Используя упрощенную модель сопротивления, он вычисляется из:

$$B^{1/4} B^{\infty} \sin \gamma / 4 B^{\infty} B t \delta B = C_p q S_{D_{\min}} - \frac{K}{B t} \quad (19-22)$$

Используя скорректированную модель сопротивления, она вычисляется с помощью:

$$\begin{aligned} B^{1/4} B^{\infty} \sin \gamma / 4 B^{\infty} &= \frac{T}{B t} - \frac{D}{\delta B = C p} S_{D_{\min}} + K C_{L_{\min}} \\ &= \frac{B t}{C} \frac{K}{D} + 2 K C_{L_{\min}} \end{aligned} \quad (19-23)$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЙ(19-22) И(19-23)

Заменим уравнения(19-10)и(19-11)в(19-17)и манипулируем алгебраически, как показано:

$$B^{\infty} \sin \gamma / 4 = \frac{T B^{\infty} - D B^{\infty}}{B t} - \frac{1}{4} \frac{T}{B t^{\infty}} B - \frac{1}{B t^{\infty}} B$$

$$\begin{aligned} q S C_{D_{\min}} + K &= \frac{B t^2}{q S} \text{ потому что } 2 B t \cos \gamma = L_{\min} + q S C_{L_{\min}} \\ \frac{1}{4} B^{\infty} \frac{T}{B t} - q S \frac{1}{B t} C_{D_{\min}} + K &= \frac{1}{B t} \frac{B t^2}{q S} \text{ потому что} \\ - 2 B t \frac{1}{B t} \cos \gamma C_{L_{\min}} + \frac{d C}{B t} C_{L_{\min}} &= \\ \frac{1}{4} B^{\infty} \frac{T}{B t} - \frac{K K_{D_{\min}} + K}{B = C} &= \frac{B t}{C} \frac{B t^2}{q S} \text{ потому что} \\ + \frac{K K_{L_{\min}}}{B = C} &= \end{aligned}$$

Таким образом, мы получаем

$$\begin{aligned} B^{\infty} \sin \gamma / 4 B^{\infty} &= \frac{T}{B t} - \frac{D}{\delta B = C p} S_{D_{\min}} + K C_{L_{\min}} \\ &+ \frac{B t}{S} \text{ потому что } \gamma \\ &+ 2 K \cos \gamma C_{L_{\min}} \end{aligned} \quad (19-24)$$

Это выражение обычно упрощается следующим образом: (1) Подстановка $\cos \gamma \approx 1$ и упрощение приводят к уравнению (19-23). (2) Замена $C_{L_{\min}} \approx 0$ в уравнение(19-23). Уравнение дает(19-22).

ПРИМЕР 19-1

Определите вертикальную скорость полета для самолета-образца (Learjet 45), летящего со скоростью 250 тыс. км/ч на высоте полета с тягой 4635 фунтов. (за [Раздел 14.3.4](#), Модель Мэттингли для турбовентиляторного двигателя для турбовентиляторного двигателя с низкой степенью двухконтурности) и весом 21500 фунтов. Для простоты предположим упрощенную модель сопротивления и используем параметры [Таблица 17-8](#). Сравнить с [Рисунком 19-5](#), который отображает зависимость скорости набора высоты от скорости полета

для трех высот, используя скорректированную модель сопротивления, модифицированную с помощью высокоскоростных и низкоскоростных сплайнов (см. [Глава 16](#)).

РЕШЕНИЕ:

Динамическое давление:

$$D^{1/4} \frac{1}{2} \rho V^{1/2} = \frac{1}{2} \cdot 0.0010235 \cdot 688 \cdot 2^{1/2} \cdot 1:7 \text{ фунт} = \text{футы}^2$$

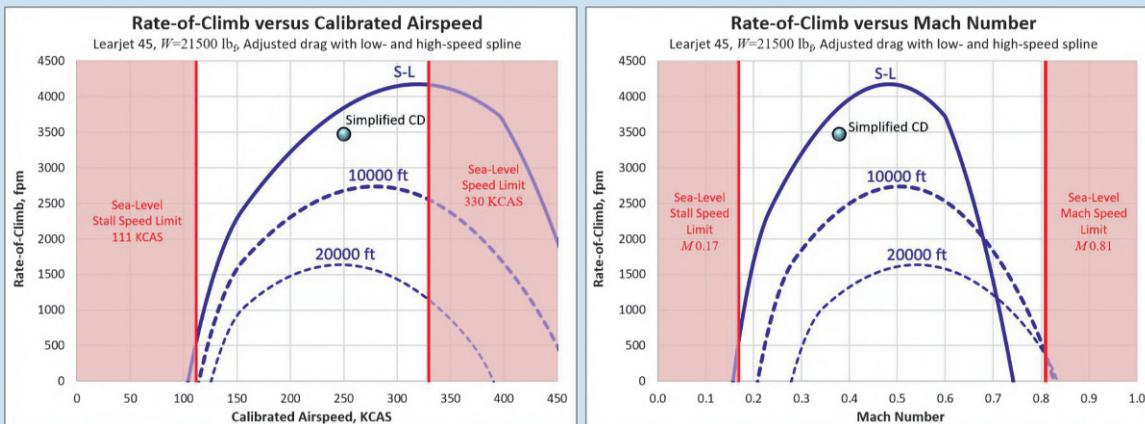


РИСУНОК 19-5 Избыточная мощность и скороподъемность на трех высотах.

ПРИМЕР 19-1 (продолжение)

Ведите и оцените скорость набора высоты при условии:

$$\frac{T}{Bt} = \frac{C_D \sin \gamma / 4}{C_p q} = \frac{C_D \sin \gamma / 4}{\frac{1}{2} \rho V^2}$$

$$\frac{1}{4} \rho p 250 - 1:688 p = \frac{4635}{21500} = \frac{\delta 211:7 p}{\delta 21,500 = 311:6 p} = 0:0200 p$$

$$\frac{21,500}{311:6} = \frac{0:05236}{\delta 211:7 p} \Rightarrow 1:57:9 \text{ фут/c}$$

Это составляет 3472фпт. Это значение (с использованием метки «Упрощенный CD») нанесено на график Рисунок 19-5 против скорректированной модели сопротивления. Она возвращает разнородный результат.

19.3.2 Общее выражение для угла подъема

Угол подъема имеет большое значение при определении расстояния до препятствий или при демонстрации соответствия нормам шума согласно 14 CFR Часть 36, а также при оценке угла наклона палубы во время подъема. Использование упрощенная модель сопротивления, выражение для угла подъема получается из уравнения(19-22) путем сброса B_t по обе стороны от знака равенства.

$$\sin \gamma / 4 = \frac{T}{Bt} = \frac{C_D \sin \gamma / 4}{C_p q} = \frac{C_D \sin \gamma / 4}{\frac{1}{2} \rho V^2} \quad (19-5)$$

Используя корректированная модель сопротивления, такое выражение получается с помощью уравнения(19-23)

$$\sin \gamma / 4 = \frac{T}{Bt} = \frac{D}{\delta B = C_p} = C_D \sin \gamma / 4 + C_L \frac{V_{max}}{V} + 2 C_L \frac{V_{min}}{V} \quad (19-26)$$

Угол набора высоты также можно связать с тяговооруженностью и аэродинамическим качеством следующим образом:

$$\sin \gamma / 4 = \frac{T}{Bt} = \frac{1}{L/D} \quad (19-27)$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(19-27)

Разделить с B_t по обе стороны уравнения(19-17):

$$\frac{B_t \sin \gamma / 4}{B_t} = \frac{T B_t - D B_t}{B_t} = \frac{T D T D T}{W W L W L D} = \frac{1}{4} = \frac{1}{L/D}$$

РЕШЕНИЕ:

Используя то же динамическое давление, что и в примере 19-1.

$$\sin \gamma / 4 = \frac{T}{Bt} = \frac{C_D \sin \gamma / 4}{C_p q} = \frac{C_D \sin \gamma / 4}{\frac{1}{2} \rho V^2} = \frac{5045}{20,000} = \frac{311:6}{20,000} = \frac{0:0234 p}{\delta 211:7 p} = \frac{0:05236 p}{311:6} = \frac{20,000}{311:6}$$

$$1:40:1592 \text{ рад} \Rightarrow 1:49:12^\circ$$

19.3.3 Формулировка наилучшей (максимальной) скорости набора высоты

В этом разделе представлена формула для оценки максимальная ставка на которой самолет поднимается. Рисунок 19-5 показывает, как ROC для самолетов меняется со скоростью полета. Его максимальное значение называется лучшая скроподъемность, обозначается V_{opt} . Это реализуется на одной и только одной воздушной скорости, называемой наилучшая скорость набора высоты (обозначается как V_i). Эта воздушная скорость важна, поскольку она позволяет самолету достигать крейсерской высоты с наименьшим расходом топлива (см. Раздел 19.3.5, Формулировка конкретных задач оптимального набора высоты).

(1) Общее рассмотрение проблемы наилучшей скорости набора высоты

Оценки V_i связанные с ними V_{opt} не так прямолинейно, как можно было бы подумать. Проблема усугубляется специфическими для самолетов выражениями для тяги и сопротивления. Классические аналитические решения, такие как представленные в этом разделе, опираются на существенные упрощения. Они предполагают постоянную мощность или тягу и используют упрощенную модель сопротивления. Это ограничивает их полезность только первоначальными оценками. Улучшенная точность на выходе требует улучшенной точности на входе. Проектировщик, заинтересованный в большей точности, может следовать двум процедурам, приведенным ниже.

Процедура 1: Аналитический подход

Сначала рассмотрим методы Главы 14-16 для более детального моделирования тяги и сопротивления с точки зрения скорости воздуха, B_t . Обратите внимание, что большинство двигателей позволяют моделировать тягу с помощью кусочно-полиномиальных функций. Подставьте полученные функции, $T(B_t)$ и $D(B_t)$, в уравнение(19-17). Далее дифференцируем и приравниваем производную к нулю. Решаем

ПРИМЕР 19-2

Определите угол подъема для образца самолета, летящего со скоростью 250 тыс. км/ч на высоте полета при тяге 5045 фунтов. фп при весе 20 000 фунтов.

полученное выражение для оптимальной скорости полета. Наконец, подставьте оптимальную скорость в уравнение (19-23) (или уравнение 19-22) для оценки скорости набора высоты. Этот подход кратко изложен ниже.

$$\frac{TB^{\infty} - DV^{\infty}}{BT} = \frac{\partial DTB^{\infty} - D_{\text{возд}} P}{\partial V^{\infty}} \quad (19-28)$$

) Ви) В_{вопт}

Простой пример этого процесса, который использует квадратичный полином для тяги (T) и упрощенная модель сопротивления (D) представлено ниже. Пусть T и D быть определен как

$$T = \text{const} + BV^{\infty} \quad \text{и} \quad D = \frac{1}{2} \rho V^{\infty} C_D \frac{1}{4} \rho V^{\infty} \frac{1}{2} C_D \text{const} + k C_D \quad (19-29)$$

Подставим коэффициент подъемной силы в выражение для сопротивления и расширяться

$$D = \frac{1}{2} \rho V^{\infty} C_D \text{const} + \frac{2kV^{\infty}}{\rho V^{\infty} C} \quad (19-30)$$

Подставим их в уравнение (19-17). Это приводит к

$$\frac{TB^{\infty} - DV^{\infty}}{BT} = \frac{1}{4} \frac{1}{BT} \left[\text{const} + \frac{2kV^{\infty}}{\rho V^{\infty} C} \right] + \frac{1}{2} \frac{1}{\rho V^{\infty} C} \frac{2kV^{\infty}}{\rho V^{\infty} C} \quad !$$

Дифференцировать по отношению kV^{∞} и приравнять к нулю

$$\frac{\partial TB^{\infty} - DV^{\infty}}{\partial V^{\infty}} = \frac{3}{2} \frac{1}{\rho V^{\infty} C} \text{const} + \frac{2kV^{\infty}}{\rho V^{\infty} C} \quad ! \quad (19-31)$$

Это приводит к следующему уравнению четвертой степени, решение которого дает наилучшую скорость набора высоты: V_i :

$$3A - \frac{3}{2} \rho S C_D \text{const} V_i + 2B V_i + C - \rho V^2 \frac{3}{2} \text{const} = D_{\text{мин}} + \frac{2kV^{\infty}}{\rho V^{\infty} C} \quad ! \quad (19-32)$$

Процедура 2: Численный подход

Относится к методу, подробно описанному в [Раздел 19.3.7](#). Численный анализ маневра набора высоты. Это любимый метод автора. Он идеально подходит для электронных таблиц или компьютерных кодов. Он допускает модели сопротивления класса 1, состоящие из полиномов более высокого порядка, кубических или B-сплайнов и таблиц поиска. Также возможно аналогичное уточнение моделей тяги.

ПРИМЕР 19-3

Оцените V_i и $V_{\text{вопт}}$ для Cessna C-162 Skycatcher из примера 3-1 на высоте 8000 футов, используя квадратичную модель тяги [Раздел 15.4.3](#). Первоначальная модель тяги для винта фиксированного шага. Предполагать T статический $\frac{1}{4}360,4$ фунта/фут, V_i выбрать $\frac{1}{4}159,6$ футов/с, и $V_{\text{вопт}}$ выбрать $\frac{1}{4}195,8$ футов/с.

РЕШЕНИЕ:

Из примера 3-1, $C_d = 0,0333$, $k_{\text{мин}} = 0,04909$, $S = 120$ футов², и $B = \frac{1}{4}1320$ фунтов/фут. Также, $\rho = 0,001869$ слагов/фут³. Модель тяги имеет вид $T(B) = \text{const} + BV^{\infty} + C$, за [Уравнение \(15-60\)](#) где коэффициенты рассчитываются следующим образом, используя [Уравнения \(15-61\) — \(15-63\)](#)

$$A = \frac{1}{4} T_{\text{статический}} - 2T_{\text{выбрать}} = V_{\text{выбрать}} \frac{1}{4} p360:4 - 2 \cdot 159,6 = 195,8 \quad !$$

$$B = \frac{1}{4} 0,001073 \text{ фунта/с}^2 = \text{выбрать}$$

$$C = \frac{1}{4} p360:4 - 2 \cdot 159,6:4 = 195,8:4 = 1,2354 \text{ фунта/с} = \text{фут} \frac{1}{4} T_{\text{статический}} \frac{1}{4} 360:4 \text{ фунта/с}$$

Обратите внимание, что согласованность единиц измерения имеет решающее значение в этом методе, и здесь использование воздушной скорости в футах/с вместо KTAS более практично. Поэтому мы не используем модель тяги в примере 15-11, коэффициенты которой основаны на KTAS. Далее подставим все применимые параметры в [уравнение \(19-32\)](#), который становится

$$3A - \frac{3}{2} \rho S C_D \text{const} V_i + 2B V_i + C = 0:007985 B:4 - 2:4707 V_i + 360:4 V_i + 762,697 \quad !$$

Уравнение четвертой степени можно решить различными методами, например, Regula Falsi или методом бисекции. Его также легко решить в Microsoft Excel, используя функцию «Поиск цели». Обратите внимание, что он возвращает как истинная скорость воздуха. Для этой задачи $V_i = 120,4$ фут/с (71,3 KTAS), что составляет 63,2 KCAS. Даже при использовании упрощенной модели сопротивления это хорошо согласуется с опубликованным значением 63 KCAS, согласно Ref. [9]. Затем оцените ROC, используя [уравнение \(19-22\)](#) и следующие параметры, рассчитанные по $V_i = 120,4$ фут/с: $A = 13,54$ фунта/фут².

$$V_{\text{вопт}} = \frac{T}{B} = \frac{k C_D \text{const}}{\rho S} = \frac{k}{\rho S} \frac{T}{C_D} = \frac{k}{\rho S} \frac{120,4}{0,04909} = \frac{227,3}{1320} = \frac{13:54}{120} = 13:54 \quad !$$

10:99 кадров в минуту

Это составляет 659 футов в минуту и не в пользу опубликованного значения 450 футов в минуту, согласно ссылке [9].

(2) Лучшая склоноподъемность для реактивного самолета

Для самолетов значение $V_{\text{вопт}}$ можно вычислить из следующего выражения. Оно предполагает упрощенная модель сопротивления и постоянная тяга.

$$V_{\text{вопт}} = \frac{\delta B = C_P Z}{3 \rho C_D \text{const}} \frac{T}{B} = \frac{3}{2 \delta T = 3 P_2 L D_{\text{макс}} Z} \quad ! \quad (19-33)$$

Опять же, нам необходимо определить воздушную скорость наилучшей склоноподъемности, V_i . Для струи его можно вычислить с помощью приведенного ниже выражения, которое предполагает упрощенную модель сопротивления и постоянная тяга:

$$\text{Ви} \frac{1}{4} \frac{\text{Т} \frac{1}{4} \text{T} = 3 \rho \delta V = C_p}{3 \rho C_{\text{дмн}}} 1 + 1 + \frac{3}{\frac{\text{ЛД}_{\text{макс}} \text{Т}}{2}} \quad (19-34)$$

Эту формулу можно также использовать для оценки наилучшей скорости набора высоты для многомоторного самолета, испытывающего один двигатель неисправен (Состояние ОЕI). Эта воздушная скорость обозначается как V_{Bye} . Конечно, тяга должна быть уменьшена за счет отказавшего двигателя и минимального тащить C_d должно отражать отношение самолета необходимо s лететь прямо и ровно. Также, $\text{ЛД}_{\text{макс}}$ необходимо пересчитать, так как при этом условии он уменьшается.

ПРИМЕР 19-4

Определите воздушную скорость для максимальной скороподъемности самолета Learjet 45 на высоте SL при весе 20 000 фунтов.ф. Предположим, что тяга равна той, что указана в примере 19-1 (4635 фунтов.ф).

РЕШЕНИЕ:

Шаг 1: Определять $\text{ЛД}_{\text{макс}}$

$$\text{ЛД}_{\text{макс}} \frac{1}{4} \text{ПФФ} \dots 145:45 \quad) \quad \text{ЛД}_{\text{макс}} = 238:7$$

Шаг 2: Определять $B/V_i/C$

$$\frac{T}{Bt} \frac{4635}{20,000} \quad \text{и} \quad \frac{Bt}{C} \frac{20,000}{311:6}$$

Шаг 3: Таким образом, наилучшая скорость набора высоты составляет:

$$\text{Ви} \frac{1}{4} \frac{\text{Т} \frac{1}{4} \text{T} = 3 \rho \delta V = C_p}{3 \rho C_{\text{дмн}}} 1 + 1 + \frac{3}{\frac{\text{ЛД}_{\text{макс}} \text{Т}}{2}}$$

$$\frac{1}{4} \frac{\text{Т} \frac{1}{4} \text{T} = 3 \rho \delta V = C_p}{3 \rho C_{\text{дмн}}} 1 + 1 + \frac{3}{\frac{\text{ЛД}_{\text{макс}} \text{Т}}{2}}$$

$$\frac{1}{4} 469:1 \text{ фут} = c 278 \text{ KKAS}$$

Обратите внимание, что поскольку наша тяга меняется в зависимости от скорости воздуха (см. Пример 19-1), мы должны убедиться, что тяга действительно составляет 4635 фунтов.ф (это значение связано с 250 KCAS). Это не так. Скорее, в $V_i/278$ KCAS это $T/44743$ фунта.ф. Это подразумевает, что V_i было выше. Таким образом, мы должны итеративно пересчитать Шаг 2 и Шаг 3, пока не получим V_i больше не приносит отличий от того, который мы используем для расчета $B/V_i/C$. Выполнение такой итерации привело к $V_i/281$ KCAS. Обратите внимание, что эти значения значительно превышают ограничение скорости полета 250 KCAS на высотах ниже 10 000 футов (согласно 4 CFR§91.117).

(3) Лучшая скороподъемность для винтового самолета

Для винтовых самолетов, $B_{\text{вопт}}$ можно вычислить из следующего выражения. Оно предполагает упрощенный модель сопротивления и постоянная мощность двигателя, $\eta_{\text{ПАНГЛ}}$.

$$B_{\text{вопт}} \frac{1}{4} \frac{\eta_{\text{ПАНГЛ}}}{Bt} - \frac{T^2}{\rho C} - \frac{1:1547}{3C_D \text{дмн} \text{ЛД}_{\text{макс}}} \quad (19-35)$$

Этот метод также предполагает, что наилучшая скорость набора высоты, V_i , равно тому, whominимальная требуемая мощность при использовании упрощенной модели сопротивления.

$$\text{Ви} \frac{1}{4} \frac{\text{Т}^2}{Bt} - \frac{K}{C} - \frac{1}{3C_D \text{дмн}} \quad (19-36)$$

При использовании скорректированной модели сопротивления, это дается

$$\text{Ви} \frac{1}{4} \frac{\text{Т}^2}{Bt} - \frac{K}{C} - \frac{1}{3C_D \text{дмн} + 4kC_2} - kC_3 \text{дмн} \quad (19-37)$$

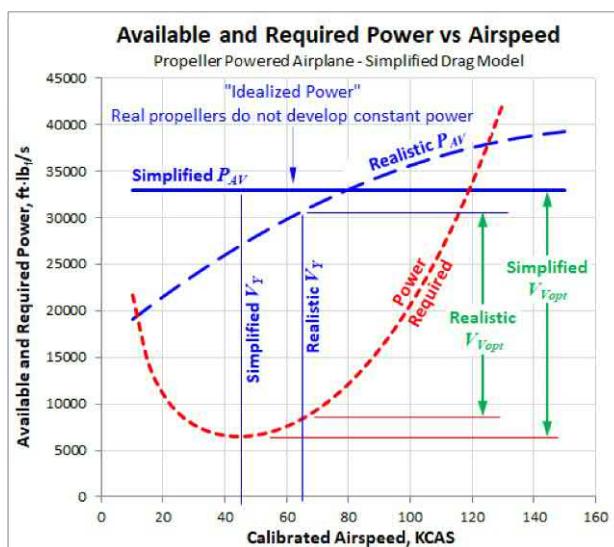
Эти уравнения выведены в [Разделы 20.3.6 и 20.3.8](#). Как показано на [Рисунок 19-6](#), предположения имеют свои ограничения, поэтому используйте этот метод с осторожностью.

[Рисунок 19-6](#) отображает доступную и требуемую мощность в зависимости от калиброванной воздушной скорости для типичного малого LSA. Реалистичная кривая мощности отображается для сравнения. Вышеуказанные предположения приводят к V_i при 45 KCAS, против 63 KCAS для реалистичной тяги (по [Раздел 15.4.3](#)). Начальная модель тяги для винта фиксированного шага). «Реалистичный» V_i гораздо ближе к опубликованным значениям для самолетов этого класса (около 62 5KCAS). См. также [Ур-3.3](#).

Если V_i известно и его значение в футах в минуту желательно, его можно рассчитать по формуле:

$$B_{\text{вопт}} \frac{1}{4} \frac{\eta_{\text{ПАНГЛ}}}{Bt} - \frac{1:1547}{\text{ЛД}_{\text{макс}}} \quad (19-38)$$

Обратите внимание, что ПАНГЛ должно быть в единицах фут-фунт/с в системе Великобритании и ватты в системе СИ. Если мощность указана в лошадиных силах, ее необходимо умножить на коэффициент 550, чтобы преобразовать в правильные единицы.



[РИСУНОК 19-6](#) Доступная и требуемая мощность для винта самолет с двигателем.

ПРИМЕР 19-5

Так как уравнение(19-36) основан на упрощенной модели сопротивления, интересно оценить ее точность для реального самолета. Здесь оцените Видля SR22 весом 3400 фунтов на SL и 10000 футов. Сравните со значением РОН (Видля 101KCAS на SL и 96KCAS на 10 000 футов). Используйте минимальный коэффициент лобового сопротивления, извлеченный для самолета в Примере 16-18_{мин}, (С)д 1/40,02541), С 144,9 фута, АР 10, и е 1/40,7566.

РЕШЕНИЕ:

Плотность воздуха на уровне SL составляет 0,002378 слагов/фут.³ в 10 000 футов это 0,001756 слагов/фут.³ Кроме того, постоянная сопротивления, вызванная подъемной силой, $k = 1/(пяляются) \approx 0,04207$. Далее вычисляем и подставив эти значения в уравнение(19-36), сначала в SL следующим образом:

$$\frac{V_{\text{вн}}}{4} \frac{T_2}{\rho} \frac{Bt}{C} \frac{K}{ZCd}$$

$$\frac{1/4}{4} \frac{2}{0:002378} \frac{3400}{144:9} \frac{0:04207}{3:0:02541} \frac{1}{4} 121:1 \text{ фут} = c$$

1/471:7 KKAC

И затем на высоте 10 000 футов:

$$\frac{V_{\text{вн}}}{4} \frac{2}{0:001756} \frac{3400}{144:9} \frac{0:04207}{3:0:02541} \frac{1}{4} 140:9 \text{ фут} = c$$

1/483:5 КТАС

Это также составляет 71,7KCAS, что контрастирует с 101KCAS на SL и 96KCAS на 10 000 футов для реального самолета. Можно видеть, что базовые предположения плохо согласуются с экспериментом, и читатель должен признать этот недостаток.

ПРИМЕР 19-6

Также интересно оценить точность уравнения(19-38), аналогично тому, как это сделано в примере 19-5. Здесь определите В_{вопт} для SR22 весом 3400 фунтов на SL и сравните со значением РОН (В_{вопт} 1/41398 футов в минуту на SL). Используйте те же параметры, что и в примере 19-5, но рассчитайте и сравните для трех значений эффективности пропеллера, $\eta_p = 0,6, 0,7$ и $0,8$, чтобы заключить в скобки истинное (но неизвестное) η_p . Максимальная мощность двигателя на SL составляет 310 л.с. Здесь используйте значение В_и определено в примере 19-5, хотя было показано, что оно неверно.

РЕШЕНИЕ:

Скорость набора высоты будет рассчитана только с использованием первого КПД винта, но результаты для других

будут показаны два. Сначала рассчитайте ROC на SL предполагая, что $\eta_p = 0,6$:

$$\frac{V_{\text{вопт}}}{4} \frac{\eta_p \text{ ПАНГЛ}}{Bt} - B \frac{1:1547}{\text{ИЛД}_{\text{макс}}} =$$

$$\frac{1/460}{4} \frac{0:6 \cdot 550 \cdot 310}{3400} - 121:1 \frac{1:1547}{15:6} = 1/1267 \text{ фут/мин}$$

Результаты для других значений эффективности воздушного винта в диапазоне «гипотетических» наилучших скоростей набора высоты представлены на графике. Рисунок 19-7. Это показывает, что пропеллер немного более 70% эффективен во время набора высоты. Это также показывает значительное расхождение между предсказанным и экспериментальным Видля самолета. Это риск использования упрощенной модели сопротивления — удобство против точности.

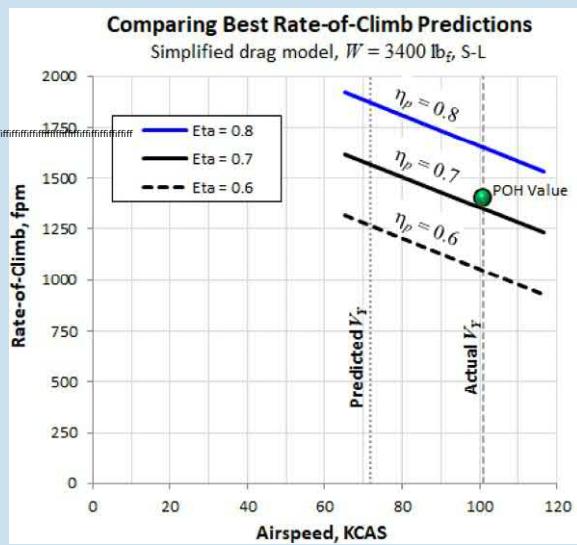


РИСУНОК 19-7 Лучшая скорость полета (fpm) в зависимости от скорости полета (KCAS) и эффективности винта.

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(19-33)

Уравнение для наилучшего ROC получается путем подстановки В_и из уравнения(19-34) в уравнение(19-22). Чтобы упростить полученное выражение, сначала определим переменную З таким образом, что:

$$\frac{3}{Ld_{\text{макс}} T} = \frac{3}{3p^2} \quad (\text{я})$$

Тогда уравнение(19-34) становится:

$$V_{\text{вн}} = \frac{3p^2 B}{3p C d_{\text{мин}}} \quad (\text{ii})$$

Затем подставьте уравнение(ii) в уравнение(19-22) в форме, включающей cos γ:

$$\text{Business} \frac{1}{4} B = \frac{T}{Bt} - \frac{kC_{D_{\min}}}{pV_2} - \frac{k}{C} \frac{Bt}{pV_2} \quad \text{потому что}$$

Это приводит к:

$$\begin{aligned} B_{\text{вопт}}^{\frac{1}{4}} &= \frac{\delta T = 3p\delta B = C_B 3}{3pC_{D_{\min}}} - \frac{T}{Bt} - \frac{1}{2} \frac{\delta T = 3p\delta B = C_B 3}{3pC_{D_{\min}}} \\ &= \frac{C}{Bt} \frac{C_{D_{\min}} - 2k}{C} - \frac{Bt}{C} \frac{\text{потому что}}{p} \frac{\delta T = 3p\delta B = C_B 3}{3pC_{D_{\min}}} \end{aligned}$$

Упрощение дает:

$$B_{\text{вопт}}^{\frac{1}{4}} = \frac{\delta T = 3p\delta B = C_B 3}{3pC_{D_{\min}}} - \frac{T}{Bt} - \frac{3T6kC}{6Bt} - \frac{C_{D_{\min}} \text{потому что}}{\delta T = 3p\delta B = C_B 3} \quad (\text{iii})$$

Отзываюсь Уравнение (20-33) для $L D_{\max}$: $4C_{D_{\min}} k^{\frac{1}{4}} / L D_{\max}^2$
Используйте это, чтобы изменить последний член уравнения (iii), отметив следующую арифметическую схему: $64/12/2^4/4 3/2^4/3(2/2) 4$:

$$\begin{aligned} \frac{6kC_{D_{\min}} \text{потому что}}{\delta T = 3p\delta B = C_B 3} &\stackrel{\frac{1}{4}}{=} \frac{\delta T = 3p\delta B = 2p4kC_{D_{\min}} \text{потому что}}{\delta T = 3p\delta B = C_B 3} \quad 3 \\ &\stackrel{\frac{3T=3}{14}}{=} \frac{3T=3}{2\delta T = 3p\delta B = L D_{\max}^2} \quad (\text{iv}) \end{aligned}$$

Подставим это в уравнение (iii) и перепишите:

$$B_{\text{вопт}}^{\frac{1}{4}} = \frac{\delta T = 3p\delta B = C_B 3}{3pC_{D_{\min}}} - \frac{T}{Bt} - \frac{3T}{6Bt} - \frac{3T=3}{2\delta T = 3p\delta B = L D_{\max}^2} \quad !$$

Перестановка:

$$B_{\text{вопт}}^{\frac{1}{4}} = \frac{\delta B = C_B 3 T T 3 T}{3pC_{D_{\min}}} - \frac{3T=3}{Bt} \frac{3T=3}{Bt} \frac{3T=3}{6Bt} \frac{3T=3}{2\delta T = 3p\delta B = L D_{\max}^2} \quad !$$

Принося в / Низ скобок и предполагая малые углы подъема (так что $\cos y \approx 1$) получаем уравнение (19-33).

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ (19-34)

Общая скорость набора высоты (B_v) определяется уравнением (19-22). Запишите динамическое давление явно ($d^{\frac{1}{4}} p B^{\frac{1}{2}}$) и дифференцируем (используя правило произведения исчисления) с уважение к $B^{\frac{1}{2}}$, следующее:

$$\begin{aligned} \frac{g\delta B v P}{d B^{\frac{1}{2}}} &\stackrel{\frac{1}{4}}{=} \frac{g\delta B v T}{B t^2} \frac{1}{p B^{\frac{1}{2}}} \frac{C_{D_{\min}}}{\delta B = C_B} - \frac{B t}{C} \frac{2k}{p V_2} \\ &+ B^{\frac{1}{2}} \frac{T}{B t^2} \frac{1}{p B^{\frac{1}{2}}} \frac{C_{D_{\min}}}{\delta B = C_B} - \frac{B t}{C} \frac{2k}{p V_2} \end{aligned}$$

Манипулирование алгебраически;

$$\begin{aligned} \frac{g\delta B v P}{d B^{\frac{1}{2}}} &\stackrel{\frac{1}{4}}{=} \frac{T}{B t} \frac{1}{p B^{\frac{1}{2}}} \frac{C_{D_{\min}}}{\delta B = C_B} - \frac{B t}{C} \frac{2k}{p V_2} \\ &+ B^{\frac{1}{2}} \frac{C_{D_{\min}}}{\delta B = C_B} + 2 \frac{B t}{C} \frac{2k}{p V_2} \\ &\stackrel{\frac{1}{4}}{=} \frac{T}{B t} - \frac{1}{2} \frac{p V_2}{\delta B = C_B} \frac{C_{D_{\min}}}{\delta B = C_B} - \frac{B t}{C} \frac{2k}{p V_2} \\ &- p B^{\frac{1}{2}} \frac{C_{D_{\min}}}{\delta B = C_B} + 2 \frac{B t}{C} \frac{2k}{p V_2} \\ &\stackrel{\frac{1}{4}}{=} \frac{g\delta B v P}{d B^{\frac{1}{2}}} \frac{T}{B t} - \frac{3}{2} \frac{p V_2}{\delta B = C_B} \frac{C_{D_{\min}}}{\delta B = C_B} + \frac{B t}{C} \frac{2k}{p V_2} \end{aligned} \quad (\text{я})$$

Оптимум находится, когда производная равна нулю. Установите результат на нуль и умножить уравнение (я) на $B^{\frac{1}{2}}$ для получения

$$\frac{3}{2} \frac{C_{D_{\min}}}{\delta B = C_B} B^{\frac{1}{2}} - \frac{T}{B t} - \frac{B t}{C} \frac{2k}{p V_2} \stackrel{\frac{1}{4}}{=} 0 \quad (\text{ii})$$

Затем разделите на константу, умноженную на $B^{\frac{1}{2}}$:

$$B^{\frac{1}{2}} - \frac{2}{3} \frac{T}{p C_{D_{\min}}} B^{\frac{1}{2}} - \frac{4}{3} \frac{B t^2}{C} \frac{k}{p^2 C_{D_{\min}}} \stackrel{\frac{1}{4}}{=} 0 \quad (\text{iii})$$

Обратите внимание, что последний член напоминает выражение для $L D_{\max}$ (видеть Уравнение 20-33):

$$L D_{\max} \stackrel{\frac{1}{4}}{=} \frac{1}{4 C_{D_{\min}} K}, \quad 4 C_{D_{\min}} K \stackrel{\frac{1}{4}}{=} \frac{1}{L D_{\max}}$$

Подставить в уравнение (ii):

$$B^{\frac{1}{2}} - \frac{2}{3} \frac{T}{p C_{D_{\min}}} B^{\frac{1}{2}} - \frac{B t^2}{C} \frac{1}{3 p^2 C_{D_{\min}} L D_{\max}^2} \stackrel{\frac{1}{4}}{=} 0 \quad (\text{iv})$$

Переписать уравнение (iv), отметив, что $T/C \stackrel{\frac{1}{4}}{=} (B/3)(W/S)$:

$$B^{\frac{1}{2}} - \frac{2\delta T = 3p\delta B = C_B 3}{p C_{D_{\min}}} B^{\frac{1}{2}} - \frac{B t^2}{C} \frac{1}{3 p^2 C_{D_{\min}} L D_{\max}^2} \stackrel{\frac{1}{4}}{=} 0 \quad (\text{v})$$

Для удобства определим переменные вихследующее:

$$B \equiv \frac{B=C}{3pC_{D_{\min}}} \text{ и } x \equiv B^{\frac{1}{2}}$$

Подставить в уравнение (v)

$$x^2 - 2Qx - \frac{3B^2}{C} \stackrel{\frac{1}{4}}{=} 0 \quad (6)$$

Это квадратное уравнение в терминах (x или $B^{\frac{1}{2}}$) чей

Решение дается следующим образом:

$$x^{\frac{1}{4}} \frac{2\delta T = 3p\delta B}{4\delta T = 3p\delta B + 12B^2 = L D_{\max}^2} \quad (7)$$

Вынести за скобки ($T/3$) из радикала получаем:

$$x \frac{T}{Bt} \sqrt{Bt} \frac{T}{Bt} \sqrt{Bt} 1 + 3 = \frac{\Delta D_{\max} \delta T}{3} = 3 \frac{\rho V^2}{2} \quad (\text{viii})$$

$$\text{или } x \frac{T}{Bt} \sqrt{Bt} 1 + 3 = \frac{\Delta D_{\max} \delta T}{3} = 3 \frac{\rho V^2}{2} \quad (\text{ix})$$

Только положительный знак перед радикалом имеет физический смысл. Записывая это в терминах исходных определений Вих приводит к:

$$Vi \frac{1}{4} \frac{\frac{\rho V^2}{2} = 3 \rho B = C_p}{3 \rho C_{d\min}} 1 + 1 + \frac{3}{\Delta D_{\max} \delta T = 3 \frac{\rho V^2}{2}} \quad (\text{x})$$

Предполагая, что $\cos y = 1$, дальнейшие манипуляции приводят к:

$$B \frac{\eta_{\text{ПАНГЛ}}}{Bt} - Vi \frac{C_{d\min}}{3} + \frac{\rho \phi \dots}{3} C_{d\min} \#$$

$$\frac{1}{4} \frac{\eta_{\text{ПАНГЛ}}}{Bt} - Vi \frac{\rho \phi \dots}{3} C_{d\min} + \frac{1}{3} \frac{\rho \phi \dots}{3}$$

Заменять Уравнение (20-33) для ΔD_{\max} приводит к

$$B \frac{\eta_{\text{ПАНГЛ}}}{Bt} - Vi \frac{4 \frac{\rho \phi \dots}{3} C_{d\min}}{2} + \frac{1}{3} \frac{\rho \phi \dots}{3}$$

$$\frac{\eta_{\text{ПАНГЛ}}}{Bt} - B \frac{1:1547}{\text{и} \Delta D_{\max}}$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЙ(19-35) И (19-38)

Для винтового самолета доступная мощность определяется по формуле:

$$\text{Предний} \frac{1}{4} TB \frac{\eta_{\text{ПАНГЛ}}}{Bt} \quad (\text{я})$$

Начнем с подстановки динамического давления в уравнение (19-22)а затем, расширив его:

$$B \frac{\sin y}{4} \frac{TB}{Bt} - B \frac{61}{2} \rho V^2 \frac{C}{Bt} C_{d\min} + k \frac{Bt}{C} \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (\text{ii})$$

Изменить термин TB в уравнении (ii) подставив уравнение (я):

$$B \frac{\sin y}{4} \frac{\eta_{\text{ПАНГЛ}}}{Bt} - B \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{C}{Bt} C_{d\min} + k \frac{Bt}{C} \frac{2 \cos y}{\rho V^2} \quad (\text{iii})$$

Теперь подставим уравнение (19-36) в уравнение (iii) и переименовав $B \frac{\sin y}{4}$ для лучшей скорости полета ROC:

$$\begin{aligned} & \frac{1}{4} B \frac{\eta_{\text{ПАНГЛ}}}{Bt} - B \frac{61}{42} \rho \frac{2}{C} \frac{V^2}{3} C_{d\min} \\ & + k \frac{Bt}{C} \frac{2 \cos y}{\rho \frac{2}{C} \frac{V^2}{3} C_{d\min}} \end{aligned}$$

19.3.4 Формулировка наилучшего (максимального) угла подъема

В этом разделе представлена формула для оценки максимального угла подъема, под которым самолет поднимается. Он называется лучшая скороподъемность, обозначается как $y_{\text{выбрать}}$. Это реализуется на одной и только одной воздушной скорости, называемой наилучшей скоростью набора высоты (обозначается как V_x). Максимальный угол набора высоты имеет большое значение при оценке способности самолета преодолевать рельеф при вылете в горных районах. Еще одна важная причина — сертификация по шуму (14 CFR Часть 36). Чем круче этот угол, тем выше над шумомером будет находиться самолет, когда он находится прямо над ним (нормативное требование).

(1) Общая трактовка задачи о наилучшем угле подъема

Как и в задаче о лучшей скорости набора высоты, оценка V_x связанный с ним $y_{\text{выбрать}}$ является сложным по всем тем же причинам. Он также подвержен тем же ограничениям. Дизайнер, заинтересованный в большей точности, может следовать двум процедурам, приведенным ниже.

Процедура 1: Аналитический подход

Сначала рассмотрим методы Главы 14–16 для более детального моделирования тяги и сопротивления с точки зрения скорости воздуха, B^∞ . Обратите внимание, что большинство двигателей позволяют моделировать тягу с помощью кусочно-полиномиальных функций. Подставьте полученные функции, $T(B^\infty)$ и $D(B^\infty)$, в уравнение (19-17). Далее, дифференцируем и устанавливаем производную равной нулю. Решаем, чтобы получить оптимальную скорость полета. Наконец, подставляем оптимальную скорость в уравнение (19-25) для оценки угла подъема. Этот подход кратко изложен ниже.

$$\sin y \frac{\frac{\partial D}{\partial B^\infty}}{\frac{\partial T}{\partial B^\infty}} = 0 \quad B_x \quad y_{\text{выбрать}} \quad (19-39)$$

Рассмотрим простой пример этого процесса, который использует упрощенную модель сопротивления и полиномиальную тягу из

Раздел 19.3.3. Подставим их в уравнение(19-17). Дифференцировать по отношению к V_∞ и установление равным нулю приводит к

$$\sin \frac{1}{4} \frac{T_D}{B_T} - \frac{\partial}{\partial B_\infty} \left[\text{средний}_{2+BB} + C - \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 C_{D_{\min}} - \frac{2kV_T^2}{\rho V_\infty^2 C} \right] \frac{1}{40} = 0 \quad (19-40)$$

Это приводит к следующему полиному четвертой степени, решение которого дает наилучшую скорость набора высоты: V_x :

$$(\delta A - \rho S C_{D_{\min}}) B_x + B_x^2 + \frac{4kV_T^2}{\rho S} \frac{1}{40} = 0 \quad (19-41)$$

Ее можно решить способом, аналогичным показанному в примере 19-3.

Процедура 2: Численный подход

Метод подробно описан в [Раздел 19.3.8](#), Численный анализ маневра подъема, введен в [Раздел 19.3](#).

(2) Лучший угол набора высоты для реактивного самолета

Для струй значение γ можно вычислить из следующего выражения. Оно предполагает упрощенная модель сопротивления и относительно постоянная тяга.

$$\text{выбрать } T - \frac{\text{пф} \dots}{B_T} - \frac{4C_{D_{\min}}}{\rho S} \quad (19-42)$$

Скорость полета, которую пилот должен поддерживать, чтобы реализовать наилучший угол набора высоты, обозначается как V_x . Для реактивного самолета, V_x можно вычислить из приведенного ниже выражения, которое предполагает упрощенная модель сопротивления и относительно постоянная тяга:

$$B_x \frac{1}{4} T^2 - \frac{\text{пф} \dots}{B_T} - \frac{4C_{D_{\min}}}{\rho S} \quad (19-43)$$

Также интересно рассчитать ROC, связанный с V_x . Это меньше, чем ROC, связанный с V_i . Для реактивного самолета ROC в V_x можно рассчитать из:

$$B_x \frac{1}{4} 60 B_x \sin \gamma \quad (19-44)$$

ПРИМЕР 19-7

Определить γ , B_x , и B_x для Learjet 45 в SL при весе 20 000 фунтов. Предположим, что тяга такая же, как в примере 19-1.

РЕШЕНИЕ:

$$\text{выбрать } T_{\max} - \frac{T_{\max}}{B_T} - \frac{\text{пф} \dots}{4C_{D_{\min}}}$$

ПРИМЕР 19-7

(продолжение)

$$\frac{4635}{20,000} - \frac{\text{пф} \dots}{400:02000:05236} \quad 1/49:62^\circ$$

$$B_x \frac{1}{4} T^2 - \frac{\text{пф} \dots}{B_T} - \frac{4k}{C_{D_{\min}}} \cos \gamma \quad \text{выбрать}$$

$$\frac{1}{4} \frac{2}{0:002378} \frac{20,000}{311:6} \frac{0:05236}{0:0200} \quad \text{поскольку что } 0:0200$$

$$1/293:5 \text{ фут} = \text{с} \quad 174 \text{ ККАСР}$$

$$B_x \frac{1}{4} 60 B_x \sin \gamma \quad \text{выбрать} \quad 1/60:293:5:0:0200:05236:1/49:62^\circ \quad 1/2941 \text{ фут}/\text{мин}$$

(3) Лучший угол набора высоты для винтового самолета

Наилучший угол набора высоты для винтового самолета находится путем решения уравнения V_x используя следующее выражение. Оно предполагает упрощенную модель сопротивления и постоянная мощность двигателя, Пангл.

$$B_x + \frac{\eta_{\text{Пангл}}}{\rho S C_{D_{\min}}} B_x - \frac{B_T^2}{C} - \frac{4k}{\rho_2 S C_{D_{\min}}} \frac{1}{40} \quad (19-45)$$

Обратите внимание, что Пангл должно быть в единицах фут-фунт/с в системе UKsystem и ватты в системе SI. Решение требует итеративной числовой схемы. Затем, получить γ используя выражение(19-25) с V_x .

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(19-45)

Тяга винтового самолета определяется уравнением (15-52):

$$T \frac{1}{4} \frac{\eta_{\text{Пангл}}}{B_\infty} \quad (15-52)$$

Используя упрощенную модель сопротивления, угол набора высоты определяется уравнением(19-25):

$$\sin \frac{1}{4} \frac{T}{B_T} - \frac{C}{B_T} C_{D_{\min}} - \frac{k}{D} \frac{B_T}{C} = 0$$

Заменить уравнение(15-52) в уравнение(19-25) и запишите это явно в терминах B_∞ :

$$\sin \frac{1}{4} \frac{\eta_{\text{Пангл}}}{\rho_2 B_\infty} - \frac{1}{\rho_2 B_\infty} - \frac{C}{B_T} C_{D_{\min}} - \frac{B_T}{C} \frac{2k}{\rho V_\infty^2} = 0$$

Затем дифференцируем по B_∞ и установите на ноль, чтобы получить максимум:

$$\frac{\partial \sin \frac{1}{4} \frac{\eta_{\text{Пангл}}}{\rho_2 B_\infty}}{\partial B_\infty} - \frac{\eta_{\text{Пангл}}}{\rho_2 B_\infty} - \frac{C}{B_T} C_{D_{\min}} + \frac{B_T}{C} \frac{4k}{\rho V_\infty^2} \frac{1}{40} = 0$$

Умножить на B^∞ для удобства и манипулирования алгебраически:

$$B_{\text{вых}} + \frac{\eta_{\text{ПАНГЛ}}}{\rho S C D_{\min}} B^\infty - \frac{B_t^2}{C} \frac{4k}{\rho^2 C D_{\min}} \frac{1}{40}$$

Заменять B^∞ чтобы получить уравнение(19-45).

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(19-42)

Переписать уравнение(19-17):

$$B^\infty \sin y^{\frac{1}{4}} \frac{T_B - D}{B_t}, \quad \sin y^{\frac{1}{4}} \frac{T}{B_t} = \frac{D}{B_t}$$

Заменить уравнение(19-6):

$$B_t^{\frac{1}{4}} \frac{L}{\cos y}) \quad \sin y^{\frac{1}{4}} \frac{T}{B_t} = \frac{D}{B_t} \quad \frac{T}{B_t} = \frac{\cos y}{L}$$

Предполагая, что $\cos y \approx 1$: $\sin y \approx \frac{T}{B_t} \approx \frac{1}{L} = \frac{D}{B_t}$

Угол подъема достигнет верхнего предела, когда D/B_t максимальный, L/D_{\max} . Другими словами:

$$\sin y \text{ выбрать } \frac{T}{B_t} = \frac{1}{L/D_{\max}}$$

Вспоминая Уравнение (20-33), L/D_{\max} можно переписать как:

$$\sin y \text{ выбор } \frac{T}{B_t} = \frac{1}{4C_D} \frac{\rho \phi}{W - 4C_D k} \text{ мин}$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(19-43)

Переписать уравнение(19-6): Коэффициент подъемной силы для L/D_{\max} :

$$L^{\frac{1}{4}} B_t \cos y^{\frac{1}{4}} - \frac{\rho \phi ... 2 \rho V_2^2 C_L}{C_D} \frac{S}{4} = K_{\min}$$

Подставим это в уравнение(19-6), где y и B^∞ стать y выбрать и B^∞ :

$$\begin{aligned} B_t \cos y^{\frac{1}{4}} &= \frac{1}{2} \rho V_2^2 C_L^{\frac{1}{4}} \frac{1}{\rho^{\frac{1}{2}}} B^\infty \frac{C_D}{K_{\min}} \quad \text{коэффициент} \\ B^\infty &= \frac{2 B_t \cos y^{\frac{1}{4}}}{\rho C} \frac{C_D}{K_{\min}} \quad \text{коэффициент} \\ &\frac{1}{4} \frac{2}{\rho} \frac{T_u a t d_{\min} \cos y}{C} \text{ макс} \end{aligned}$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(19-44)

Используйте y выбрать и B^∞ уравнением(19-13):

$$B^\infty \sin y \) B^\infty 60 B^\infty \sin y \text{ выбрать}$$

19.3.5 Формулировка конкретных задач оптимального набора высоты

В этом разделе представлено введение в две задачи оптимального набора высоты, включающие устойчивый полет: (1) максимальный экономический подъем (2) минимальное время полета при наборе высоты.

(1) Максимальный экономический подъем

Тяга турбореактивных и турбовентиляторных двигателей напрямую зависит от высоты и скорости полета. Таким образом, также зависит и их расход топлива. Это контрастирует с винтовыми самолетами, расход топлива которых связан с мощностью двигателя. Теоретически, при фиксированном дросселе и высоте поршневые двигатели развивают постоянную мощность независимо от скорости полета. Да, какая часть этой мощности преобразуется в мощность тяги, зависит от скорости полета. Но мощность двигателя постоянна. Поэтому их расход топлива постоянен со скоростью. Что меняется, так это их тяга и результирующая скорость набора высоты. Таким образом, максимальный экономичный набор высоты для поршневых двигателей — это наилучшая скорость набора высоты, V_i . Следующий метод применим к реактивным двигателям.

Немаксимальный экономический подъем, обозначается как $V_{\text{економ}}$, предусматривает, что набор высоты со скоростью немного ниже V_i улучшает экономию топлива [7]. Это реализуется на одной и только одной воздушной скорости, максимальная экономичная скорость набора высоты (обозначается здесь как $V_{\text{эконом}}$). Рассмотрим самолет, который весит B_t на высоте час t на высоте час s , такой что $B_t > B_s$ и час $s <$ час t . Таким образом, его вес изменяется с высотой следующим образом

$$- \frac{B - B_s}{\text{час} s - \text{час} t} = \frac{1}{4} - \frac{\Delta B_t}{\Delta h} = \frac{1}{4} - \frac{\Delta W = \Delta t}{\Delta h = \Delta t} \frac{C_T T}{B} \quad (19-46)$$

Минус учитывает тот факт, что вес уменьшается по мере набора высоты самолетом и обеспечивает положительное отношение. В пределе как $\Delta h \rightarrow 0$ получаем производную форму

$$- \frac{\Delta W}{\Delta h} = \frac{1}{4} - \frac{\Delta B}{\Delta h} = \frac{1}{4} - \frac{\Delta B}{\Delta x} \frac{C_T T}{B} \quad (19-47)$$

Подстановка уравнения(19-17) для вырождаемость

$$- \frac{\Delta B}{\Delta x} = \frac{1}{4} \frac{C_T T}{B} \frac{\Delta h}{\Delta B} = \frac{1}{4} \frac{\delta C_T T B}{\Delta B} \quad (19-48)$$

Цель состоит в том, чтобы максимизировать набор высоты на единицу снижения веса. Поэтому дифференцируем обратную величину уравнения(19-48), $\Delta x / \Delta B$, и установим производную равной нулю. Решим, чтобы получить оптимальную скорость полета. Наконец, подставим оптимальную скорость в уравнение (19-23) для оценки скорости набора высоты. Этот подход кратко изложены ниже.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial B^\infty} \left(\frac{\Delta x}{\Delta B} \right) = \frac{\partial}{\partial B^\infty} \left(\frac{1}{4} \frac{\Delta B}{\Delta h} \right) = \frac{1}{4} \frac{\partial}{\partial B^\infty} \left(\frac{\Delta B}{\Delta h} \right) = \frac{1}{4} \frac{\partial}{\partial B^\infty} \left(\frac{\Delta B}{\Delta B - \Delta B_0} \right) = \\ & \quad) \quad \text{Вэконом} \quad) \quad \text{Векон} \quad (19-49) \end{aligned}$$

(2) Подъем с минимальным временем полета

Давайте представим следующую задачу, используя простые числа в контексте Рисунок 19-8. Рассмотрите миссию диапазона Р1/100 морских миль, состоящих из начального набора высоты с постоянной калиброванной воздушной скоростью, V_i , до некоторой высоты крейсерского полета час s и последующий круиз $V_c = 100 \text{ KCAS}$. Предположим, что все спокойно,

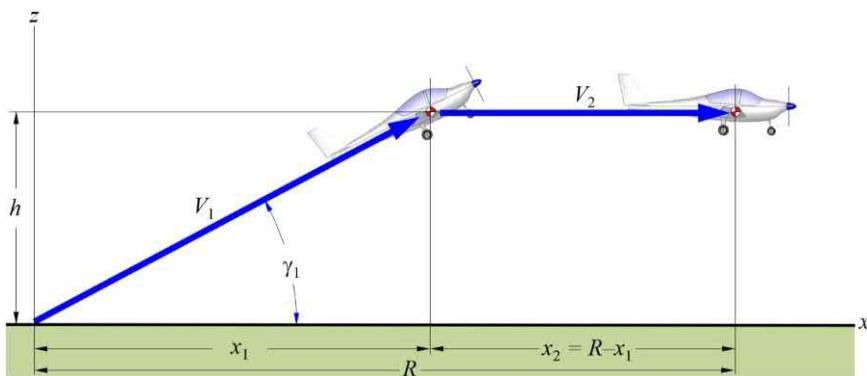


РИСУНОК 19-8 Параметры набора высоты за минимальное время полета.

стандартный день. Если $\gamma > 0$, сегмент набора высоты отсутствует, и полет состоит только из 60-минутного крейсерского полета. Если $\gamma < 0$, требуется участок набора высоты, в течение которого самолет движется с воздушной скоростью V_1 . Подъем удлиняет время полета, и мы должны компенсировать это в крейсерском режиме за счет увеличения истинной воздушной скорости. Чем больше частота набора высоты, тем больше времени для набора высоты. Возникает вопрос: существует ли комбинация крейсерской высоты и скорости набора высоты, которая приводит к минимальному общему времени полета?

Рассмотрим миссию на 100 морских миль, проведенную в часах 15 000 футов. Допустим, мы поднимаемся, сохранив постоянную высоту. Важно требуется 30 минут, чтобы завершить подъем, в течение которого мы проходим 30 морских миль. Это подразумевает среднюю скорость относительно земли 60 KGS (узлов, скорость относительно земли) и скорость набора высоты 500 футов в минуту. На вершине подъема оставшееся расстояние составляет 100-30=70 морских миль. На высоте 15 000 футов самолет покрывает его на 126 KTAS (или 100 KCAS). Таким образом, эта миссия длится $30+60-(70/126)=63$ мин. Напротив, если мы завершим набор высоты за 15 мин и расстояние в 20 морских миль (80 кгс, 1000 футов в минуту и 80 морских миль осталось), это время уменьшится до $15 + 60-80/126=53$ мин. Короче говоря, такая скорость набора высоты действительно возможна, хотя существуют ситуации, в которых глобального минимума не существует.

Хотя проблема не является сложной, ее аналитическое решение является математически сложным. Во-первых, необходимо учитывать изменения производительности из-за высоты, скорости полета и веса. Для этого требуется модель тяги, зависящая от высоты и скорости полета, а также снижение веса во время набора высоты. Численная оптимизация более практична для реализации. [Рисунок 19-9](#) показывает результаты такой оптимизации для миссии LSA на 200 морских миль. При 100 KCAS (100 KTAS) и $\gamma > 0$, миссия занимает 120 мин. На высотах от 0 до 12 000 футов глобальный минимум отсутствует. Выше он присутствует. Значительное сокращение продолжительности миссии (18 мин) возможно при поддержании $V_1 = 83 \text{ KCAS}$ от 0 до 15 000 футов. Обратите внимание, что эти результаты только применимы к гипотетическому смоделированному самолету. Эта оценка предполагает, что поршневой двигатель с нормальным наддувом мощностью 100 л.с.

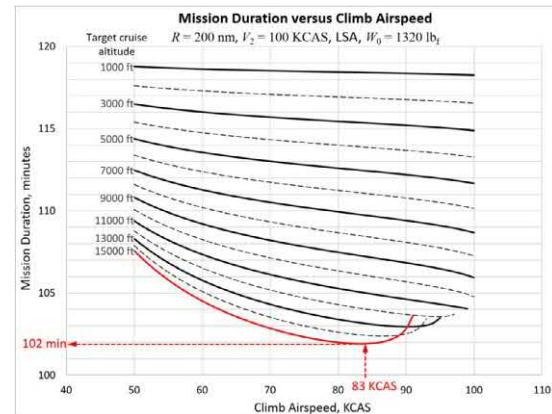


РИСУНОК 19-9 Оптимальная скорость набора высоты на различных высотах.

двигатель и учитывает снижение мощности с высотой. Независимо от этого, он предполагает, что $V_1 = 100 \text{ KCAS}$ достижимо на всех высотах. Это не всегда возможно. Он оценивает мощность двигателя, необходимую для крейсерского полета с использованием [Уравнение \(20-14\)](#) и эффективность винта 0,75. Математическая формулировка этой проблемы, основанная на [Рисунке 19-8](#), представлена ниже.

$$\begin{aligned}
 & \text{Задача} \\
 & \text{При } x_1 + x_2 = \frac{1}{4} B_1 \cos y_1 \bar{T}_1 + B_2 \bar{T}_2 \quad - \\
 & \quad \delta \quad \text{—} \\
 & \quad \text{также } \bar{T}_1 + \bar{T}_2 = \frac{\Delta X}{B_2} + \frac{\delta \text{Рецепт}}{B_2} \quad (19-50) \\
 &) \quad \frac{\partial T}{\partial B_1} \\
 &)
 \end{aligned}$$

Где все скорости воздуха являются истинными скоростями воздуха, а параметры с полосами представляют собой усредненные значения. График в [Рисунке 19-8](#) читается следующим образом: если ориентироваться на высоту крейсерского полета 15 000 футов, поддержание скорости набора высоты 83 KCAS от земли до верхней точки набора высоты (а затем крейсерской скорости 100 KCAS до пункта назначения) даст приблизительное время полета около 102 минут.

²Напоминаем, что 1узел = 1 морская миля/ч (т.е. км/ч). Таким образом, при скорости 100 узлов мы проходим 100 нм за 1 час.

19.3.6 Время набора высоты

Время, необходимое для преодоления диапазона высот (начальная высота) до часы (целевая высота) может быть определена из следующего выражения. Если скорость набора высоты (ROC) выражена в fpm, время возвращается в минутах. Если в ft/s или m/s, то время будет выражено в секундах.

$$\frac{\Delta h}{\text{часы}} = \frac{\Delta h}{\text{часы} \cdot \text{фут}} \quad (19-51)$$

Где Δh это ROC. Для дозвуковых самолетов минимальное время набора высоты достигается путем поддержания наилучшей скорости набора высоты (V_i) на протяжении всего маневра набора высоты.

Быстрое приближение

Для быстрой оценки времени набора высоты, можно считать постоянным. Таким образом, его можно вынести за знак интеграла. Для более точной оценки ROC должен быть репрезентативным значением между начальной и конечной высотой, здесь обозначенным как V_i . Позвонил представитель РПЦ. Если начальная и конечная высоты близки, его можно аппроксимировать как среднее значение ROC на начальной и конечной высотах. В противном случае его следует сместить в сторону ROC на большей высоте, поскольку самолет тратит больше времени на завершение второй половины подъема, чем на первую. Поскольку этот подход рассматривает репрезентативную ROC как константу, ее можно вынести из интеграла уравнения (19-51), что дает следующее выражение:

$$\frac{\Delta h}{\text{часы}} = \frac{V_i}{\text{часы} \cdot \text{фут}} \frac{1}{\Delta h} \frac{\Delta h}{\text{часы}} = \frac{V_i}{\text{часы} \cdot \text{фут}} \quad (19-52)$$

Если воздушная скорость, такая как V_i , сохраняется в течение всего набора высоты, уменьшение ROC с высотой близко к линейному и может быть приближенно выражено как $V_i(\text{часы})^{1/4}A + B$. Затем, полученный результат можно оценить следующим образом:

$$\frac{\Delta h}{\text{часы}} = \frac{A \Delta h}{\text{часы} \cdot \text{фут}} + \frac{B \Delta h}{\text{часы} \cdot \text{фут}} \quad (19-53)$$

В этом случае время набора высоты определяется по формуле:

$$\frac{\Delta h}{\text{часы}} = \frac{A \Delta h}{\text{часы} \cdot \text{фут}} + \frac{B \Delta h}{\text{часы} \cdot \text{фут}} \quad (19-54)$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(19-51)

ROC — это скорость изменения высоты, определяемая по формуле $\frac{dx}{dt}$. Поэтому,

$$\frac{dx}{dt} = \frac{dx}{\text{часы}} \quad \frac{dt}{\text{часы}} = \frac{1}{V_i} \quad \frac{dx}{\text{часы}} = V_i \quad \frac{dx}{dt} = V_i \quad \frac{dx}{dt} = V_i \quad \frac{dx}{dt} = V_i$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(19-53)

Если ROC аппроксимировать как линейную функцию высоты, $V_i(\text{часы})^{1/4}A + B$, репрезентативный ROC можно определить с помощью уравнения (19-54)

$$\frac{\Delta h}{\text{часы}} = \frac{V_i(\text{часы})^{1/4}A + B}{\text{часы} \cdot \text{фут}}$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(19-54)

Если ROC аппроксимировать как линейную функцию высоты, $V_i(\text{часы})^{1/4}A + B$, тогда время набора высоты можно найти из:

$$\frac{\Delta h}{\text{часы}} = \frac{V_i(\text{часы})^{1/4}A + B}{\text{часы} \cdot \text{фут}}$$

ПРИМЕР 19-8

Рассмотрим график зависимости ROC от высоты для Cirrus SR22 на рисунке Рисунок 19-10. Рассмотрим самолет на высоте 4000 футов, весом 2900 фунтов, когда подъем навинницируется. Сколько времени потребуется, чтобы достичь 20 000 футов? Определите это

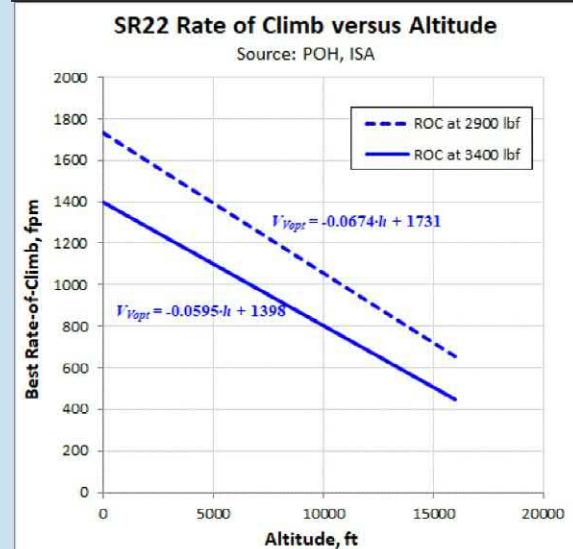


РИСУНОК 19-10 ROC (фут/мин) как функция высоты (фут) для Cirrus SR22 для двух весов [10].

ПРИМЕР 19-8 (продолжение)

используя три следующих подхода: (a) В среднее значение ROC на начальной и конечной высоте. (b) Рассчитайте ROC используя уравнение (19-53). (c) Используйте уравнение (19-54) напрямую.

РЕШЕНИЕ: (a) Рассчитайте ROC на начальной и конечной высоте, используя линию тренда для 2900 фунтов. показано в Рисунок 19-10:

На высоте 4000 футов: $\text{ROC} = 1731 - 0.0674 \cdot 4000 = 1461$ фут/мин

На высоте 20 000 футов: $\text{ROC} = 1731 - 0.0674 \cdot 20,000 = 383$ фут/мин

$$\text{Представитель РПЦ: } \text{ROC} = \frac{1461 + 383}{2} = 922 \text{ фута в минуту.}$$

Из уравнения (19-52):

$$\text{ROC} = \frac{\Delta h}{\Delta t} = \frac{20,000 - 4,000}{\frac{1}{4} \cdot 805.3} = 1417.4 \text{ мин.}$$

(b) Рассчитать ROC используя уравнение (19-53), где $A = 0.0674$ и $B = 1731$:

$$\text{ROC} = \frac{A \cdot \text{вес}}{\text{внешний вес} + A \cdot \text{вес}} = \frac{0.0674 \cdot 20,000 - 4,000}{20,000 + 1731 \cdot 0.0674 \cdot 4000 + 1731} = 922 \text{ фута в минуту}$$

Из уравнения (19-52):

$$\text{ROC} = \frac{\Delta h}{\Delta t} = \frac{20,000 - 4,000}{805.3} = 1419.9 \text{ мин.}$$

(c) Используйте уравнение (19-54) напрямую:

$$\text{ROC} = \frac{\text{внешний вес} + A \cdot \text{вес}}{A} = \frac{20,000 + 0.0674 \cdot 4000}{0.0674} = 1461 \text{ фута в минуту.}$$

19.3.7 Абсолютная/практическая высота потолка

Два часто упоминаемых параметра производительности: (1) абсолютный потолок максимальная высота, на которой самолет может поддерживать горизонтальный полет. (2) потолок обслуживания высота, на которой самолет способен набирать высоту около 100 футов в минуту. Обратите внимание на недостаток этих высот: (1) Каждый потолок зависит от веса самолета и атмосферных условий. Они могут отклоняться на тысячи футов (или метров) от расчетных значений. (2) Современные авиационные правила часто ограничивают эти высоты. Например, 14 CFR Часть 23 устанавливает требования к эксплуатации самолетов на большой высоте. Эти требования касаются только бортового оборудования, а не возможностей достигать этих высот. Некоторые бизнес-джеты имеют теоретический практический потолок, превышающий 50 000 футов, но сертифицированы для полетов только на высоте 41 000 футов. Такие ограничения называются максимальная рабочая высота.

Теоретические абсолютные и эксплуатационные потолки можно рассчитать следующим методом:

ШАГ 1: Вычислить V_{opt} на нескольких высотах.

ШАГ 2: Создайте линию тренда в виде прямой или полинома.

ШАГ 3: Решите линию тренда для 100 кадров в минуту. Это Потолок эксплуатации, Чподжно.

ШАГ 4: Решите линию тренда для 40 кадров в минуту. Это Абсолютный потолок, Чабс.

ПРИМЕР 19-9

Определить абсолютный и практический потолки для Cirrus SR22 при весе 2900 и 3400 фунтов. веса с использованием данных из его РОН, показанных в Рисунок 19-11.

РЕШЕНИЕ:

Использование опубликованных данных существующего самолета позволяет относительно легко определить линию тренда. При работе с новой конструкцией такой документ недоступен, поэтому максимальный ROC должен быть рассчитан для ряда высот, например, SL, 7000 футов и 14 000 футов или аналогичных.

Что касается SR22, то, используя информацию из его РОН, мы обнаруживаем, что результирующая линейная аппроксимация определяется выражением:

При весе 2900 фунтов: $h = 25,666 - 14.828 \cdot V_{opt}$

При весе 3400 фунтов: $h = 23,496 - 16.807 \cdot V_{opt}$

Из чего мы видим, что при меньшем весе (2900 фунтов) абсолютный потолок составляет 25 666 футов и 23 496 футов при максимальном весе брутто (3400 фунтов). Конечно, самолет всегда будет весить меньше своего максимального веса брутто, так как ему придется сжечь значительное количество топлива, чтобы достичь этой точки. По той же причине легко оценить практический потолок, основываясь на скорости набора высоты 100 футов в минуту:

При весе 2900 фунтов: $h = 25,666 - 14.828 \cdot 100 = 24,183$ фута

При весе 3400 фунтов: $h = 23,496 - 16.807 \cdot 100 = 21,815$ футов

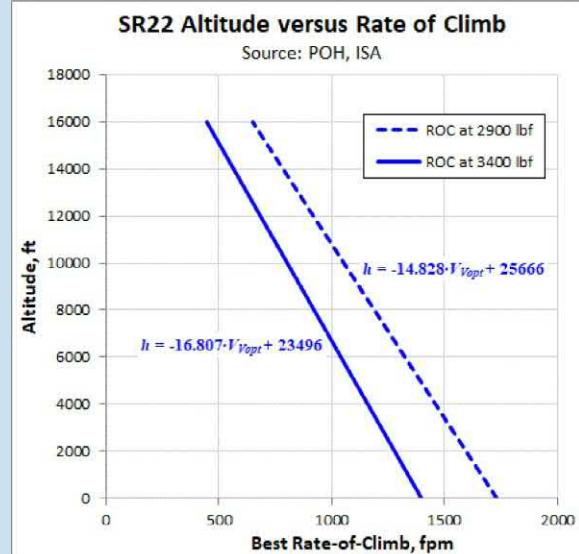


РИСУНОК 19-11 Определение эксплуатационных и абсолютных потолков.

19.3.8 Численный анализ маневра набора высоты — исследования чувствительности

В этом разделе представлен метод анализа характеристик набора высоты нового самолета с использованием численного анализа. Он проиллюстрирован с помощью приведенной ниже таблицы, подготовленной для винтового самолета. Он в равной степени применим к любой форме подготовленной модели тяги. Этот подход придает силу анализу, поскольку он обрабатывает нелинейности, которые не учитывают многие из предыдущих аналитических методов.

Подход безразличен к таким деталям, как $\frac{\text{минд}}{\text{минд}} > 0$, перетасить ведра или нелинейности из-за раннего разделения потока. Снимок экрана таблицы показан на Рисунок 19-12.

Общие входные значения не требуют пояснений в свете предыдущего обсуждения и не будут подробно рассматриваться. Столбцы в основной таблице, пронумерованные от 1 до 12, напротив, требуют некоторых пояснений.

RATE OF CLIMB ANALYSIS FOR A PROPELLER POWERED AIRCRAFT																			
Adjusted Drag Model				Rate-of-Climb versus Airspeed (KCAS)															
AIRCRAFT SPECIFIC DATA		User entry	Formula	New Design, S-Land 5000 ft, W = 1320 lb _f															
Weight	$W =$	1320	lb _f																
Wing area	$S =$	130	ft ²																
Aspect Ratio	$AR =$	8																	
Oswald's span efficiency	$e =$	0.8106																	
Max lift coefficient	$C_L^{\max} =$	1.450																	
C_L of minimum drag	$C_L^{\min D} =$	0.1000																	
M _i drag coefficient	$C_D^{\min} =$	0.03000																	
ATMOSPHERICS																			
Altitude	$h =$	8000	ft																
Air density	$\rho =$	0.001869	slugs/ft ³																
Density ratio	$\sigma =$	0.7860																	
ENGINE/PROPELLER SPECIFIC DATA																			
Rated engine power at S-L	$P_{HP} =$	100	BHP																
Engine power at altitude	$P_{HPa} =$	75.8	BHP																
Engine speed	$RPM =$	2500																	
Propeller diameter	$D_p =$	69	inches																
Spinner diameter	$D_{spinner} =$	15	inches																
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12								
Airspeed				q	C_L	C_{Dl}	C_D	D	T_{IP}	T	$TV-DV$								
KCAS	KTAS	ft/s	lb _f /ft ²					lb _f		lb _f	ft-lb _f /s								
30	33.8	57.1	3.05	3.3301	0.51215	0.54215	215	0.4010	293	4443	202								
35	39.5	66.6	4.15	2.4466	0.27030	0.30030	162	0.4512	282	8014	364								
40	45.1	76.2	5.42	1.8732	0.15434	0.18434	130	0.4970	272	10826	492								
45	50.8	85.7	6.86	1.4801	0.09349	0.12349	110	0.5385	262	13013	592								
50	56.4	95.2	8.47	1.1988	0.05927	0.08927	98	0.5758	252	14649	666								
55	62.0	104.7	10.25	0.9908	0.03895	0.06895	92	0.6092	243	15776	717								
60	67.7	114.2	12.20	0.8325	0.02634	0.05634	89	0.6386	233	16418	746								
65	73.3	123.8	14.31	0.7094	0.01823	0.04823	90	0.6643	224	16587	754								
70	79.0	133.3	16.60	0.6117	0.01285	0.04285	92	0.6863	215	16286	740								
75	84.6	142.8	19.06	0.5328	0.00920	0.03920	97	0.7048	206	15517	705								
80	90.2	152.3	21.68	0.4683	0.00666	0.03666	103	0.7200	197	14276	649								
85	95.9	161.8	24.48	0.4148	0.00487	0.03487	111	0.7318	189	12556	571								
90	101.5	171.4	27.44	0.3700	0.00358	0.03358	120	0.7406	180	10350	470								
95	107.2	180.9	30.58	0.3321	0.00264	0.03264	130	0.7464	172	7648	348								
100	112.8	190.4	33.88	0.2997	0.00196	0.03196	141	0.7493	164	4441	202								
105	118.4	199.9	37.35	0.2718	0.00145	0.03145	153	0.7495	156	718	33								
110	124.1	209.4	40.99	0.2477	0.00107	0.03107	166	0.7471	149	-3532	-161								
115	129.7	219.0	44.80	0.2266	0.00079	0.03079	179	0.7422	141	-8321	-378								
120	135.4	228.5	48.79	0.2081	0.00057	0.03057	194	0.7350	134	-13661	-621								
125	141.0	238.0	52.94	0.1918	0.00041	0.03041	209	0.7255	127	-19565	-889								
130	146.6	247.5	57.26	0.1773	0.00029	0.03029	225	0.7140	120	-26045	-1184								

РИСУНОК 19-12 Электронная таблица, предназначенная для оценки характеристик набора высоты.

Столбец 1 содержит диапазон калиброванных скоростей полета (30 KCAS, увеличивающихся на 5 до 130 KCAS). Это используется для расчета истинной скорости полета в Столбец 2 с использованием Уравнение (17-31) следующим образом (на примере 100 KCAS):

$$\frac{V_{KAS}}{V_{TAS}} = \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{2}{qS} \left(\frac{V_{TAS}}{V_{KAS}} - 1 \right)^2}}$$

Обратите внимание, что этот шаг обходит преобразование VCASкBEAC, что приемлемо при условии $M < 0.3$. Это преобразуется в фут/с в Столбец 3. Умножая на 1,688, получаем 190,4 фута/с.

Столбец 4 содержит динамическое давление, рассчитанное по формуле:

$$\frac{q}{2} = \frac{1}{2} \rho V^2 = 0.00169 \cdot 190.4^2 = 1433.88 \text{ фунт-секунды}^2/\text{фут}^3$$

Столбец 5 содержит коэффициент подъемной силы, рассчитываемый следующим образом:

$$C_L = \frac{V_T^2}{qS} = \frac{1320^2}{0.00169 \cdot 190.4^2} = 2997$$

Столбец 6 содержит коэффициент сопротивления, вызванного подъемной силой, рассчитываемый следующим образом:

$$C_d \frac{1}{4} \frac{\delta C_l C_{L_{\text{минд}}} \rho^2}{\pi \text{Являются}} \frac{1}{4} \frac{\delta 0:2997-0:1000 \rho_2}{\pi \delta 10 \rho \delta 0:7566 \rho} \frac{1}{4} 0:00196$$

Столбец 7 содержит общий коэффициент лобового сопротивления, рассчитываемый следующим образом:

$$C_d \frac{1}{4} C_{d_{\text{ми}}} + C_d \frac{1}{4} 0:03000 + 0:00196 \frac{1}{4} 0:03196$$

Столбец 8 содержит общее сопротивление, рассчитанное следующим образом:

$$\frac{1}{4} q S C_d \frac{1}{4} (33,88)(130)(0,03196) \frac{1}{4} 141 \text{ фунтф}$$

По сути, метод «не заботится» о том, как определяется сопротивление. Например, хотя здесь используется скорректированная модель сопротивления, столбцы с 6 по 8 могут также содержать неквадратичный коэффициент сопротивления. Например, таблица поиска, содержащая модель сопротивления с ковшом сопротивления, может просто заменить существующий C_d .

Столбец 9 необязательный столбец, содержащий эффективность винта, η_p , рассчитанный здесь с использованием Уравнение (15-45), мощность на высоте ($P_{\text{пп}}$), и тяга (T) в Столбец 10.

$$\eta_p \frac{1}{4} T V_\infty = \delta 550 P_{\text{пп}} \rho_a$$

Столбец 10 содержит тягу винта (в фунтах) ϕ), здесь рассчитано с использованием метода осевого сплайна Раздел 15.4.3, Первоначальная модель тяги для винта фиксированного шага. Значение коэффициентов А, Б, ИС, зависит от высоты, геометрии винта и других параметров, обсуждаемых в разделе. После определения тяги на этой высоте рассчитывается с использованием квадратичного полинома ниже

$$\delta B_\infty, \text{ часф } \frac{1}{4} \text{ средний} \frac{1}{2} \infty + B B_\infty + C$$

Столбец 11 содержит избыточную мощность, рассчитанную с помощью уравнения(19-16):

$$\text{Пыvший} \frac{1}{4} T V_\infty - D V_\infty \frac{1}{4} p 164 \rho \delta 190:4 \rho - \delta 141 \rho \delta 190:4 \rho \\ \frac{1}{4} 4441 \text{ фут-фунтф} =$$

Столбец 12 (наконец) содержит скорость набора высоты, рассчитанную используя уравнение(19-19):

$$B \frac{1}{4} 60 \frac{T V_\infty - D V_\infty}{W} \frac{1}{4} 60 \frac{4441}{1320} \frac{1}{4} 202 \text{ фута=мин}$$

Выполняя те же вычисления для других строк, легко извлечь максимальный ROC с помощью функции MAX() Microsoft Excel. Она возвращает ROC 754 фут/мин при 65 KCAS (на высоте 8000 футов). Скорость полета можно извлечь с помощью функций MATCH() и INDEX(). А еще лучше вложить первую во вторую (т. е. INDEX(MATCH())). Подробности оставляем читателю самому разбираться.

Более точные расчеты должны учитывать снижение веса с высотой. Например, самолет сожжет несколько галлонов топлива, поднимаясь на высоту 10 000 футов, и это улучшит ROC на этой высоте. График, прилагаемый к таблице, содержит опорную кривую, показывающую

the climb performance at SL. Это удобно представлено, чтобы помочь проектировщику осознать ухудшение производительности с высотой. Это оставлено в качестве упражнения для читателя, чтобы выяснить, как это сделать (подсказка — это проще, чем вы могли бы подумать). После завершения это может быть использовано для выполнения различных исследований чувствительности, три из которых показаны ниже.

(1) Чувствительность к высоте

Чувствительность к высоте показывает, как конструкция влияет на работу на большой высоте или на большой высоте/в жаркий день (высокая плотность). Это важно при рассмотрении вылета из высокогорных аэропортов в горных районах. Такие вылеты могут представлять серьезные проблемы, в частности, если самолет полностью загружен. Например, график на Рисунок 19-13 показывает, что на высоте 10 000 футов новая конструкция поднимается со скоростью около 670 футов в минуту, что близко к $\frac{1}{2}$ его SL-возможностей.

(2) Чувствительность к весу

Чувствительность к весу показывает, как на конструкцию влияют отклонения от целевого веса конструкции. Это важно при демонстрации важности соответствия целевым весам конструкции. Например, предположим, что базовый вес брутто самолета, показанный на Рисунок 19-14 составляет 1320 фунтовф. Если эта цель не достигнута и производитель вынужден увеличить ее, скажем, до 1400 фунтовф, то наилучшая скорость полета самолета, вероятно, упадет с 1123 фут/мин до 1038 фут/мин. Это может повлиять на его конкурентоспособность.

(3) Чувствительность к эффективности пропеллера

Чувствительность к эффективности винта показывает, как конструкция зависит от нестандартного винта или от более эффективного (и, возможно, более дорогого) винта. Если выбранный винт в Рисунок 19-15 эффективность составляет 85%, наилучшая скорость вращения может увеличиться примерно с 1123 до 1286 кадров в минуту.

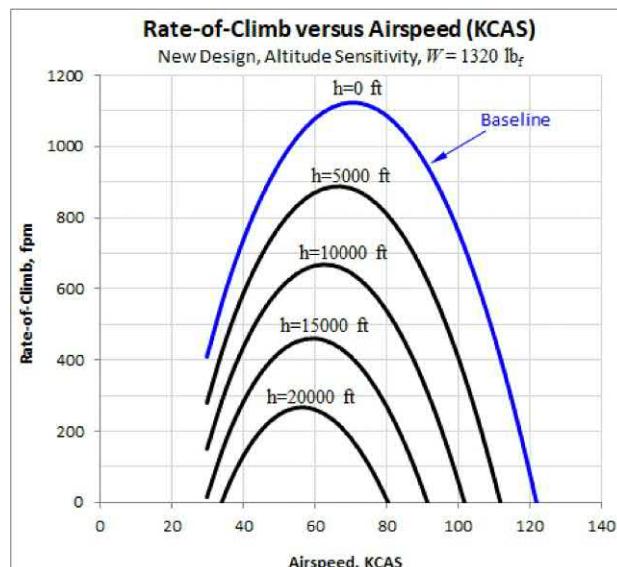


РИСУНОК 19-13 График чувствительности к высоте.

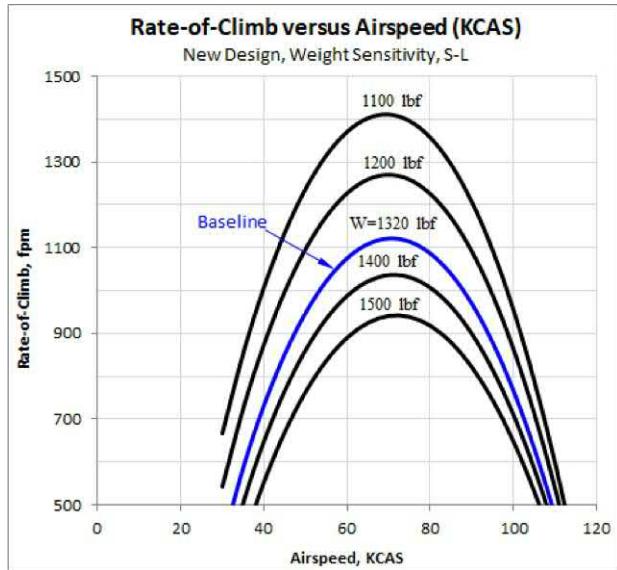


РИСУНОК 19-14 График чувствительности к весу.

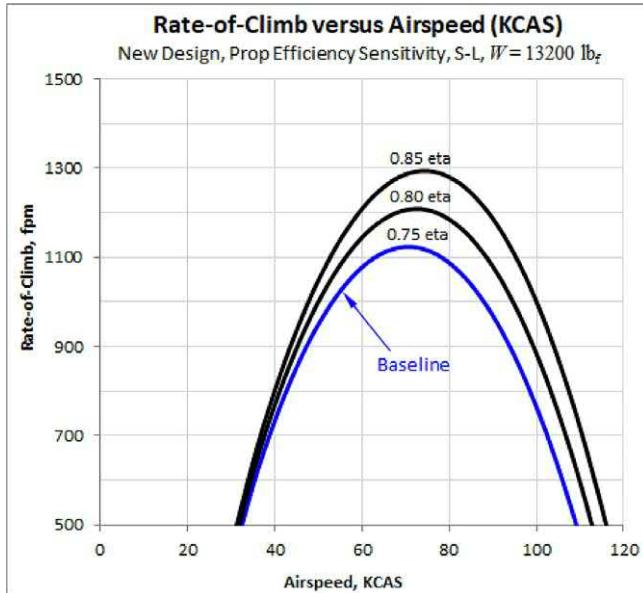


РИСУНОК 19-15 График чувствительности эффективности винта.

Также может быть полезно расширить оценку чувствительности, включив в нее факторы, связанные с геометрией крыла.

19.4 БАЗА ДАННЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ — СКОРОСТЬ ПОДЪЕМА ВЫБРАННЫХ САМОЛЕТОВ

Таблица 19-3 показывает скорость набора высоты и наилучший угол и наилучшую скорость набора высоты для выбранных классов самолетов. Эти данные очень полезны при оценке точности собственных расчетов. Обратите внимание, что для более тяжелых самолетов практически невозможно указать один Вхили Виспоскольку они сильно различаются в зависимости от веса и обычно определяются для пилота от рейса к рейсу.

ТАБЛИЦА 19-3 Характеристики набора высоты выбранных самолетов.

Name	Gross Weight lb _f	Wing Area ft ²	ROC at S-L & W_e fpm	V_x KCAS	V_r KCAS	Service Ceiling ft	Source
Single Engine							
Aerotec A-122A	1825	145	787	-	-	14760	JAWA
Bede BD-5B Micro	660	47	2145	-	-	18000	JAWA
Cessna 150 Commuter	1600	160	670	-	64	12650	POH
Cessna 162 Skycatcher	1320	120	880	57	62	14625	POH
Cessna 172N Skyhawk	2450	174	770	59	73	14200	POH
Cessna 182 Skylane	2950	174	1010	54	78	16500	POH
Cessna 208B Grand Caravan	8750	279	1240	89	105	25000	POH
Cirrus SR20	3050	145	828	89	96	17500	POH
Cirrus SR22	3400	145	1400	91	101	17500	POH
DAHER TBM-850	7394	194	2005	-	126	31000	POH/AOPA Article
Embraer EMB-201	3417	194	1050	-	-	11380	JAWA
ExtremeAir XA42 Sbach	2205	121	2720	78	90	15000	POH
Let Z-37A Cmelak (Bumble-Bee)	3855	256	925	-	-	-	JAWA
Neiva N621A	3748	185	1380	-	-	19700	JAWA
Piper PA-46-350 Malibu	4340	175	1220	81	110	25000	POH
Rockwell Commander 112A	2650	152	900	72	100	20000	POH/TCDS
Taylor J.T.1 Monoplane	610	76	1000	-	-	-	JAWA
Transavia PL-12 Airtruck (400)	4000	288	550	-	-	12500	JAWA
Twin Engine, Propeller							
Beechcraft Baron 55	5100	199	1577	91	100	19700	POH
Beechcraft Duke B60	6775	213	1601	99	120	30800	Unconf
Beechcraft Queenair B80	8800	294	1275	-	-	26800	JAWA
Cessna 337 Skymaster	3800	201	1520	-	94	20500	POH
	4630	201	1100	79	96	18000	POH
Cessna 421 Golden Eagle	7450	215	1940	-	117	30200	POH
Partenavia P.68	4387	200	1500	76	90	19200	POH/JAWA
Pilatus Britten-Norman BN-2B Islander	6600	325	1130	-	-	18000	JAWA
Piper PA-44-180 Seminole	3800	184	1350	82	88	17100	POH/JAWA
Commuter Turboprops							
ATR-42-300	36807	586	1320	-	-	25000	ATR Brochure
ATR-42-600	41005	586	1851	-	-	25000	ATR Brochure
Beechcraft Kingair A100	10600	298	2200	-	-	-	JAWA
Beechcraft Kingair C90	9650	294	2000	101	112	-	POH
Casa C.212 Aviocar	13889	431	1800	-	-	-	JAWA
Frakes Turbo-Mallard	14000	444	1350	-	-	-	JAWA
Let L-140 Turbolet (L-140)	11905	354	1615	-	-	-	JAWA
Lockheed Model 85 Orion P-3	135000	1300	1950	-	-	-	Unconf
Nomad N22	8000	324	1410	-	-	-	JAWA
Piper PA-31P Pressurized Navajo	7800	229	1740	-	-	-	JAWA
Rockwell Commander 690A	10250	266	2849	-	-	-	JAWA
Shorts SD3-30	22000	453	1210	-	-	-	JAWA

Продолжение

ТАБЛИЦА 19-3 Характеристики набора высоты выбранных самолетов — продолжение

Name	Gross Weight lb _t	Wing Area ft ²	ROC at S-L & W_s fpm	V_x KCAS	V_T KCAS	Service Ceiling ft	Source
Business jets							
Beechjet 400a	16100	241	3770	-	-		Unconf
Beechjet 850XP	18000	374	-	138	145		POH
Beechjet 850XP	24000	374	-	161	172,5		POH
Beechjet 850XP	28000	374	-	170	187		POH
Cessna Citation CJ1	10700	240	3200	-	-		Unconf
Cessna Citation Mustang	8645	210	3010	-	-		Unconf
Cirrus Vision Prototype	6000	195,7			120		Unconf
Dassault Falcon 900	45500	527	3700	-	-		Unconf
Dassault-Breguet Mystere-Falcon 900	20640	528	2000	-	-		Unconf
Embraer Phenom 100	10472	202		-	-		Unconf
Falcon 2000X	41000	527	3730	-	-		Unconf
Gates Learjet 24D	13500	232	6800	-	-		JAWA
	40000	950,39	-	-	128		Unconf
Gulfstream 450	50000		-	-	143		Unconf
	60000		-	-	157		Unconf
	70000		-	-	169		Unconf
	80000		-	-	181		Unconf
Gulfstream Aerospace IV	71700	950	4219	-	-		Unconf
Safire S-26	5130	143	2900	-	-		JAWA
Commercial Jetliners							
A300-B4	360000	2800	-	-	-		Unconf
A320-200	170000	1320	2400	-	-		Unconf
A330	520000	3892	4000	-	-		FCOM
A340-200	610000	3892	4000	-	-		FCOM
B737-400	150000	1135	3760	-	-		JAWA
B757-200	255000	1994	3000	-	-		Unconf
B777-200A	247200	4605	3800	-	-		Unconf
Boeing 727-200	172000	1700	1800	-	-		FCOM
Fokker 100	95000	1006	-	-	-		Unconf
Lockheed L-1011-1 Tristar	430000	2800	2800	-	-		JAWA

Неконф. Неподтверждено. Надежный источник для указанного значения не найден. Относитесь к значениям с осторожностью. JAWA Все самолеты мира от Джейн. РОН Руководство пилота по эксплуатации. FCOM Руководство по эксплуатации летного экипажа.

Ссылки

- [1]КД Перкинс, Р.Э. Хаге,Летные характеристики, устойчивость и управляемость самолета, Джон Уайли и сыновья, 1949.
- [2]Э. Торенбек,Синтез конструкции дозвукового самолета,третье издание, Издательство Делфтского университета, 1986.
- [3]Л. Николаи,Основы проектирования самолетов,второе издание, (1984).
- [4]Дж. Россам, К.-Т.Е. Лан,Аэродинамика и летные характеристики самолета, Корпорация DAR, 1997.
- [5]Ф. Дж. Хейл,Летно-технические характеристики, выбор и проектирование самолетов,Джон Уайли и сыновья, 1984, стр. 137-138.

[6]Дж. Д. Андерсон-младший,Летно-технические характеристики и конструкция самолета,первое издание, McGraw-Hill, 1998.

[7]А. Миле,Механика полета — теория траекторий полета,Издательство «Довер», 1990.

[8]У. Остин-Мэр, Д.Л. Бердсолл,Летно-технические характеристики самолета,Издательство Кембриджского университета, Кембридж, 1992, стр. 47-49.

[9]Аноним,Cessna 162 Skycatcher. Руководство по эксплуатации и дополнение к летной подготовке, ред. 2,Cessna Aircraft Company, 26 апреля 2010 г.

[10]Аноним,Руководство по эксплуатации пилота Cirrus SR22,Cirrus Design Corporation, 10 октября 2003 г.