

629.350А-40
П-69

УА

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
УЛЬЯНОВСКОЕ ВЫСШЕЕ АВИАЦИОННОЕ УЧИЛИЩЕ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ (ИНСТИТУТ)

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА DA 40

Методические рекомендации
по проведению практических занятий



Ульяновск 2013

629.35 DA-40
17-69
МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
УЛЬЯНОВСКОЕ ВЫСШЕЕ АВИАЦИОННОЕ УЧИЛИЩЕ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ (ИНСТИТУТ)

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА DA 40

Методические рекомендации
по проведению практических занятий



Ульяновск 2013

УЧЕБНАЯ
Библиотечка
Ульяновского авиационного
училища ГА
118745

В работе приведены аэродинамические и летные характеристики самолета DA 40, даны необходимые теоретические сведения по вопросам эксплуатации самолета в ожидаемых условиях и сложных ситуациях в полете; сведения о равновесии, устойчивости и управляемости самолета; даны конкретные рекомендации по выполнению отдельных элементов полета и их теоретическое обоснование.

Распределение материала по темам и последовательность его изложения соответствует учебной программе дисциплины «Практическая аэродинамика» вариант № 2 (для групп, изучающих самолёт DA 40).

Проверить в процессе подготовки к занятиям качество своих знаний можно, ответив на вопросы контрольных тестов, приведенных в пособии. А для того, чтобы сделать самостоятельную работу более целенаправленной, в конце пособия даны вопросы итогового контроля по дисциплине.

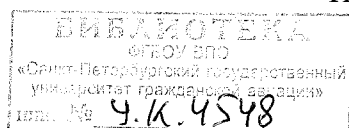
Предназначено для курсантов специализации 162001.65.01, а также для слушателей АУЦ, проходящих подготовку на данном типе ВС.

Сост. Б.Н.Рознин Ульяновск, УВАУГА, 2013 год
ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА DA 40

Методические рекомендации
по проведению практических занятий

Рассмотрен и утвержден на заседании кафедры ЛЭ и БП

Протокол заседания № 6 от 21 февраля 2013 года



№ n/n	ОГЛАВЛЕНИЕ	стр
1	От составителей	4
2	Аббревиатуры, используемые при рассмотрении летных характеристик самолета	5
3	Основные летно-технические характеристики самолета	6
4	ТЕМА 1. Основные геометрические характеристики. Особенности аэродинамической компоновки DA 40. Аэродинамические характеристики (АДХ) самолета DA40. Влияние эксплуатационных факторов на АДХ.	7
5	ТЕМА 2. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки. Влияние выпуска механизации крыла на аэродинамические характеристики самолета. Анализ потребных углов отклонения закрылков на взлете и посадке.	9
6	ТЕМА 3. Силовая установка самолета DA 40. Работа винта. Общая характеристика силовой установки. Сила тяги винта. Высотно-скоростные характеристики двигателя.	15
7	ТЕМА 4. Режимы работы винта. Особенности работы винта при снижении, заходе на посадку, посадке. Работа винта при отказе двигателя	22
8	ТЕМА 5. Характеристики горизонтального полета (ГП) самолета DA 40. Кривые потребных и располагаемых мощностей. Летные характеристики ГП самолета DA 40. Первый и второй режимы горизонтального полета.	24
9	ТЕМА 6. Влияние высоты и массы на лётные характеристики DA 40. Влияние выпуска механизации крыла на лётные характеристики самолёта. Изменение скоростей с поднятием на высоту и лётные ограничения. Дальность и продолжительность полёта.	28
10	ТЕМА 7. Руление и взлет самолета. Этапы взлёта. Основные взлетные характеристики. Факторы, влияющие на длину разбег и скорость отрыва. Силы, действующие на самолет на взлете с боковым ветром.	34
11	ТЕМА 8. Силы, действующие на самолет при наборе высоты. Характеристики набора высоты. Поляра скоростей набора высоты. Влияние эксплуатационных параметров на градиент набора высоты.	42
12	ТЕМА 9. Силы, действующие на самолет при снижении самолёта. Характеристики снижения. Влияние эксплуатационных параметров на характеристики снижения. Режимы планирования. Экстренное снижение.	47
13	ТЕМА 10. Схема захода на посадку. Посадка. Схема сил, действующих на самолет при посадке. Схема посадки.	51
14	ТЕМА 11. Основные посадочные характеристики. Уход самолета на второй круг. Просадка самолета, минимальная высота ухода.	53
15	ТЕМА 12. Посадка при боковом ветре и на мокрую ВПП. Гидроглиссирование. Ошибки при выполнении посадки.	58
16	ТЕМА 13. Равновесие, устойчивость и управляемость. Основные понятия и определения. Центровка самолёта. Диапазон допустимых центровок самолёта.	61
17	ТЕМА 14. Продольное равновесие устойчивость и управляемость самолёта. Балансировочные кривые.	63
18	ТЕМА 15. Боковое равновесие. Особенности поперечной и путевой устойчивости и управляемости самолёта. Особенности полета при попадании в спутный след самолета.	67
19	ТЕМА 16. Поведение самолета при отказе двигателя. Обоснование рекомендаций экипажу по действиям при отказе двигателя на различных этапах полета.	71
20	ТЕМА 17. Особые условия полета. Поведение самолета при полете в неспокойном воздухе. Сдвиг ветра. Выход на большие углы атаки. Рекомендации по пилотированию самолёта в условиях сдвига ветра и выводу из не преднамеренного штопора.	73
21	ТЕМА 18. Обледенение самолёта. Причины обледенения самолёта в полёте. Изменение аэродинамических и лётных характеристик обледеневшего самолёта.	78

ОТ СОСТАВИТЕЛЕЙ

Обращаем внимание читателей на то, что самолет DIAMOND DA 40 NG австрийского производства, поэтому на шкалах приборов, на номограммах в РЛЭ для обозначения физических величин употребляются неметрические единицы англоязычных стран (см. таблицу). В нашем пособии мы активно употребляем неметрические единицы измерения скорости и высоты, для остальных величин в основном приняты единицы измерения СИ.

Величина	Единица СИ		Неметрические единицы		Формула пересчета
	Наименование	Обозначение	Наименование	Обозначение	
Масса	килограмм	кг	фунт	lb	$[\text{кг}] \times 2,2046 = [\text{lb}]$
Скорость	километр в час	км/ч	узел	kts	$[\text{км/ч}] / 1,852 = [\text{kts}]$
	миля в час			n-mile/h	$[\text{км/ч}] / 1,609 = [\text{n-mile/h}]$
	метр в секунду	м/с	фут в минуту	ft/min	$[\text{м/с}] / 196,85 = [\text{ft/min}]$
Длина Высота	метр	м	фут	ft	$[\text{м}] / 0,3048 = [\text{ft}]$
	километр	км	морская миля	n-mile	$[\text{км}] / 1,852 = [\text{n-mile}]$
	миллиметр	мм	дюйм	in	$[\text{мм}] / 25,4 = [\text{in}]$
Объем	литр	л	американский галлон	gal (US)	$[\text{л}] / 3,7854 = [\text{gal (US)}]$
Температура	градус Цельсия	°C	градус Фаренгейта	°F	$[\text{°C}] \times 1,8 + 32 = [\text{°F}]$ $[(\text{°F}) - 32] / 1,8 = [\text{°C}]$
Давление	гектопаскаль	гПа	дюйм ртутного столба		$[\text{гПа}] = [\text{мбар}]$ $[\text{гПа}] / 33,86 = [\text{дюйм рт.ст.}]$
	миллибар	мбар	фунт на квадратный дюйм		$[\text{бар}] \times 14,504 =$ $= [\text{фунт/кв.дюйм}]$
	бар	бар			
Сила, вес	ньютон	Н	фунт-сила		$[\text{Н}] \times 0,2248 = [\text{фунт-сила}]$
Частота вращения обороты в минуту об/мин (RPM)					

Отличаются также и аббревиатуры, принятые для обозначения скоростей, поэтому для быстрой и удобной работы с пособием рекомендуем вам прежде всего внимательно ознакомиться с представленным ниже списком.

**АББРЕВИАТУРЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ПРИ РАССМОТРЕНИИ
ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА**

CAS – индикаторная воздушная скорость. Приборная воздушная скорость с учетом поправки на погрешность установки и инструментальную погрешность. Индикаторная воздушная скорость равна истинной воздушной скорости в стандартных атмосферных условиях (международная стандартная атмосфера, ISA) на среднем уровне моря.

IAS – приборная скорость по указателю воздушной скорости.

KCAS – индикаторная воздушная скорость в узлах.

KIAS – приборная воздушная скорость в узлах.

TAS – истинная воздушная скорость. Скорость самолета относительно воздуха. Истинная воздушная скорость – это индикаторная воздушная скорость с учетом поправок на высоту и температуру воздуха.

V_A – расчетная маневренная скорость. После превышения этой скорости запрещается полное или резкое перемещение рулевых поверхностей.

V_{FE} – максимальная скорость полета с выпущенными закрылками. Запрещается превышение данной скорости при определенном положении закрылков.

V_{NE} – непревышаемая скорость в спокойном воздухе. Превышение данной скорости запрещается вне зависимости от обстоятельств.

V_{NO} – максимальная конструкционная крейсерская скорость. Превышение данной скорости допускается только в спокойном воздухе, при соблюдении должных мер предосторожности.

V_S – скорость сваливания, или минимальная непрерывная скорость, при которой сохраняется управляемость самолета в определенной конфигурации.

V_{S0} – скорость сваливания, или минимальная непрерывная скорость, при которой сохраняется управляемость самолета в посадочной конфигурации.

V_{S1} – скорость сваливания, или минимальная непрерывная скорость, при которой сохраняется управляемость самолета с убранными закрылками.

V_{SSE} – минимальная эволютивная скорость при обучении. Минимальная скорость, необходимая в случае намеренного останова одного двигателя или при работе одного двигателя в режиме IDLE (при обучении).

V_x – скорость для набора высоты под наилучшим углом.

V_Y – скорость для набора высоты с наибольшей скороподъемностью.

V_{REF} – минимальная (базовая) скорость пересечения торца ВПП.

$W_{пут.}$ – путевая скорость (скорость относительно земли).

Режимы работы двигателя:

IDLE – малый газ

MAX – взлетный (максимальный)

NOM – номинальный.

Положение закрылков:

APP – заход,

LDG – посадка,

UP – убрано.

ОСНОВНЫЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Характеристика	Масса (вес)	
Максимальная взлетная масса	1280 кг	2822 фунта
Максимальная посадочная масса	1216 кг	2681 фунт
Минимальная полетная масса	940 кг	2072 фунта
Максимальная масса без топлива	1200 кг	2646 фунтов
Максимальная загрузка багажного отсека (между задними креслами и шпангоутом крепления багажного отсека)	30 кг	66 фунтов
Максимальная загрузка удлиненного багажного отсека (если он установлен)	5 кг	11 фунтов
Максимальная загрузка короткого дополнительного багажного отсека (по рекомендации ОАМ 40-331)	15 кг	33 фунта

СКОРОСТИ СВАЛИВАНИЯ В УЗЛАХ					
	1000 кг	1080 кг	1160 кг	1216 кг	1280 кг
Скорость сваливания (V_{S0}) Закрылки ПОСАД.	55	57	58	59	60
Скорость сваливания (V_S) Закрылки ВЗЛЕТН.	54	56	58	60	62
Скорость сваливания (V_S) Закрылки УБРАНЫ	56	60	62	64	66

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ СКОРОСТИ В УЗЛАХ					
	1000 кг	1080 кг	1160 кг	1216 кг	1280 кг
Скорость отрыва	58	60	63	65	67
(V_Y) до 50 фт	65	67	69	70	72
(V_Y) до безопасной высоты	72				
Скорость набора до высоты эшелона	88				
Макс. скорость выпуска закрылков, (V_{FE}) Закрылки ВЗЛЕТ	110				
Макс. скорость выпуска закрыл. (V_{FE}) Закрыл. ПОСАД	98				
Контр. скорость захода на посадку, (V_{REF}) Закрыл. УБРАНЫ	73	78	81	82	83
Контр. скорость захода на посадку, (V_{REF}) Закрылки ВЗЛЕТ	70	73	76	77	78
Скорость захода на посадку, (V_{REF}) Закрылки ПОСАД.	69	72	74	76	77
Уход на второй круг, закрылки ПОСАДКА (прерванная ПОСАДКА)				76	77
Мин. скорость ухода на второй круг Закрылки ВЗЛЕТ	72				
Макс. крейсерская скорость (V_{NO})	130				
Скорость непревышаемая (V_{NE})	172				

	До 1080 кг	1081-1180 кг	Свыше 1080 кг
Скорость маневрирования (V_O)	101	108	113

**ТЕМА 1. ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.
ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ DA 40.**

Аэродинамические характеристики (АДХ) самолета DA40.

Влияние эксплуатационных факторов на АДХ.

1. Геометрические и аэродинамические характеристики самолета DA 40 NG

Основные геометрические характеристики самолета

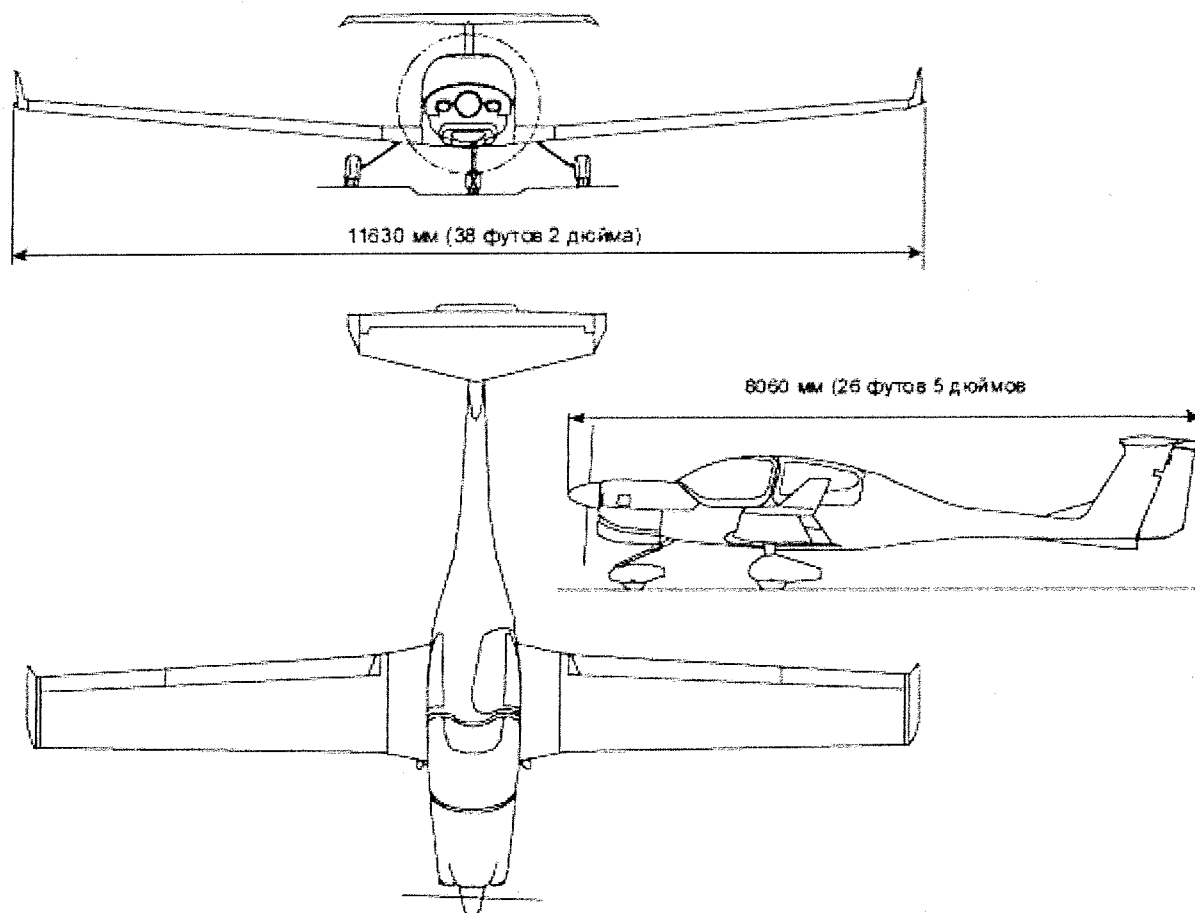


Рис. 1.1. Схема самолета в трех проекциях

Самолет DA 40 NG компании Diamond – это высокотехнологичный и высокоэкономичный аппарат.

Планер самолета изготовлен из пластика, армированного углеволокном для большей прочности и легкости, что соответствует новым правилам, принятым Европейским ведомством авиационной безопасности. Элероны, рули высоты и направления, а также крыльевые закрылки выполнены из углеволокна и стекловолокна с применением многослойной технологии. Лопастей деревянно-композитные, повышенной прочности за счет покрытия из пластика и стальной кромки с нержавеющей покрытием.

Мощность двигателя, л. с .	165,0
Взлетная дистанция для МСА (при $m = 1280$ кг), м	584
Длина разбега (при $m = 1280$ кг), м	389
Посадочная дистанция (при $m = 1280$ кг), закр. LDG (посадка), м	632
Пробег (при $m = 1280$ кг), м	303
Скороподъемность на уровне моря (при $m = 1280$ кг), м/с	3,5
V _{пр} (KIAS) / Вист (TAS) (мощность 80%, высота 10000 футов, CA), (узлов)	123/137,5

Длина самолета	8,06 м	26 футов 5 дюймов
Размах крыла	11,63 м	38 футов 2 дюйма
Высота	1,97 м	6 футов 6 дюймов
Аэродинамический профиль крыла	Wortmann FX 63-137/20 - W4	
Площадь крыла	13,244 м ²	142,6 кв. фута
Средняя аэродинамическая хорда	1,171 м	3 фута 10 дюймов
Относительное удлинение крыла	10,223	
Угол поперечного V	5°	
Стреловидность по передней кромке	1°	
Установочный угол крыла (φ), град.	3°	
Площадь элерона (общая, левый + правый)	0,654 м ²	7,0 кв. футов
Площадь закрылков (общая, левый + правый)	1,56 м ²	6,8 кв. фута
Площадь горизонтального хвостового оперения	2,34 м ²	25,2 кв. фута
Площадь руля высоты	0,665 м ²	7,2 кв. фута
Угол установки горизонтального оперения	-3,0°	
Площадь вертикального хвостового оперения	1,60 м ²	17,2 кв. фута
Площадь руля направления	0,47 м ²	5,1 кв. фута
Шасси		
Колея	2,97 м	9 футов 9 дюймов
База	1,68 м	5 футов 6 дюймов
Колесо носовой опоры шасси	пневматик 5.00-5; 6 PR, камерный, 120 миль/ч	
Колесо основной опоры шасси	пневматик 15x6.0-6; 6 PR, камерный, 160 миль/ч	

Такое соотношение обеспечивает хорошую устойчивость при движении по земле. Колесо передней стойки вынесено вперед относительно узлов навески на 9° для уменьшения нагрузки при движении по земле и при опускании носовой опоры после приземления.

Приборные воздушные скорости (узлы)				
V ₀	Эксплуатационная маневренная скорость	После превышения этой скорости запрещается полное или резкое перемещение рулевых поверхностей.		
		Масса до 1080 кг	свыше 1080 до 1180 кг	свыше 1180 кг
		101 узел	108 узлов	113 узлов
V _{FE}	Максимальная скорость полета с выпущенными закрылками	Положение LDG (посадка)	98 узлов	Запрещается превышение указанных значений при соответствующих положениях закрылков.
		Положение T/O (взлет)	110 узлов	
V _{NO} V _C	Максимальная конструкционная крейсерская скорость	130 узлов	Превышение данной скорости допускается только в спокойном воздухе при соблюдении должных мер предосторожности.	
V _{NE}	Непревышаемая скорость в спокойном воздухе	172 узла	Превышение данной скорости запрещается вне зависимости от обстоятельств.	

Запас топлива, л:

Исполнение со стандартными баками:

Общее количество топлива:

2 x 15,0 ам. галл (2 x 56,8 л)

Расходуемое топливо:

2 x 14,0 ам. галл (2 x 53,0 л)

Исполнение с баками увеличенной емкости (на заказ)

Общее количество топлива:

2 x 20,5 ам. галл (2 x 77,6 л)

Расходуемое топливо:

2 x 19,5 ам. галл (2 x 73,8 л)

Расход топлива, л/ч:	50% нагрузки	16,6
	60% нагрузки	20
	75% нагрузки	24,5
	80% нагрузки	26,5
	100% нагрузки	35
Дальность полета (при мощности 60 %), км:		
– со стандартным баком		-
– с дополнительным баком		-
Максимальная высота полета,		16.400 ft (5.000 м)

Конструктивно-аэродинамическая компоновка самолета-низкоплана имеет следующие особенности:

1. При нижнем расположении крыла сказывается влияние экрана земли.
2. Обдувка крыла винтами улучшает взлетно-посадочные характеристики самолета.
4. Низкорасположенное крыло принимает на себя вместе с нижней частью фюзеляжа основную удар при аварийной посадке самолета на землю.
5. При посадке на воду самолет дольше удерживается на поверхности воды.
6. Шасси небольшой высоты, более прочное.
7. Удобство при техническом обслуживании двигателя.
8. Законцовки крыла и горизонтального оперения (винглеты) служат для увеличения эффективного размаха крыла (оперения), снижая индуктивное сопротивление, увеличивая подъемную силу и улучшая аэродинамическое качество.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ ПО ТЕМЕ

1. Преимущества и недостатки компоновочной схемы самолета DA 40.
2. Характеристики горизонтального оперения (геометрические параметры, назначение).
3. Характеристики вертикального оперения (геометрические параметры, назначение).

ТЕМА 2. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ОТ УГЛА АТАКИ.

Влияние выпуска механизации крыла на аэродинамические. Характеристики самолета.

Анализ потребных углов отклонения закрылков на взлете и посадке.

2.1. Аэродинамические характеристики самолета

по кривым зависимости $c_y = f(\alpha)$ и $c_x = f(c_y)$

Подъемная сила на самолете (97–98 %) в основном создается крылом, а сопротивление, создаваемое крылом, составляет 52-53 %, поэтому особое внимание в процессе эксплуатации необходимо уделять состоянию верхней поверхности крыла. Аэродинамические характеристики самолета DA 40 $c_y = f(\alpha)$ и $c_x = f(c_y)$ представлены на рис. 2.1.

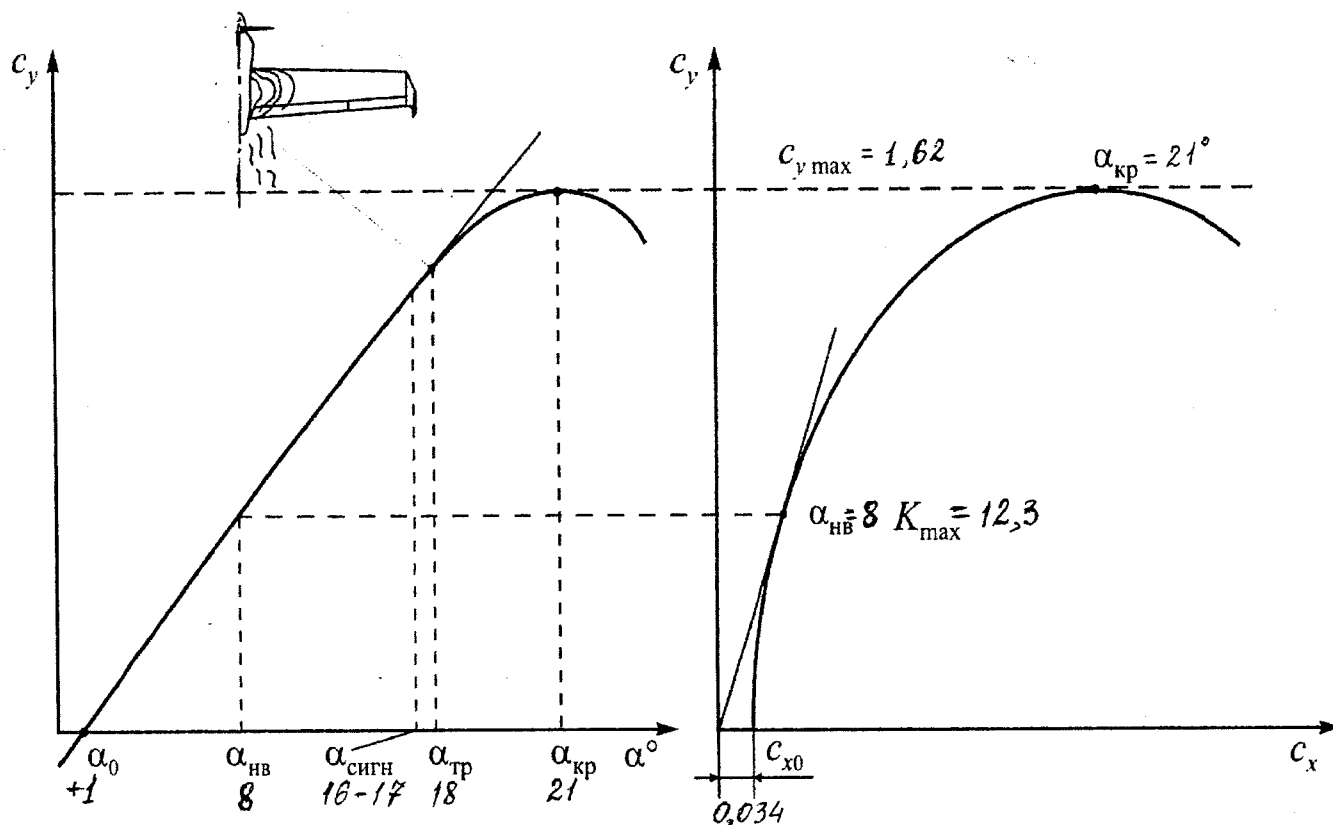


Рис. 2.1. Аэродинамические характеристики самолета DA 40

Характерные углы аэродинамических характеристик:

$\alpha_0 = 1^\circ$ – угол атаки нулевой подъемной силы; зависит от компоновки самолета, углов установки крыла, стабилизатора, положения механизации, типа профилей. На этом угле атаки коэффициент $c_y = 0$. Перегрузка, действующая на самолет, также равна нулю. Углу атаки нулевой подъемной силы соответствует минимальный коэффициент сопротивления ($c_{x0} = c_{x \min} = 0,034$).

$\alpha_{нв} = 8^\circ$ – наивыгоднейший угол атаки; на этом угле аэродинамическое качество максимальное ($K_{\max} = 12,3$). Наивыгоднейшему углу атаки соответствует скорость для набора высоты с наибольшей скороподъемностью.

$\alpha_{тр} = 18^\circ$ – угол начала тряски. Это угол, при котором нарушается плавность обтекания крыла. Наличие вихрей на верхней поверхности крыла замедляет рост c_y . Вихреобразование в полете обычно обнаруживается по тряске самолета, которая предупреждает пилота о выходе на углы атаки, близкие к критическому. Наличие тряски является естественным признаком больших углов атаки.

$\alpha_{сигнал} = 16 - 17^\circ$ – угол срабатывания сигнализации, предупреждающий пилота о приближении самолета к скорости срыва (на самолете установлен сигнализатор, выдающий непрерывный звуковой сигнал в кабине). Если пилот не обратит внимания на сигнализацию и тряску самолета и продолжит увеличивать угол атаки, то самолет выйдет на критический угол атаки и произойдет сваливание.

Скорость сваливания теоретически определяется по формуле $V_{св} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y \max} \rho S}}$, на практике –

по результатам летных испытаний в процессе торможения самолета в горизонтальном полете при единичной перегрузке. Скорость сваливания будет соответствовать скорости, при которой само-

лет начинает совершать колебательные или аperiodические движения относительно любой оси самолета с угловыми скоростями 0,1 рад/с.

$\alpha_{кр} = 21^\circ$ — критический угол атаки, при котором вся верхняя поверхность крыла охвачена срывом, самолет теряет устойчивость и управляемость. Критическому углу атаки соответствует максимальный коэффициент подъемной силы ($c_{y\max} = 1,62$).

2.2. Факторы, влияющие на аэродинамические характеристики самолета

Влияние выпуска закрылков. На самолете применяются щелевые закрылки, которые отклоняются на углы $\delta_z = 25^\circ$ (ИЛИ 20°) $\pm 2^\circ$ (T/O (взлет).) и $\delta_z = 42^\circ \pm 1^\circ$ (LDG) и предназначены для улучшения посадочных характеристик самолета (рис. 2.2.).

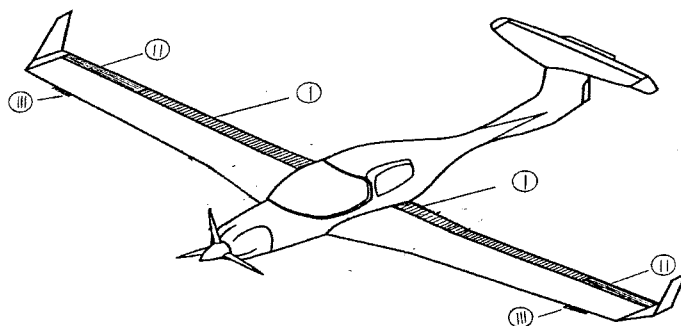


Рис. 2.2. Расположение на крыле:

I — Закрылков II — элеронов III — турбулизаторов

На взлете закрылки отклоняются в положение T/O (взлет).

Если при убранных закрылках пилот выведет самолет на большие углы атаки, произойдет срыв потока из-за большого перепада давления по хорде крыла, и самолет может свалиться (рис. 2.3, а). При выпущенных закрылках обеспечивается равномерное распределение давления по поверхности крыла и плавное обтекание потоком воздуха (рис. 2.3, б). При выпуске закрылков центр давления смещается назад, что наряду с ростом подъемной силы Y_2 вызывает появление дополнительного пикирующего момента. Сопротивление крыла увеличивается, причем в процентном отношении быстрее, что приводит к уменьшению аэродинамического качества.

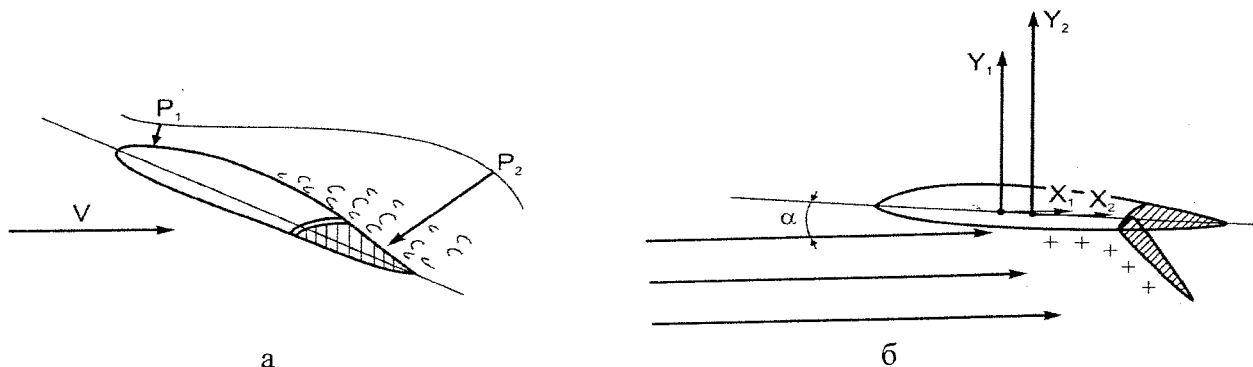


Рис. 2.3. Работа крыла с убранными (а) и выпущенными (б) закрылками

При выпуске закрылков в посадочное положение аэродинамические характеристики изменяются следующим образом (рис. 1.6):

- $\alpha_{кр}$ уменьшается, в основном за счет увеличения кривизны профиля при выпуске закрылков;
- α_0 уменьшается, так как полученную за счет выпуска закрылков подъемную силу можно уменьшить до нуля переводом самолета на меньшие углы атаки;

– c_x увеличивается. Увеличение лобового сопротивления самолета за счет отклонения закрылков приводит к сокращению стадий выравнивания и выдерживания, а значит, уменьшает посадочную дистанцию;

– c_y увеличивается на всех углах атаки, вследствие увеличения кривизны профиля крыла (см. рис. 2.4.). Кривая $c_y = f(\alpha)$ смещается вверх, при этом $c_{y \max}$ также возрастает. За счет роста c_y на любом угле атаки уменьшаются скорость на глиссаде ($\downarrow V_{\text{аэ}} = \sqrt{\frac{2G}{\uparrow \tilde{n}_y S \rho}}$), посадочная скорость

и длина пробега самолета. Если $c_{y \max}$ увеличивается, то скорость сваливания уменьшается. Так, если полетная масса самолета составляет 1280 кг, то для полета с убранными закрылками $V_S = 66$ узлов, для δ_3 T/O (взлет) $V_S = 62$ узла, а для $\delta_3 = 42^\circ$ (LDG) $V_S = 60$ узлов, соответственно для полетной массы самолета 1080 кг соответственно – 60, $\delta_3 =$ T/O $V_S = 56$ узлов, а для $\delta_3 = 42^\circ$ (LDG) $V_S = 57$ узлов;

– K_{\max} уменьшается, так как при выпуске закрылков лобовое сопротивление растет быстрее, чем подъемная сила.

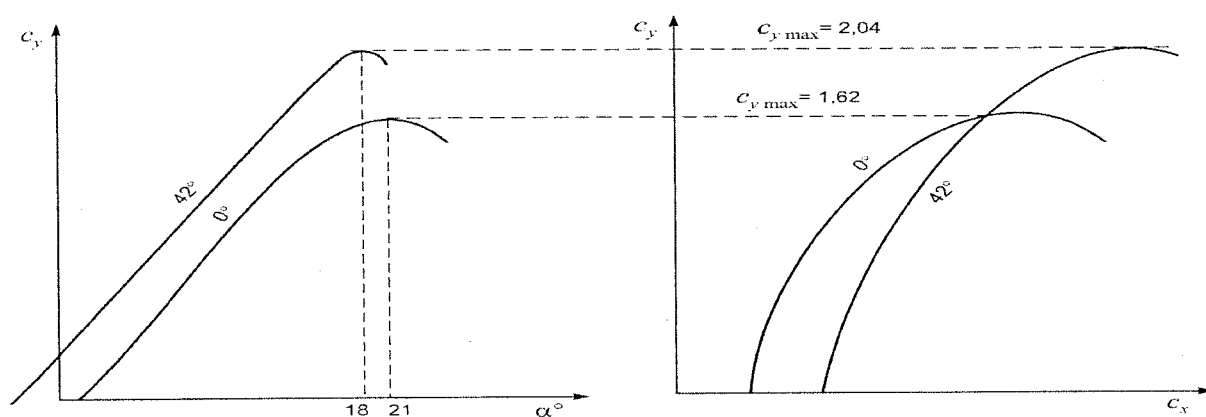


Рис. 2.4. Влияние закрылков на аэродинамические характеристики

Влияние близости земли. В процессе выравнивания и выдерживания при отклоненных закрылках сказывается влияние экрана земли, что выражается в образовании воздушной подушки под крылом (рис. 2.5).

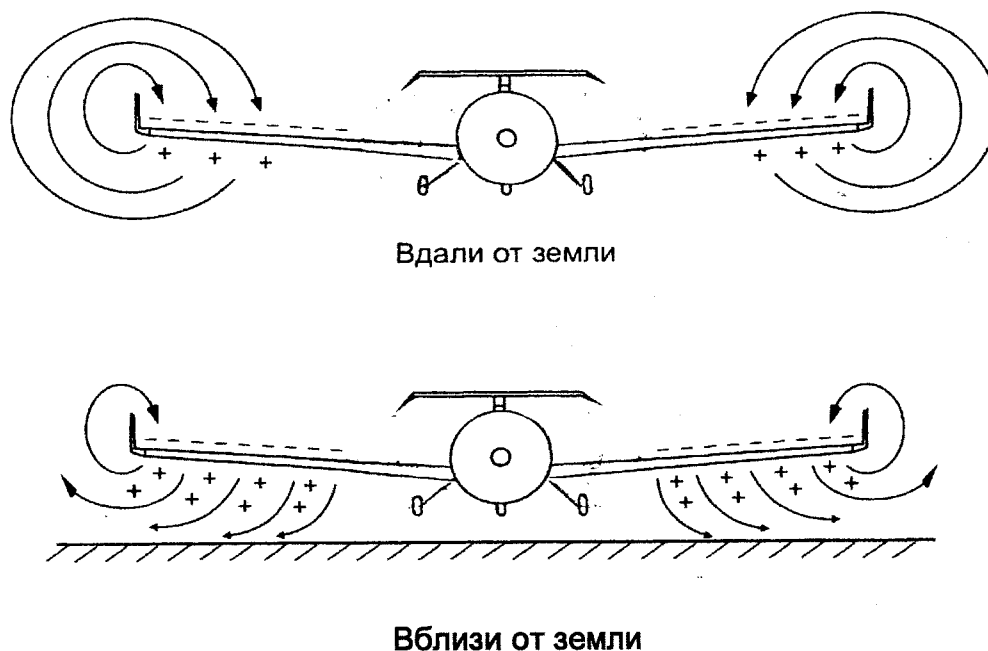


Рис. 2.5. Распределение вихрей вдали от земли и вблизи земли

При движении самолета вблизи поверхности земли часть вихрей не может перетекать через торец крыла с нижней поверхности на верхнюю, это увеличивает перепад давления под и над крылом, что приводит к росту подъемной силы самолета.

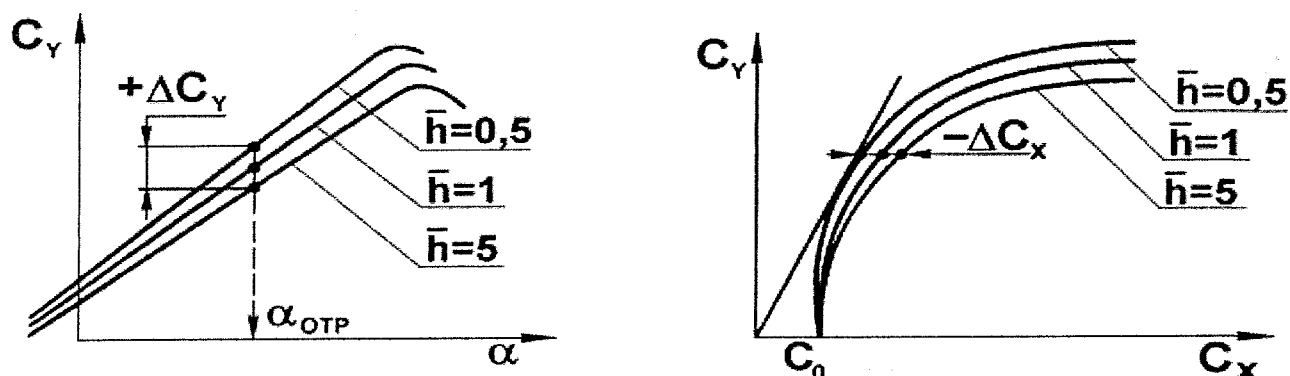


Рис. 2.6. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики

При движении самолета вблизи земли скос потока, вызванный крылом, уменьшается. Индуктивное сопротивление, которое пропорционально величине скоса, также уменьшается (рис. 2.6). Уменьшение индуктивного сопротивления и увеличение подъемной силы приводят к увеличению максимального качества на 2-3 единицы. Влияние экрана земли зависит от расстояния между крылом самолета и земной поверхностью, и величина прироста коэффициента подъемной силы (Δc_y) оценивается в зависимости от отношения расстояния от задней кромки средней аэродинамической хорды до земли к ее величине ($\bar{h} = h/b$).

После отрыва самолета на малых скоростях в процессе набора высоты исчезает влияние экрана земли, увеличивается лобовое сопротивление, подъемная сила падает, возможна просадка самолета.

Влияние работы воздушного винта. В наборе высоты и при работе двигателя на номинальном режиме коэффициент подъемной силы по сравнению с планированием увеличивается на 26–28 %, качество увеличивается на 11–13 % за счет обдувки крыла винтами с большей скоростью, чем скорость полета. Поляра самолета и зависимость $c_y = f(\alpha)$ с учетом обдувки изменяют положение в системе координат (рис. 2.7).

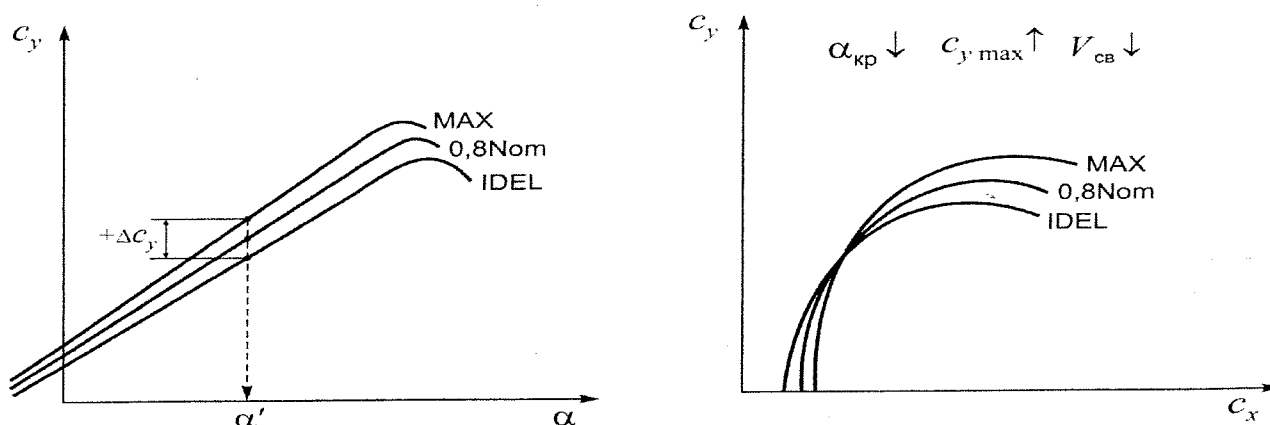


Рис. 2.7. Влияние работы винта на аэродинамические характеристики

Увеличение и уменьшение подъемной силы крыла за счет обдувки необходимо учитывать при изменении режима работы силовой установки, особенно после пролета препятствий на взлете, при уходе на второй круг, перед приземлением самолета. Пилот не должен допускать резкой уборки режима, так как это может привести к просадке самолета, столкновению с препятствиями.

ми, грубому приземлению. Критический угол атаки при увеличении режима двигателя незначительно уменьшается из-за больших скоростей обтекания.

Роль и работа вертикальных законцовок крыла и стабилизатора

Законцовки крыла (иначе *концевые крылышки* или *винглеты*, от англ. winglet «крылышко») – небольшие дополнительные элементы на концах крыла самолета в виде крылышек или плоских шайб (рис. 2.8). Законцовки крыла служат для увеличения эффективного размаха крыла, снижая индуктивное сопротивление (на самолете DA 42 высота винглет 800 мм).

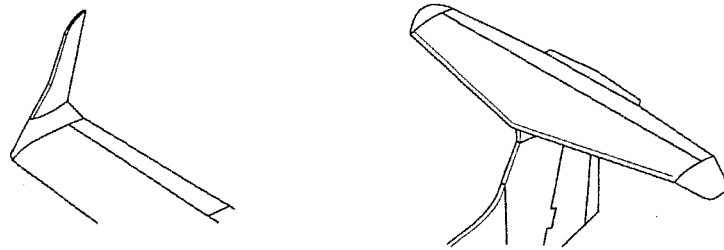


Рис.2.8. Общий вид законцовок крыла и стабилизатора

При обтекании крыла воздушным потоком образуется разность давлений под крылом и над ним. Под действием этой разности воздух начинает перетекать через торцы крыла из области большего давления (из-под крыла) в область меньшего давления, то есть на крыло. При движении крыла в воздухе образуются так называемые вихревые жгуты (рис. 2.9).

Они представляют собой вращающуюся массу воздуха. Вращающийся воздух в жгуте увлекает за собой окружающий воздух. Вихревые жгуты левого и правого полукрыльев вращаются в разные стороны таким образом, что в пределах крыла движение воздушных масс направлено сверху вниз.

В результате скоса потока возникает индуктивное сопротивление – это дополнительное сопротивление крыла, вызванное наклоном подъемной силы.

С увеличением коэффициента подъемной силы или угла атаки увеличивается скос потока и индуктивное сопротивление. Увеличивая удлинение крыла, можно уменьшить величину индуктивного сопротивления.

Для уменьшения потерь из-за перетекания потока через торцы полукрыльев на законцовках крыла могут устанавливаться небольшие крылышки – аэродинамические гребни.

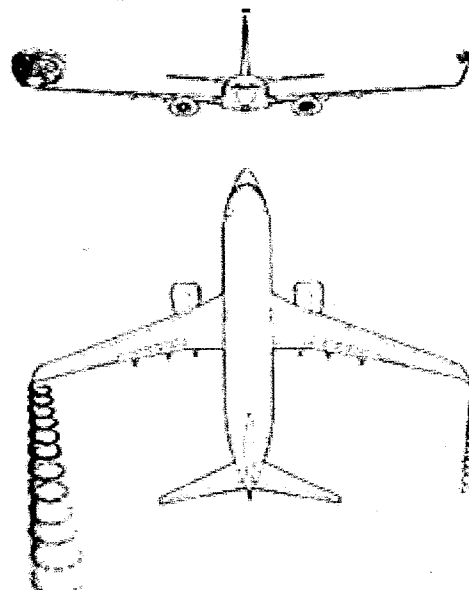


Рис. 2.9. Влияние винглет на величину концевых вихря

Благодаря установке законцовок крыла и стабилизатора «винглет» улучшаются следующие качества самолета:

- уменьшается индуктивное сопротивление;

– увеличивается угол набора. Это гарантирует безопасность взлета в аэропортах, где имеются препятствия или ограничения по шумам, при высоких температурах и больших высотах аэродромов;

– увеличивается срок эксплуатации двигателей и уменьшаются расходы на их обслуживание;

– улучшаются характеристики набора высоты;

– увеличивается аэродинамическое качество;

– уменьшается потребный режим двигателей в крейсерском полете (до 3–4 %);

– улучшается топливная экономичность самолета и увеличивается дальность полета. В крейсерском полете километровый расход топлива уменьшается на 5–6 %, соответственно на ту же дальность можно перевезти больше груза.

Кроме достоинств законцовки имеют ряд недостатков:

– дополнительный вес конструкции;

– несколько ухудшается боковая устойчивость, что приводит к дополнительным ограничениям бокового ветра, особенно на посадке;

– усложняется технология изготовления;

– увеличивается стоимость конструкции.

1. Аэродинамические характеристики самолета (полетная конфигурация). Характерные углы атаки, их анализ.

2. Влияние шасси на аэродинамические характеристики самолета.

3. Влияние закрылков на аэродинамические характеристики самолета.

4. Влияние земли на аэродинамические характеристики самолета.

ТЕМА 3. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА САМОЛЕТА DA 40. РАБОТА ВИНТА.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ.

СИЛА ТЯГИ ВИНТА. ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ

2. Основные характеристики силовой установки

ограничения по силовой установке (РЛЭ DA 40 NG п. 2.4)

Самолет оборудован винтовым двигателем Austro Engine E4-A (четырёхцилиндровый двигатель прямого впрыска, жидкостного охлаждения с турбоохладителем и редукционной передачей винта 1:1,69). Двигатель работает как на авиационном керосине, так и на дизельном топливе и развивает **мощность** 123,5 кВт (165,6 л.с.) при 2300 об/мин в условиях МСА на уровне моря. Цифровой электронный регулятор автоматически контролирует режимы работы двигателя, количество оборотов в минуту также регулируется автоматически. Трехлопастной воздушный винт mt-Propeller MTV-6-R/190-69, гидравлический с изменяемым шагом изменяемого шага, оснащен системой поддержания постоянных оборотов и автоматическим флюгированием воздушного винта в случае отказа двигателя.

2.1. Общие сведения

- | | | |
|------|--|---------------|
| – a) | Изготовитель двигателя: | Austro Engine |
| – b) | Модель двигателя: | E4-A |
| – c) | Ограничения на частоту вращения вала двигателя
(по частоте вращения воздушного винта) | |
| | Максимальная частота вращения во взлетном режиме (об/мин): | 2300 об/мин |
| | (в течение не более 5 мин) | |
| | Номинальное число оборотов (об/мин): | 2100 об/мин |
| | Заброс оборотов: 2500 об/мин (в течение не более 20 с) | |
| – d) | Мощность двигателя | |
| | Максимальная взлетная мощность: 100 % (123,5 кВт, 165 л.с.) (в течение до 5 мин) | |
| | Номинальная мощность: 92 % (114 кВт, 152,8 л.с.) при 2100 об/мин в условиях МСА | |

Для уравнивания сил лобового сопротивления, получения необходимой скорости и подъемной силы на самолете используется винтовая силовая установка: двигатель Austro Engine E4-A (AE 300) (объем 2 л) с трехлопастным винтом mt-Propeller MTV-6-R/190-69. Для уменьшения температуры головок цилиндров применяется жидкостное охлаждение.

Редуктор: 1:1,69 (на редукторе понижение оборотов).

Допускается максимальная частота вращения 2500 об/мин в течение 20 с.

РУД выставляется в процентах. На 8–10 % нагрузки осуществляется имитация отказа двигателя при учебных полетах. В крейсерском полете РУД в положении 65–70 % в зависимости от режима полета.

Часовой расход топлива на двигатель при РУД = 50 % составляет 16,6 л/ч.

Работа воздушного винта основана на тех же законах аэродинамики, что и работа крыла. Винт должен развивать достаточную тягу в различных условиях полета, работать с наибольшей полезной отдачей мощности, не создавать волнового кризиса, обладать геометрической и весовой симметрией, быть достаточно прочным при небольшой массе, обеспечивать простоту в эксплуатации и ремонте.

Винт должен быть статически и динамически уравновешенным.

Направление вращения винта - правое, то есть из кабины пилота винт вращается слева направо (по часовой стрелке).

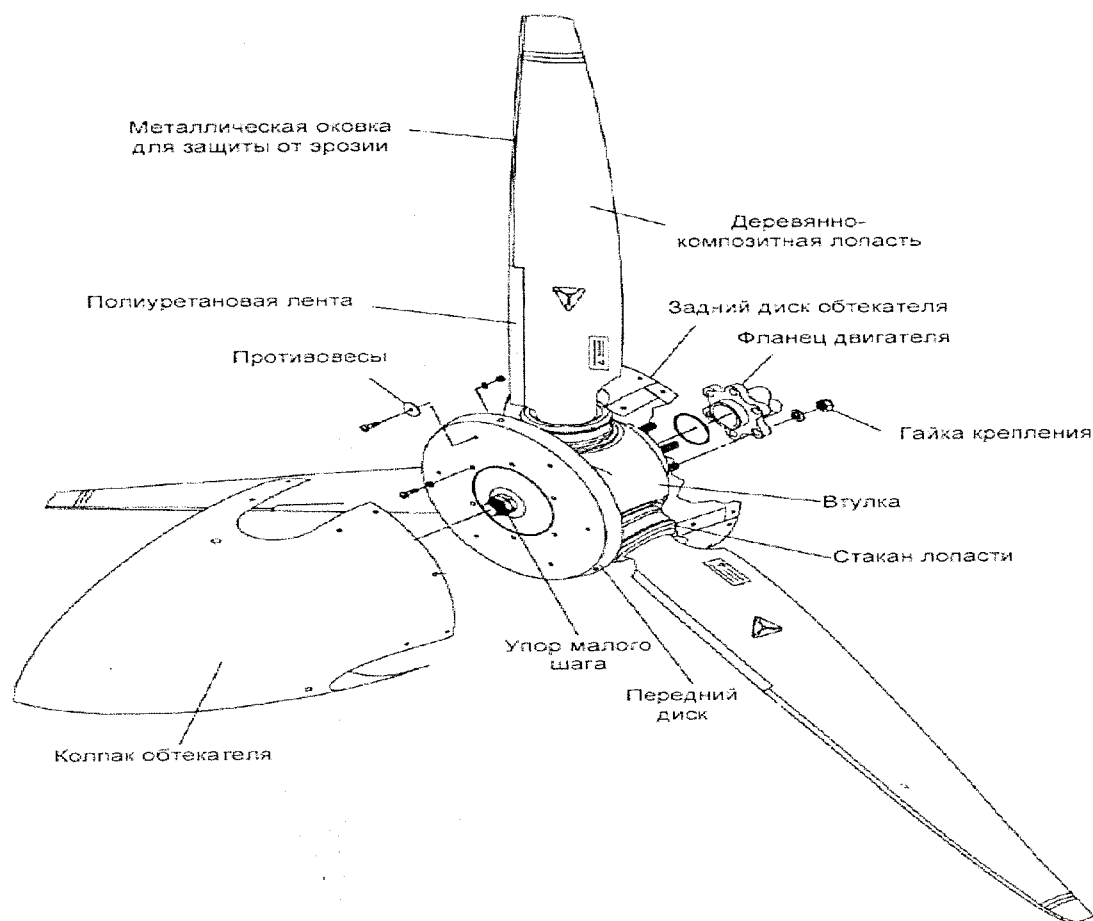


Рис. 3.1. Конструкция воздушного винта

Воздушный винт имеет три лопасти, изготовленные из дерева, имеющие покрытие из стеклотекстолита и отделочное покрытие из акрилового лака (рис. 3.1). Внешняя часть передней кромки лопастей защищена от эрозии оковкой из нержавеющей стали, приклеенной к лопасти. Внутренняя часть передней кромки лопасти защищена эластичной самоклеящейся лентой из полиуретана.

Система управления воздушным винтом. При вращении винта возникают центробежные крутящие моменты, стремящиеся повернуть лопасть в сторону уменьшения угла установки

(рис. 3.2, а). К каждой лопасти винта самолета DA 40 прикреплены противовесы, которые обеспечивают компенсацию центробежных крутящих моментов и поворачивают лопасть в сторону увеличения угла установки (рис. 3.2, б).

Двигатель оснащен системой электронного управления (FADEC), которая осуществляет регулирование шага винта.

Шаг винта регулируется регулятором оборотов воздушного винта mt-Propeller P-853-16. Регулирование шага осуществляется блоком управления двигателем при помощи электромеханического исполнительного механизма регулятора. Для изменения шага лопастей во втулку воздушного винта закачивается масло из редуктора, при этом увеличивается шаг и уменьшается число оборотов винта. При уменьшении давления масла во втулке воздушного винта происходит уменьшение шага винта и увеличение числа оборотов.

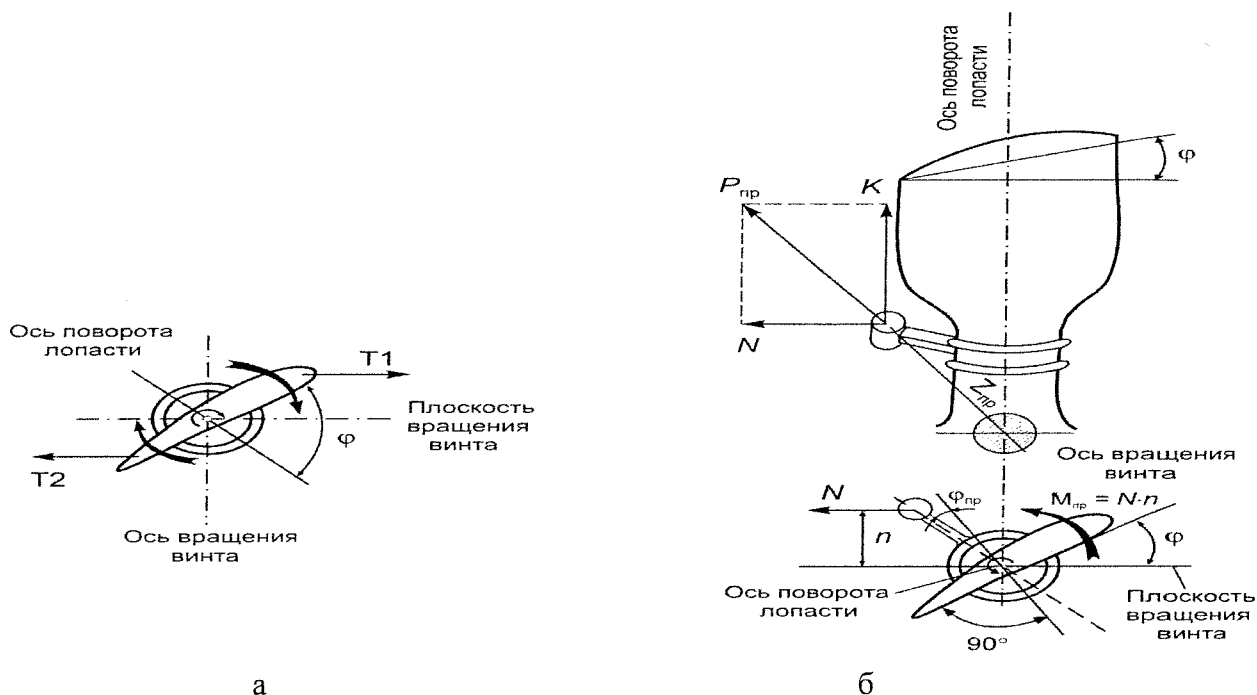


Рис. 3.2. Работа центробежных сил лопастей (а) и противовесов (б)

В полете, в зависимости от установки мощности, шаг воздушного винта регулируется таким образом, что обеспечивается поддержание заданного числа оборотов (см. Рис. 3.3.).

Propeller Setpoint Curve

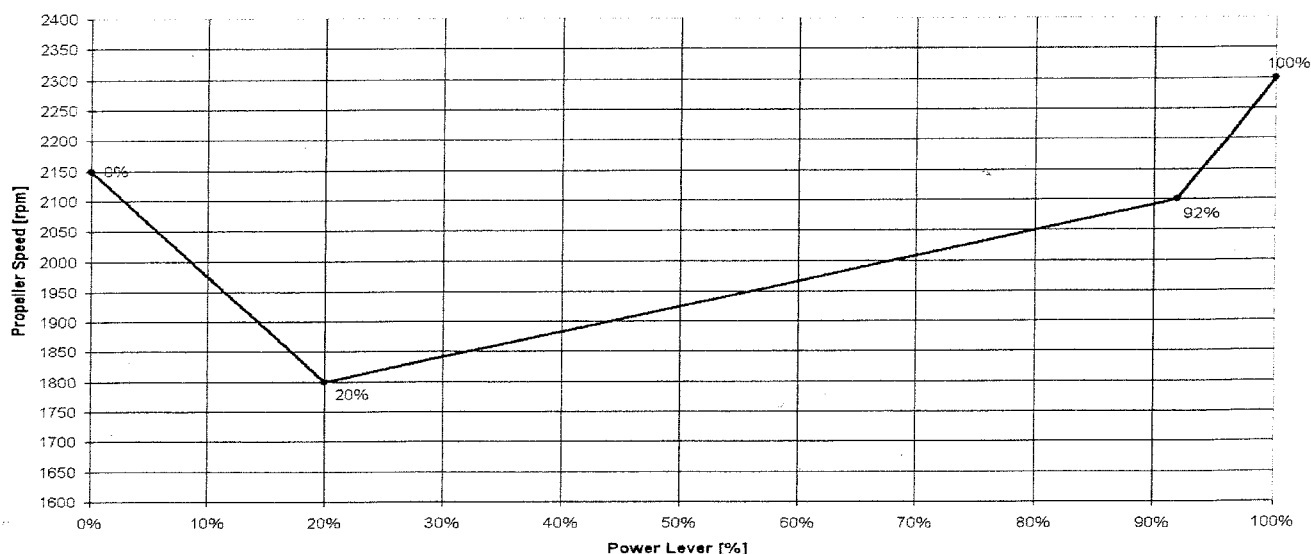


Рис. 3.3. Зависимость частоты вращения воздушного винта от режима работы двигателя.

Минимальный удельный расход топлива соответствует нагрузке 60 – 75 %, что соответствует оборотам 2000 ± 50 об/мин и равен 198 – 199 г/кВт·час или 149 г/л.с. в час, Рис. 3. 4.

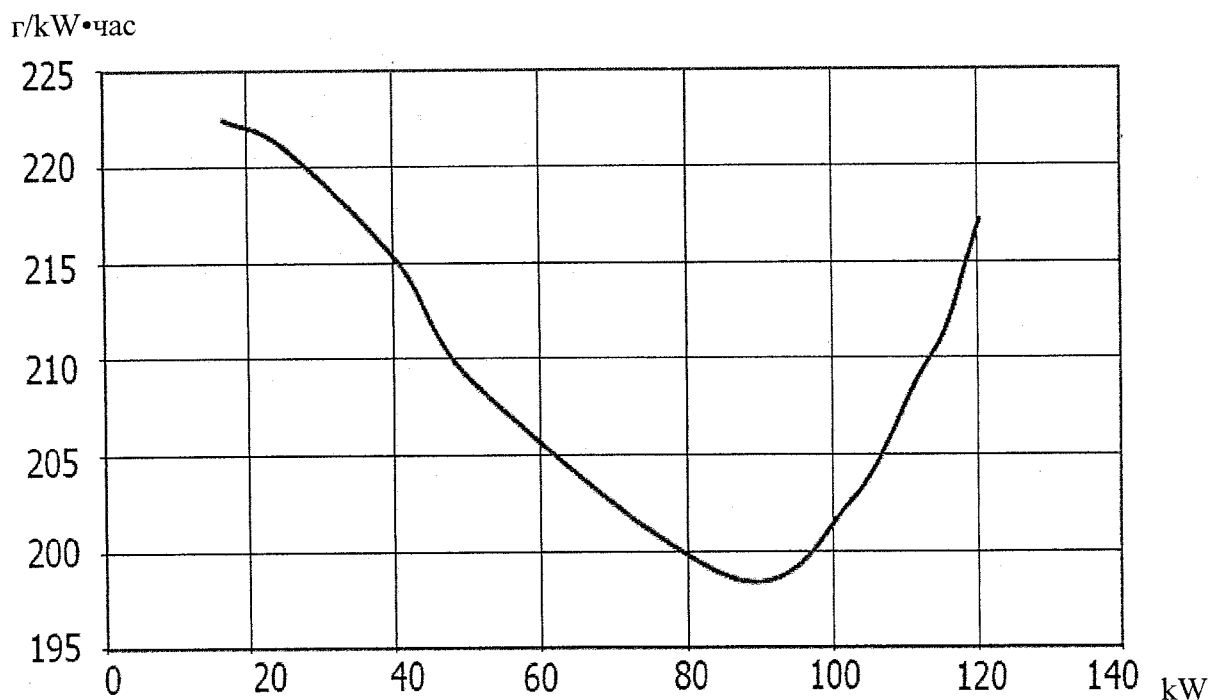


Рис. 3. 4. Удельный расход топлива

При числе оборотов двигателя свыше 1300 центробежный упорный механизм большого шага предотвращает выход лопастей за упор (рис. 3.5).

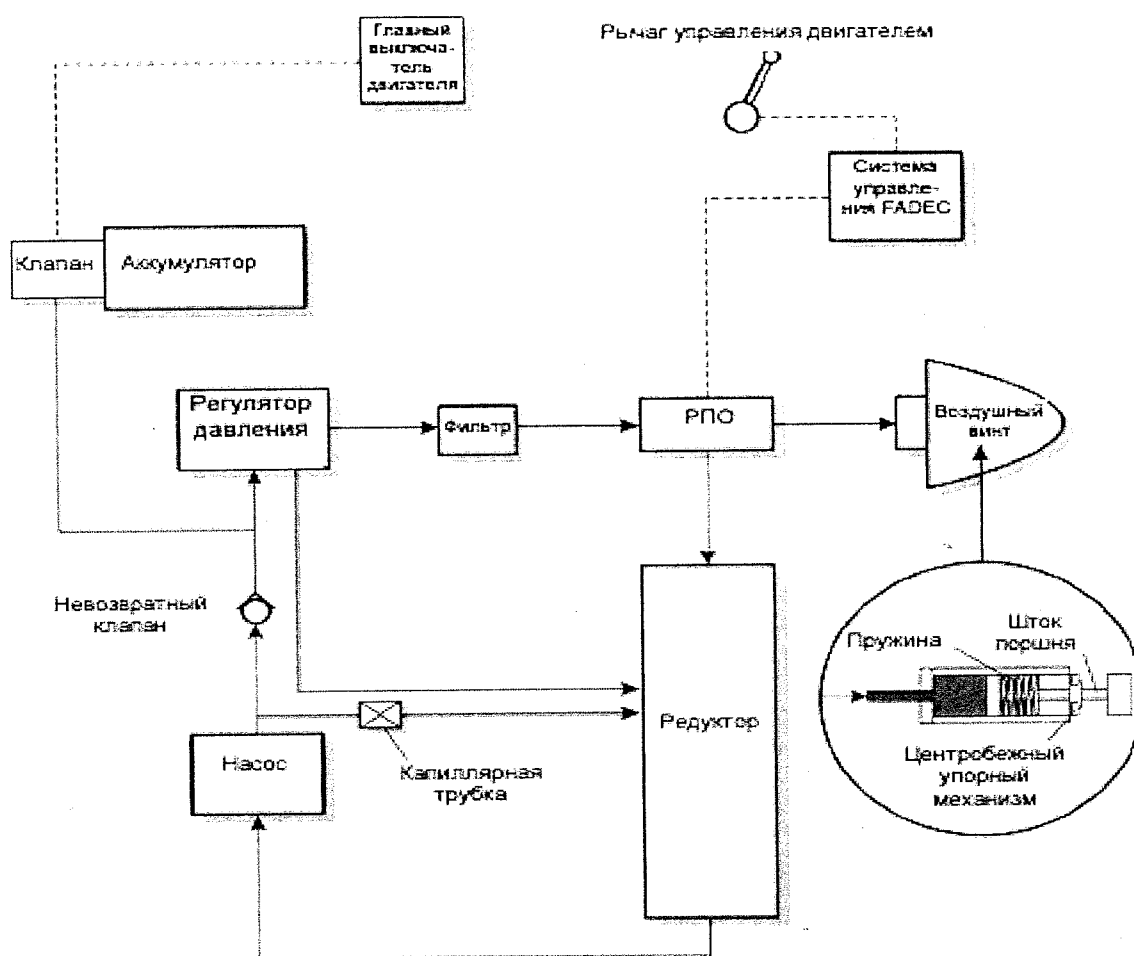


Рис. 3.5. Принципиальная схема управления воздушным винтом

Углы установки лопастей воздушного винта при $0,75R$:

1. Малый шаг – $14,5^\circ \pm 0,2^\circ$:

– обеспечивает наименьшее сопротивление, что облегчает запуск и устойчивость режима работы двигателя на малом газе (IDLE);

– при пробеге обеспечивает создание небольшой отрицательной тяги при РУД = 0 % и способствует уменьшению длины пробега.

2. Рабочее положение (большой шаг) – до $35^\circ \pm 1^\circ$.

Работа воздушного винта оказывает существенное влияние на полет самолета. При полете на малых углах атаки (до $\alpha \approx 2-3^\circ$) ось вращения винта почти совпадает с направлением вектора скорости полета и направлением тяги винта (обдувка симметричная). За счет увеличения местной скорости обтекания частей самолета на величину скорости струи, отбрасываемой винтом назад, пропорционально увеличиваются подъемная сила и сила лобового сопротивления, в результате чего аэродинамическое качество самолета почти не изменяется.

При полете на больших углах атаки крыла и малых скоростях полета вектор воздушной скорости не будет перпендикулярен плоскости вращения винта (косая обдувка). При косой обдувке вектор силы тяги винта ($P_{ист}$) раскладывается на две составляющие:

- горизонтальную составляющую (P_x), обеспечивающую движение самолета;
- вертикальную составляющую (P_y), действующую в направлении подъемной силы крыла и увеличивающую ее.

Таким образом, в полете на углах атаки более $3-4^\circ$ аэродинамические характеристики самолета улучшаются за счет увеличения подъемной силы крыла на величину вертикальной составляющей силы тяги. Влияние P_y на увеличение аэродинамического качества самолета тем больше, чем больше угол атаки (меньше скорость полета) и выше режим работы двигателя.

Высотно-скоростные характеристики двигателя. *Высотной характеристикой* двигателя называется зависимость эффективной мощности и эффективного удельного расхода топлива от высоты полета при постоянной частоте вращения вала двигателя. С подъемом на высоту изменяется температура и плотность окружающего воздуха. Это вызывает изменение мощности, развиваемой двигателем, и удельного расхода топлива.

Уменьшение плотности воздуха приводит к уменьшению расхода воздуха и соответственно эффективной мощности. Мощность двигателя с увеличением высоты полета уменьшается (рис. 3.6), что влияет на ограничение высоты полета самолета, уменьшается вертикальная скорость набора (V_y) и угол набора (Θ).

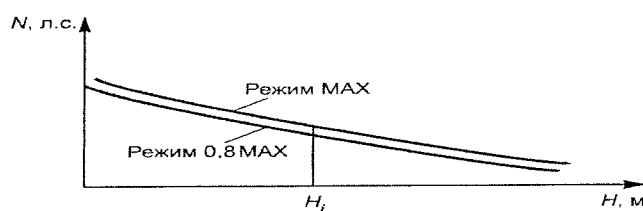


Рис. 3.6. Высотная характеристика

Скоростной характеристикой двигателя называется зависимость силы тяги винта на данной высоте ($H = \text{const}$) при данной частоте вращения ($n = \text{const}$) от скорости полета. С увеличением скорости полета углы атаки элементов лопасти винта уменьшаются, поэтому уменьшается сила тяги винта (рис. 3.7). Зависимость тяги винта от скорости полета можно определить по формуле

$$P = \frac{\eta N_e}{V},$$

где η – КПД винта ($\eta = N_T / N_{\text{потр}}$, N_T – тяговая мощность, $N_{\text{потр}}$ – мощность, потребная для вращения); N_e – мощность двигателя, используемая для вращения винта (эффективная); V – скорость полета. Из формулы видно, что сила тяги обратно пропорциональна скорости.

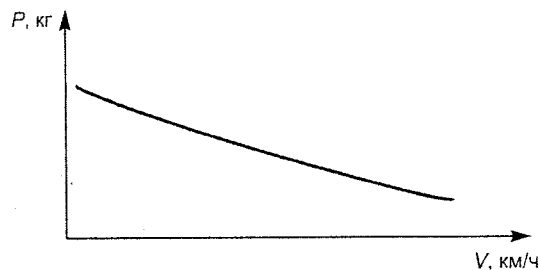


Рис. 3.7. Скоростная характеристика

Чтобы не возникал волновой кризис, между двигателем и винтом установлен редуктор, понижающий частоту вращения.

Для равномерного вращения необходимо равенство $M_{кр} = M_{т}$. Если это условие будет нарушено, то вращение получится ускоренным или замедленным.

Регулятор постоянства оборотов обеспечивает на заданном режиме постоянство частоты вращения ($n = \text{const}$).

2.2. Работа лопасти винта в полете

Винт самолета характеризуется следующими геометрическими параметрами: диаметром, профилем лопасти, радиусом сечения, формой лопасти в плане, углом установки, геометрическим шагом. Профиль лопасти аналогичен профилю крыла и характеризуется теми же параметрами. Силы, действующие на элемент лопасти при вращении винта, показаны на рис. 3.8.

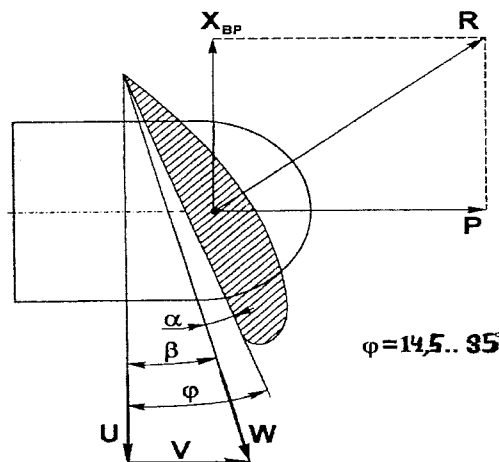


Рис. 3.8. Возникновение сил на винте

При работе двигателя в полете все элементы лопасти совершают сложное движение, перемещаясь поступательно со скоростью V и по окружности с окружной скоростью U (см. рис. 2.8). Результирующая скорость элемента лопасти винта относительно воздуха представляет геометрическую сумму векторов V и U : $W = \sqrt{U^2 + V^2}$.

Окружная скорость элемента лопасти равняется $U = 2\pi r n$, где n – частота вращения, об/с; r – радиус лопасти, м.

Контрольный радиус винта берется на расстоянии 0,75 м от оси вращения.

Поступательная скорость всех элементов (V) равна истинной скорости полета самолета.

Угол между результирующей скоростью элемента лопасти винта (W) и хордой профиля элемента лопасти винта называется углом атаки элемента лопасти (α) (см. рис. 2.8).

Угол между результирующей скоростью элемента лопасти и плоскостью вращения винта называется углом притекания струи (β).

Угол установки лопасти (ϕ) – это угол, заключенный между плоскостью вращения винта и хордой элемента лопасти.

Тяга винта определяется по формуле

$$P = \bar{\alpha} \rho n^2 D^4,$$

где $\bar{\alpha}$ – коэффициент тяги, зависящий от формы лопасти и углов атаки элементов лопасти ($\bar{\alpha} \approx 0,25$); ρ – плотность воздуха; n – частота вращения винта; D – диаметр винта.

Для обеспечения наивыгоднейших аэродинамических условий работы всех элементов лопасти винта угол наклона их делается переменным, т.е. лопасть имеет геометрическую крутку; наибольший угол наклона имеет сечения у корня, наименьший – на конце лопасти. Геометрический шаг винта – это расстояние, на которое продвинулся бы винт вдоль своей оси в твердой среде. Зная угол наклона и радиус сечения, легко определить геометрический шаг сечения: $H = 2\pi r \operatorname{tg} \varphi$.

Винт mt-Propeller MTV-6-R/190-69 – переменного шага. У винтов переменного шага геометрический шаг изменяется вдоль длины лопасти. Эти винты имеют больший КПД, так как все элементы винта работают с одним и тем же углом атаки.

Кинематическими характеристиками воздушного винта называются параметры, характеризующие механическое движение винта: частота вращения, поступь, скольжение, относительная поступь (рис. 3.9).

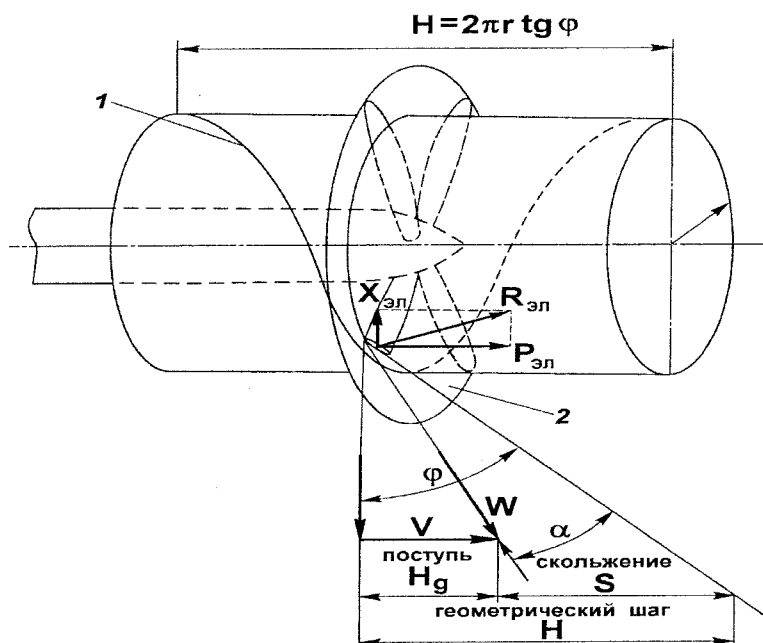


Рис. 3.9. Движение элемента лопасти винта: 1 – след сечения лопасти; 2 – плоскость вращения

В полете каждое сечение лопасти, вращаясь вокруг продольной оси винта, одновременно продвигается вперед со скоростью полета самолета.

Расстояние, пройденное воздушным винтом за один оборот в воздухе, называется поступью винта (или действительным шагом). Она может быть определена по формуле

$$H_q = \frac{V}{n},$$

где V – скорость полета, м/с; n – частота вращения винта, об/с.

Чем больше скорость при данной частоте вращения, тем больше поступь; чем больше частота вращения при данной скорости, тем меньше поступь; при скорости равной нулю, поступь винта равна нулю.

ТЕМА 4. РЕЖИМЫ РАБОТЫ ВИНТА.

ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ВИНТА ПРИ СНИЖЕНИИ, ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ, ПОСАДКЕ. РАБОТА ВИНТА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ

При обтекании лопасти потоком каждый элемент аналогично элементу крыла создает полную аэродинамическую силу, которую удобно разложить на составляющие – силу тяги (P_B) и силу сопротивления вращения ($X_{вр}$).

Сила $X_{вр}$ создает момент сопротивления вращению, на преодоление которого должен быть затрачен вращающий момент двигателя. Таким образом, сила $X_{вр}$ является «вредной» (направлена на против вращения), а сила P_B , идущая на преодоление лобового сопротивления самолета, – полезной.

Рассмотрим характерные режимы работы элемента лопасти винта (рис. 4.1.).

1. *Режим работы на месте.* При работе на месте $V = 0$. Сила тяги на элементе лопасти будет максимальной, так как угол атаки максимален. Режим положительной тяги называется пропеллерным.

С увеличением поступательной скорости уменьшается угол атаки элемента лопасти и сила тяги. Это основной рабочий режим элемента лопасти, при котором лопасть обтекается потоком с положительными углами атаки.

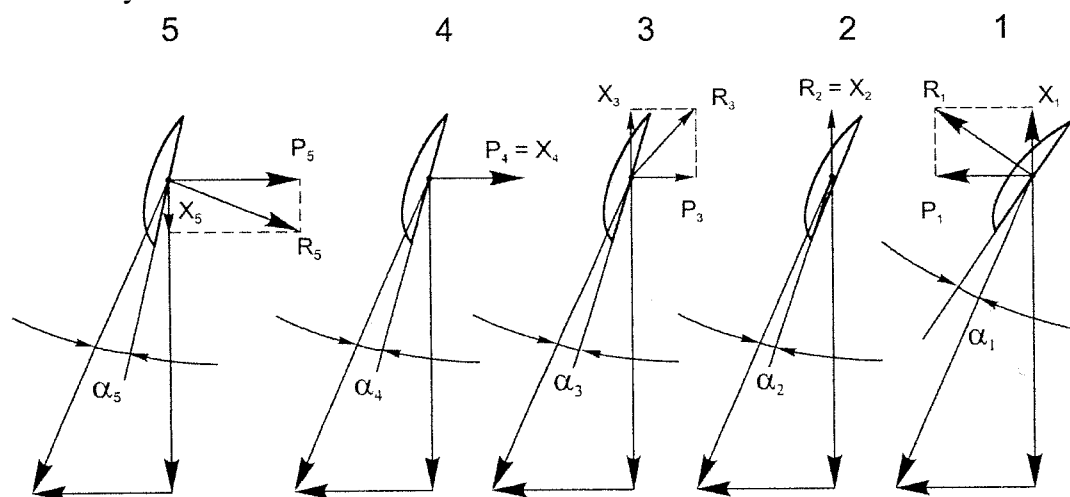


Рис. 4.1. Режимы работы винта:

1 – пропеллерный; 2 – нулевой тяги; 3 – торможения; 4 – авторотации; 5 – ветряка

2. *Режим нулевой тяги.* При увеличении поступательной скорости уменьшается угол атаки элемента лопасти и полная аэродинамическая сила (она разворачивается к плоскости вращения, и ее составляющая P уменьшается, приближаясь к нулю). Элемент лопасти работает с небольшим отрицательным углом атаки ($-0,5...-1^\circ$). Этот режим характерен для планирования с высоты полета самолета при малых режимах.

3. *Режим торможения.* При дальнейшем увеличении поступательной скорости угол атаки элемента лопасти еще более уменьшается. Полная аэродинамическая сила будет направлена в сторону, обратную полету, отрицательная тяга небольшая.

4. *Режим авторотации.* При увеличении скорости полета полная аэродинамическая сила будет направлена по оси вращения винта против полета. Сила сопротивления вращению элемента лопасти в этом случае равна нулю. Винт мощность от двигателя не потребляет и не отдает, он вращается по инерции. Угол атаки отрицательный.

5. *Режим ветряка.* При больших значениях и отрицательных углах атаки полная аэродинамическая сила отклоняется еще больше, создается значительная отрицательная тяга, а сила сопротивления вращению элемента лопасти оказывается направленной в сторону вращения и, действуя относительно оси вращения, раскручивает вал двигателя.

Все эти режимы винт проходит при отказе двигателя. Из пропеллерного режима винт уходит на режим ветряка и вращается в этом режиме.

Если винт не флюгируется, то необходимо выдерживать наивыгоднейшую скорость планирования, при которой качество максимальное, и произвести посадку на ближайшем аэродроме.

2.4. Работа винта при увеличении скорости полета

При работе винта на месте, когда $V = 0$, угол атаки элемента лопасти равен углу установки. С увеличением поступательной скорости полета угол атаки элемента лопасти уменьшается. При постоянной скорости полета с увеличением частоты вращения угол атаки элемента лопасти винта увеличивается.

Направление результирующей скорости набегающего потока зависит от соотношения скоростей V и U , от этого зависит и угол атаки элемента лопасти винта.

Рассмотрим зависимость угла атаки элемента лопасти винта от изменения скорости полета (рис. 4.2.) при постоянной частоте вращения двигателя.

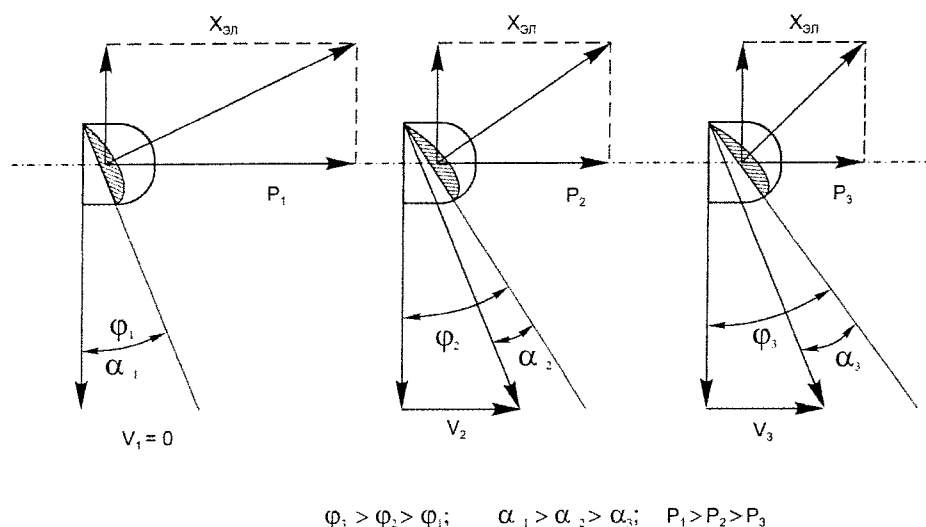


Рис. 4.2. Работа винта при увеличении скорости полета

В процессе разбега и взлета самолета угол установки лопасти винта увеличивается, угол атаки лопасти уменьшается, тяга винта становится меньше.

ВНИМАНИЕ! Воздушный винт переходит в режим авторотации на приборных скоростях от 110 узлов и выше. Во избежание заброса оборотов винта сразу после расфлюгирования и перезапуска двигателя следует выдерживать приборную скорость менее 120 узлов.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ ПО ТЕМЕ

1. Общая характеристика силовой установки.
2. Сила тяги винта, основные характеристики.
3. Режимы работы винта.
4. Работа винта при увеличении скорости полета при $P_{УД} = \text{const}$.
5. Высотная и скоростная характеристики двигателя.

ТЕМА 5. ХАРАКТЕРИСТИКИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА (ГП) САМОЛЕТА DA 40.

Кривые потребных и располагаемых мощностей. Летные характеристики ГП самолета DA 40.

Первый и второй режимы горизонтального полета.

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Под установившимся движением самолета подразумевается движение, параметры которого не изменяются с течением времени (рис. 5.1).

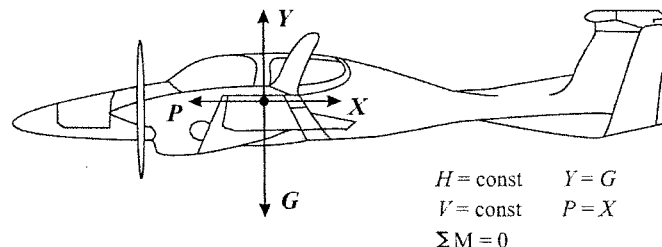


Рис. 5.1. Условия горизонтального полета

Для осуществления горизонтального полета необходимо, чтобы

$$Y = c_y \cdot S \frac{\rho V^2}{2} = G, \quad X = c_x \cdot S \frac{\rho V^2}{2} = P_{\text{ГП}}.$$

Скорость, тяга и мощность, потребные для горизонтального полета, определяются по формулам:

$$V_{\text{ГП}} = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}}, \quad P_{\text{ГП}} = \frac{G}{K}, \quad N_{\text{ГП}} = \frac{P_{\text{ГП}} \cdot V_{\text{ГП}}}{75}.$$

Величина потребной скорости $V_{\text{ГП}}$ зависит от полетной массы самолета, величины c_y (угла атаки, степени обдувки крыла винтом, обледенения самолета) и плотности воздуха.

Величина потребной тяги $P_{\text{ГП}}$ зависит от массы самолета, аэродинамического качества, угла атаки, положения закрылков, шасси и обледенения самолета.

При $\alpha_{\text{кр}} = 21^\circ$ коэффициент подъемной силы максимальный ($c_{y \text{ max}} = 1,62$), а скорость горизонтального полета – минимальная.

Потребная мощность для горизонтального полета зависит от массы самолета, угла атаки, положения закрылков, шасси, степени обдувки крыла винтом, обледенения самолета и плотности воздуха (высоты полета самолета, температуры воздуха и атмосферного давления).

В зависимости от режима полета (высоты, скорости, массы) пилот устанавливает РУД по необходимости. Рекомендованное значение мощности составляет 70 %. Необходимо балансировать самолет по всем каналам по обстоятельствам, в процессе полета контролировать параметры двигателя и систем. Запрещено превышать разницу топлива в левом и правом полукрыльях 18,9 л. Ниже представлены параметры горизонтального полета для разных скоростей и высот (табл. 3.1).

3.2. Кривые потребных и располагаемых мощностей, анализ скоростей

Кривые потребных и располагаемых мощностей позволяют определить основные летные характеристики самолета. Эти кривые строятся для различных полетных масс самолета, высот полета и конфигураций ($N_{\text{ГП}} = P_{\text{ГП}} \cdot V_{\text{ГП}}$).

Кривая потребной мощности выражает зависимость мощности, потребной для горизонтального полета, от скорости полета.

Кривая располагаемой мощности выражает зависимость располагаемой мощности силовой установки самолета от скорости полета ($N_P = P_P \frac{V}{75}$).

На рис. 5.2 показаны кривые потребных и располагаемых мощностей для следующих условий:

- режим двигателей MAX: $N = 124$ кВт (165 л.с.) при 2300 об/мин, МСА;
- масса 1280 кг;
- крен $\gamma = 0^\circ$;
- закрылки $\delta = 0^\circ$;
- высота $H = 0$.

По кривым потребных и располагаемых мощностей можно определить:

1. Значения скорости и мощности, потребных для горизонтального полета, значения располагаемой мощности и запаса мощности ($\Delta N = N_p - N_{\text{ГП}}$) на этой скорости для любого выбранного угла атаки.
2. Максимальную скорость горизонтального полета (V_{max}), которая определяется правой точкой пересечения кривых потребных и располагаемых мощностей.
3. Наивыгоднейшую скорость горизонтального полета самолета, для определения которой необходимо провести касательную из начала координат к кривой потребной мощности. На этой скорости запас мощности и вертикальная скорость набора высоты (V_y) максимальные.

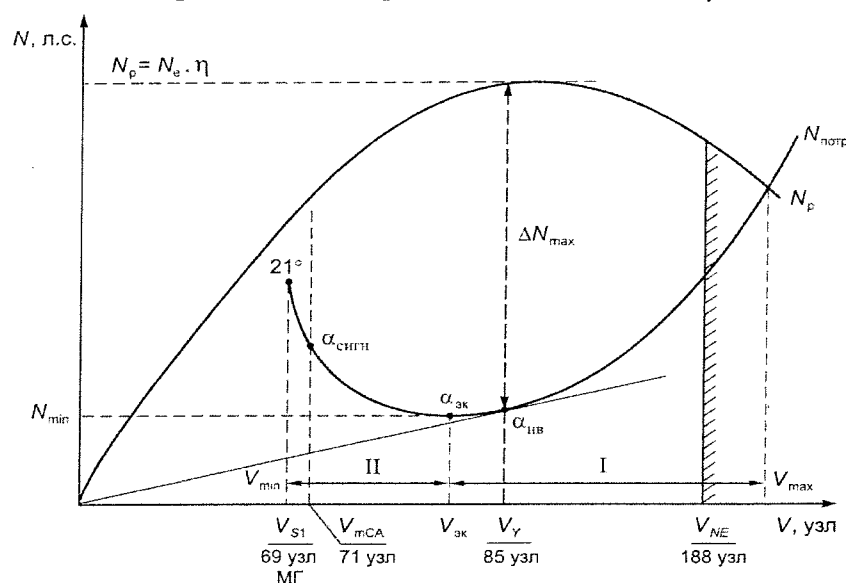


Рис. 5.2. Кривые потребных и располагаемых мощностей самолета

4. Экономическую скорость ($V_{\text{эк}}$), для определения которой необходимо провести касательную к кривой потребной мощности параллельно оси абсцисс. На этой скорости мощность, потребная для горизонтального полета, минимальная, избыток тяги максимальный и часовой расход топлива минимальный.

Экономическая скорость является границей между первым и вторым режимами полета.

5. Минимальную скорость горизонтального полета (скорость сваливания, V_{S1}), при которой сохраняется управляемость самолета с убранными и выпущенными закрылками (табл. 3.2). Эта скорость соответствует критическому углу атаки.

Зависимость скорости сваливания (v_s) от полетной массы и угла крена

ПРИМЕЧАНИЯ:

- V_S – скорость сваливания при перегрузке n равна скорости сваливания горизонтального полета $V_{S(n=1)}$ умноженная на корень квадратный от перегрузки n :

$$V_{S n} = V_{S(n=1)} \cdot \sqrt{n_y}$$

- При приближении к сваливанию возмущение воздушного потока влияет на калибровку воздушной скорости и, соответственно, на показания приборной воздушной скорости. Величина и направление погрешности индикации воздушной скорости зависит от положения закрылков.

Таблица 3.2

Масса 1280 кг (2822 фунта)		Угол крена / Скорость (приборная)			
		0°	30°	45°	60°
Закрылки	UP (убраны)	66 узлов	68 узлов	74 узла	88 узлов
	T/O (взлет)	62 узла	65 узлов	71 узел	84 узла
	LDG (посадка)	60 узлов	63 узла	69 узлов	82 узла
Масса 1216 кг (2681 фунт)		Угол крена / Скорость (приборная)			
		0°	30°	45°	60°
Закрылки	UP (убраны)	64 узла	67 узлов	73 узла	87 узлов
	T/O (взлет)	60 узлов	64 узла	69 узлов	82 узла
	LDG (посадка)	59 узлов	62 узла	68 узлов	81 узел
Масса 1080 кг (2381 фунт)		Угол крена			
		0°	30°	45°	60°
Закрылки	UP (убраны)	60 узлов	63 узла	69 узлов	82 узла
	T/O (взлет)	56 узлов	60 узлов	66 узлов	78 узлов
	LDG (посадка)	57 узлов	59 узлов	64 узла	76 узлов

Масса 980 кг (2161 фунт)		Угол крена			
		0°	30°	45°	60°
Закрылки	UP (убраны)	57 узлов	58 узлов	63 узла	75 узлов
	T/O (взлет)	54 узла	57 узлов	62 узла	74 узла
	LDG (посадка)	55 узлов	55 узлов	60 узлов	71 узел

Масса 940 кг (2072 фунта)		Угол крена			
		0°	30°	45°	60°
Закрылки	UP (убраны)	55 узлов	57 узлов	62 узла	74 узла
	T/O (взлет)	53 узла	56 узлов	61 узел	72 узла
	LDG (посадка)	54 узла	54 узла	58 узлов	69 узлов

6. Теоретический диапазон скоростей горизонтального полета:

$$\Delta V = V_{\max} - V_{\min}.$$

7. Практический диапазон скоростей ($\Delta V_{\text{практ}}$); меньше теоретического диапазона скоростей и составляет 71–151 узел (ДА42).

3.3. Особенности выполнения полета на первом и втором режимах полета

Диапазон скоростей горизонтального полета делится на два режима, границей которых является $V_{\text{эк}}$.

На первом режиме полет осуществляется на скоростях, больших экономической ($\alpha < \alpha_{\text{эк}}$), и самолет обладает хорошей устойчивостью и управляемостью, имеется значительный запас по скорости до сваливания, поэтому в эксплуатации рекомендуется выполнять горизонтальный полет только на первом режиме.

Управление самолетом на первом режиме не представляет сложности. Так, например, для уменьшения скорости пилоту необходимо увеличить угол атаки, отклонив штурвальную колонку на себя, и задресселировать двигатель, и наоборот при увеличении скорости, то есть направление движения РУД и штурвала совпадают.

На втором режиме полет производится на скоростях, меньших экономической ($\alpha > \alpha_{\text{эк}}$), запас скоростей небольшой, при этом продольная и боковая устойчивость и управляемость самолета значительно ухудшены, особенно на околокритических углах атаки.

Установившийся горизонтальный полет на втором режиме затруднителен, его осуществление требует повышенного внимания пилота. Так, для уменьшения скорости на втором режиме необходимо отклонить штурвальную колонку на себя (как и на первых режимах), но предварительно следует увеличить мощность двигателя.

Особенности пилотирования самолета на больших углах атаки

Пилотирование на малых скоростях необходимо производить при повышенном внимании для исключения сваливания самолета или попадания в штопор.

Самолет может выйти в режим сваливания при достижении минимальных скоростей V_S ($n_y = 1$) и на скоростях, больших V_S при перегрузках $n_y > 1$ после срабатывания сигнализатора о предупреждении сваливания.

Датчик подъемной силы самолета DA 40 обеспечивает подачу предупреждения (в виде непрерывного звукового сигнала в кабине) о приближении к режиму сваливания при выходе на большие углы атаки, до достижения самолетом критического угла атаки. На самолете предусмотрен обогрев лопасти датчика подъемной силы для предотвращения его обледенения.

Во всех конфигурациях вывод из сваливания производится отдачей штурвала «от себя» за нейтраль с последующим устранением крена. В процессе вывода из сваливания не допускать выхода самолета за ограничения по скорости и перегрузке. Потеря высоты при сваливании без крена составляет не более 100 м, а при сваливании в криволинейном полете – не более 150 м.

Скорости сваливания при разной полетной массе в зависимости от угла крена представлены в табл. 3.2.

Скорость $V_{эк}$ в эксплуатации увеличивается на виражах и разворотах в соответствии с формулой $V_{эк} = V_{эк\text{гп}} \sqrt{n_{у\text{вир}}}$.

Скорость $V_{эк}$ также увеличивается при:

- обледенении;
- ливневых осадках;
- при скольжении;
- увеличении высоты;
- увеличении массы самолета;
- уборке закрылков.

Возможные случаи выхода во вторые режимы полета:

- нарушение минимальных скоростей, установленных РЛЭ;
- при полете в условиях обледенения и ливневых осадках;
- при попадании в спутный след;
- превышение крена (γ) больше допустимого значения;
- попадание на эшелоне в зону повышенной температуры наружного воздуха;
- отказ двигателя и запоздалое вмешательство в управление;
- ошибки в технике пилотирования (резкая работа штурвалом, выход на большие углы скольжения, отрыв на малой скорости, резкий перевод на начальный набор высоты и т.п.);
- управление при центровках более предельно задних;
- попадание самолета в условия сдвига ветра.

Признаки выхода самолета во второй режим:

- уменьшение скорости менее рекомендованной;
- срабатывание сигнализации, появление легкой тряски самолета;
- искривление траектории полета на снижение при взятии штурвала на себя;
- отсутствие симметрии в управлении «штурвал – РУД»;
- ухудшение продольной и боковой устойчивости и управляемости.

ТЕМА 6.

ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ И МАССЫ НА ЛЁТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ DA 40.

Влияние выпуска механизации крыла на лётные характеристики самолёта.

Изменение скоростей с поднятием на высоту и лётные ограничения.

Дальность и продолжительность полёта.

Факторы, влияющие на лётные характеристики самолета

Влияние полетной массы. При выполнении полета масса самолета уменьшается вследствие выработки топлива. Такое изменение полетной массы вызывает изменение и лётных характеристик самолета (рис. 6.1).

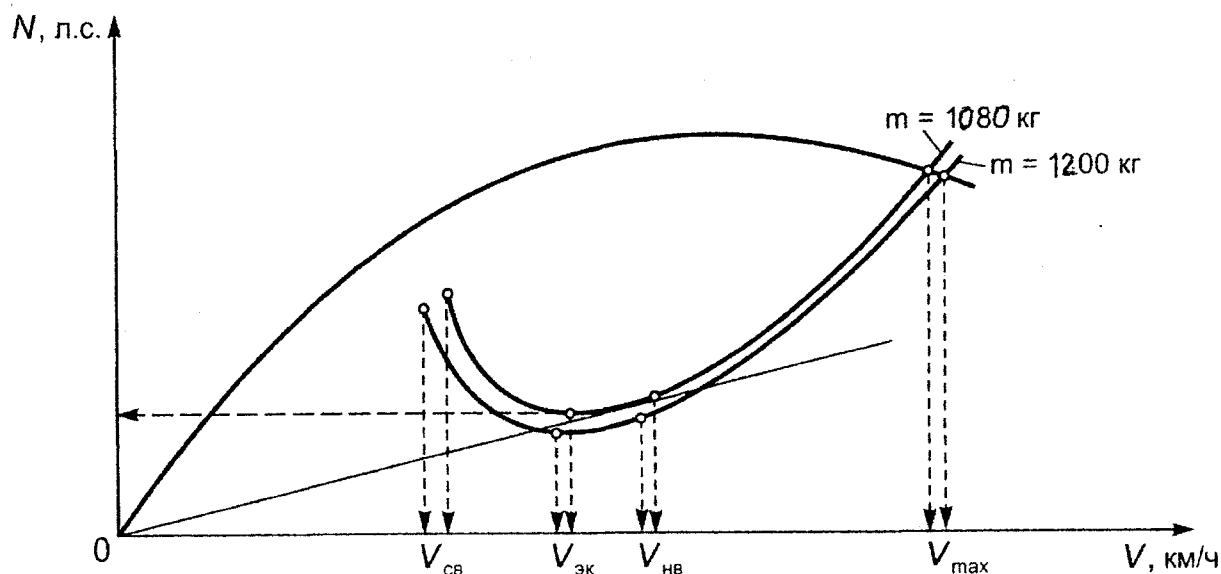


Рис. 6.1. Влияние полетной массы на лётные характеристики самолета

При выполнении горизонтального полета с меньшей массой необходима меньшая подъемная сила, а значит, при том же угле атаки и высоте полета требуются меньшая скорость, сила тяги и мощность.

Кривая располагаемой мощности свое положение в системе координат не изменяет. Уменьшение полетной массы на каждом угле атаки и заданной высоте полета вызывает уменьшение потребной скорости, тяги и мощности. Кривая потребной мощности перемещается в системе координат влево и вниз (см. рис. 6.1).

При уменьшении полетной массы самолета скорость сваливания, наивыгоднейшая и экономическая скорость уменьшаются, максимальная скорость полета увеличивается, избыток мощности, а значит угол набора и вертикальная скорость самолета увеличиваются.

Влияние высоты. Влияние изменения высоты на лётные характеристики можно проанализировать по рис. 6.2. (для $m = \text{const}$ и $\alpha = \text{const}$).

При выполнении горизонтального полета на любой высоте необходимо обеспечить равенство подъемной силы и силы тяжести самолета:

$$Y = c_y S \frac{\rho V^2}{2} = G.$$

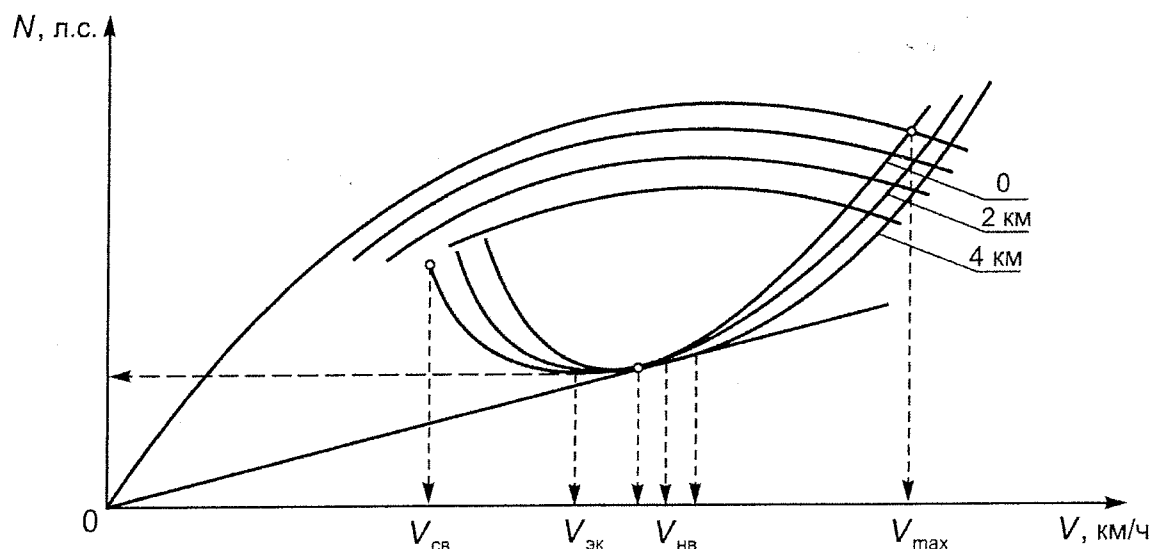


Рис. 6.2. Влияние высоты на летные характеристики самолета

Для выполнения этого условия на большой высоте истинная скорость горизонтального полета должна быть больше, а приборная скорость постоянная. Можно установить связь между истинной и приборной скоростями на высоте, имея в виду, что $V_{пр} = V_{ист}$ на высоте $H = 0$.

Для определения истинной скорости на высоте (V_H) необходимо значение приборной скорости умножить на высотный коэффициент $\sqrt{\rho_0 / \rho_H}$, т.е. $V_H = V_{пр} \sqrt{\rho_0 / \rho_H}$, откуда $V_{пр} = V_H \sqrt{\rho_0 / \rho_H}$.

Сохранение приборной скорости при одних и тех же углах атаки и массе самолета на различных высотах имеет большое значение в обеспечении безопасности полета, так как позволяет пилоту определять режим полета (угол атаки).

Минимально допустимые скорости полета для всех высот и элементов полета устанавливаются по величине приборной скорости.

Потребная тяга для горизонтального полета от высоты не зависит, что видно из формулы $P_{ТП} = G/K$.

Потребная мощность при увеличении высоты полета так же, как и потребная скорость, увеличивается пропорционально высотному коэффициенту: $N_H = N_0 \sqrt{\rho_0 / \rho_H}$.

Так как при увеличении высоты полета $V_{гп}$ и $N_{гп}$ увеличиваются пропорционально высотному коэффициенту, каждый угол атаки и вся кривая потребных мощностей смещаются в системе координат вправо за счет повышения скорости и вверх за счет увеличения мощности. Располагаемая мощность с увеличением высоты полета непрерывно уменьшается.

Вследствие такого изменения потребной скорости, потребной и располагаемой мощности изменяются летные характеристики самолета с поднятием на высоту: максимальная скорость сначала увеличивается, затем уменьшается; истинная скорость сваливания увеличивается; избыток тяги, избыток мощности, угол набора и вертикальная скорость набора высоты уменьшаются (см. рис. 6.2).

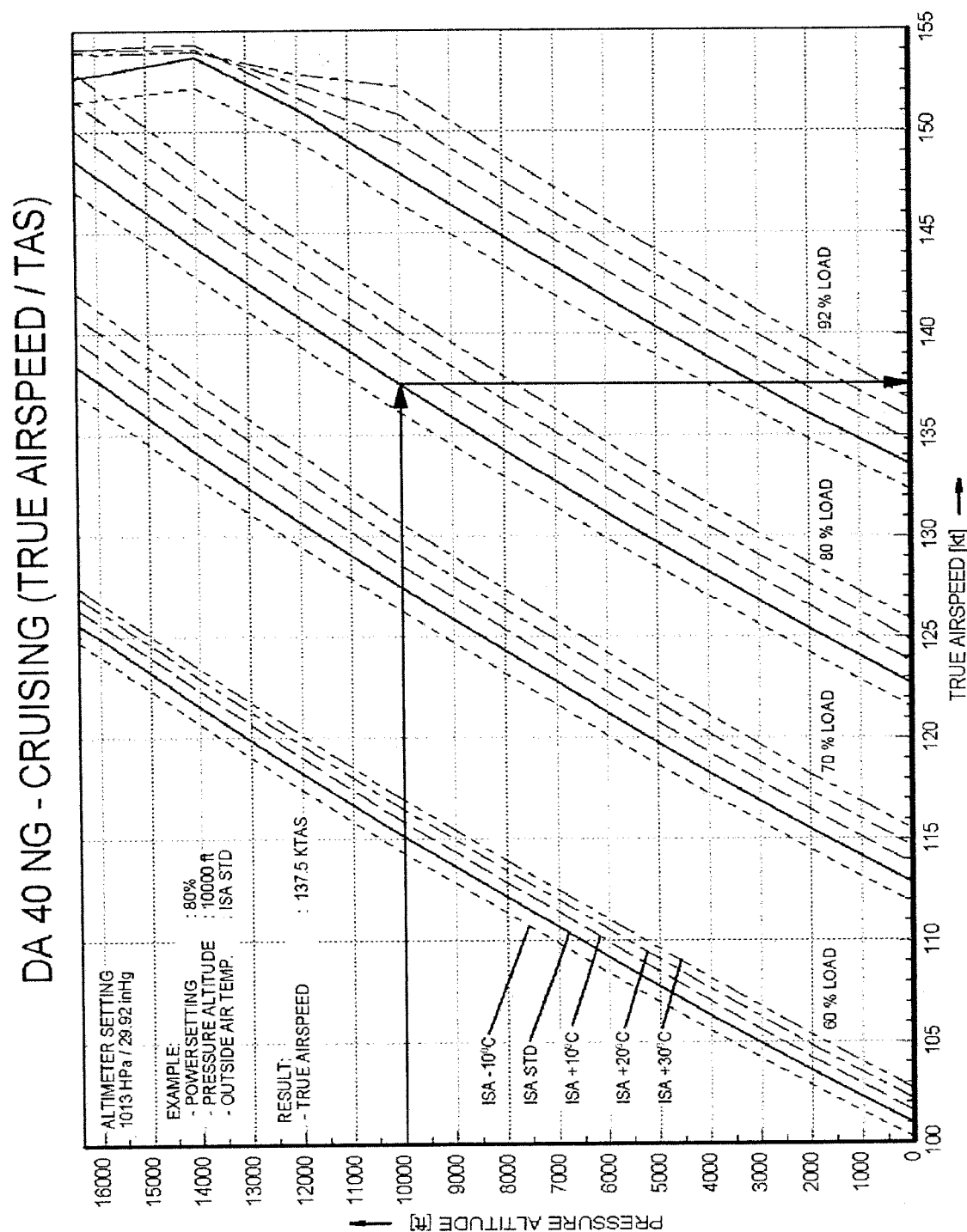


Рис. 6.3. Изменение скоростей $V_{пр}$ (KIAS) / $V_{ист}$ (TAS) с поднятием на высоту

Пример.

Установка мощности — 80%

Барометрическая высота — 10000 футов

Условия CA

Результат: 137,5 узлов

Влияние выпуска закрылков.

Выпуске закрылков на 20° и 42° увеличивают как лобовое сопротивление, так и подъемную силу. За счет выпуска закрылков увеличивается потребная тяга, вследствие роста c_y , кривая потребной тяги смещается влево и вверх (см. рис. 6.4.), уменьшается максимальная скорость, избыток тяги, угол набора и скорость сваливания.

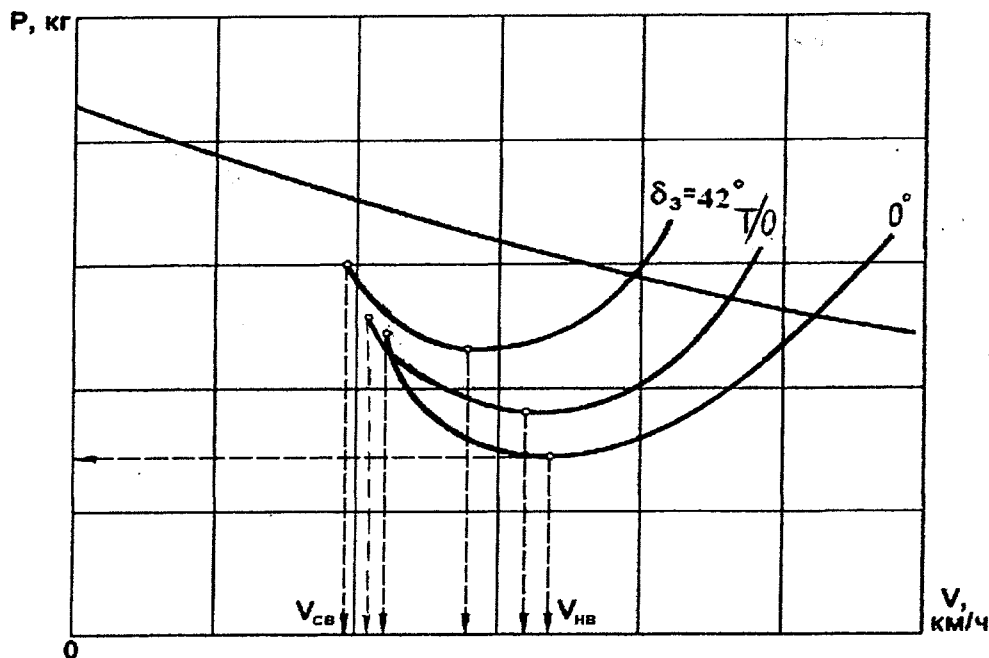


Рис. 6.4. Влияние выпуска закрылков на требуемую тягу

Дальность и продолжительность полета

Дальность и продолжительность полета относятся к основным летно-техническим характеристикам самолета, зависят от многих факторов: скорости, высоты, сопротивления самолета, запаса топлива, удельного веса топлива, режима двигателей, температуры наружного воздуха, скорости и направления ветра и др. Большое значение для дальности и продолжительности полета имеет качество технического обслуживания самолета, в том числе регулировка командно-топливных агрегатов двигателей.

Практическая дальность – это расстояние, пролетаемое самолетом при выполнении конкретного полетного задания с заранее известным количеством топлива и остатком на посадке аэронавигационного запаса (АНЗ) топлива.

Практическая продолжительность – это время полета от момента взлета до посадки при выполнении конкретного полетного задания с заранее заданным количеством топлива и остатком на посадке АНЗ.

Основную часть топлива транспортный самолет расходует в горизонтальном полете.

Дальность полета определяется по формуле

$$L_{\text{ГП}} = \frac{G_{\text{Т ГП}}}{C_{\text{км}}},$$

где $G_{\text{Т ГП}}$ – топливо, расходуемое в горизонтальном полете, кг; $C_{\text{км}}$ – километровый расход топлива, кг/км.

$$G_{\text{Т ГП}} = G_{\text{Т полн}} = (G_{\text{Т рул. взл}} + G_{\text{Т наб}} + G_{\text{Т сниж}} + \dots);$$

$$C_{\text{км}} = \frac{C_h}{V},$$

где C_h – часовой расход топлива, кг/ч; V – истинная скорость полета, км/ч.

Продолжительность полета определяется по формуле

$$T = \frac{G_{\text{Т}}}{C_h},$$

где $G_{\text{Т}}$ – запас топлива, кг.

Рассмотрим влияние на дальность и продолжительность полета различных эксплуатационных факторов.

Масса самолета. В полете за счет выгораний топлива масса самолета может уменьшаться на 30–40 %, следовательно, уменьшается потребный режим работы двигателей для сохранения заданной скорости и часовые и километровые расходы топлива.

Тяжелый самолет летит на большем угле атаки, поэтому его сопротивление больше, чем у легкого, который летит при той же скорости на меньшем угле атаки. Таким образом, можно сделать вывод, что тяжелый самолет требует больших режимов работы двигателей, а как известно, при увеличении режима работы двигателей возрастают часовые и километровые расходы топлива. В течение полета при $V = \text{const}$ вследствие уменьшения массы самолета километровый расход топлива непрерывно уменьшается.

Скорость полета. С увеличением скорости расход топлива увеличивается. При минимальном километровом расходе топлива дальность полета максимальная:

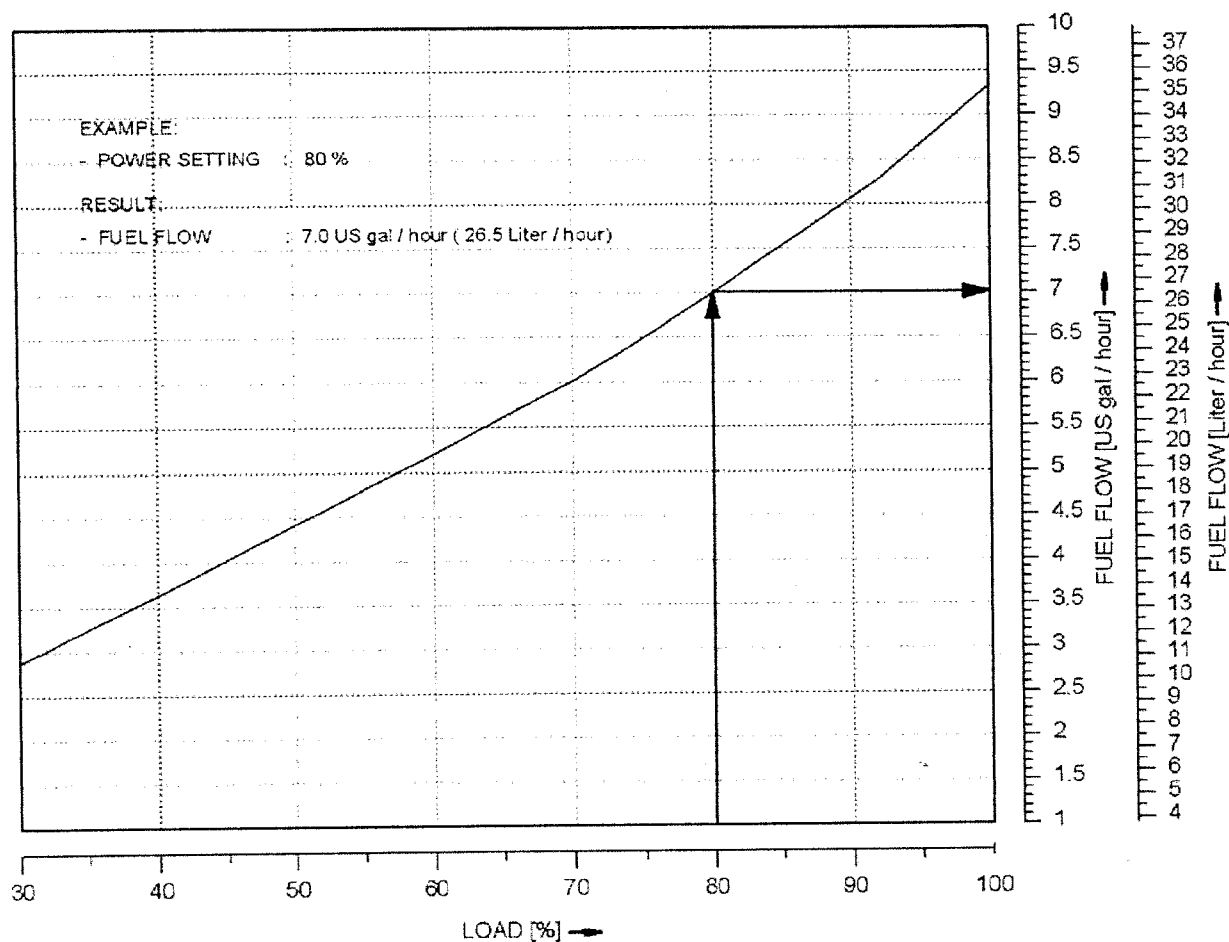
$$L_{\max} = \frac{G_T}{C_{\text{км min}}}$$

Скорость, соответствующая $C_{\text{км min}}$, называется крейсерской.

Ниже на номограмме (рис. 3.7) показан расход топлива в час.

DA 40 NG — РАСХОД ТОПЛИВА

DA 40 NG - FUEL FLOW



НАГРУЗКА [%]

Рис. 6.5. Расход топлива в зависимости от установки мощности в процентах
Пример. Нагрузка – 80%. Результат: 7,0 галл/час (26,5л/час)

Расчетные значения количества топлива, отображаемые в поле FUEL CALC (расчетное количество топлива) на многофункциональном индикаторе (MFD) комплекса G1000, не учитывают показания топливометров самолета.

Отображаемые значения рассчитываются по последнему текущему значению количества топлива, вводимому пилотом, и фактическим данным о расходе топлива. По этой причине данные о продолжительности и дальности полета можно использовать только в справочных целях; их использование для планирования полета запрещается.

Скорость полета, при которой часовой расход топлива минимальный, называется скоростью наибольшей продолжительности: $T_{\max} = \frac{G_{\tau}}{C_{h \min}}$.

Скорость и направление ветра. На часовой расход топлива и продолжительность полета ветер не оказывает влияния. Часовой расход топлива определяется режимом работы двигателей, полетной массой самолета и аэродинамическим качеством самолета:

$$C_h = P C_{уд}, \text{ или } C_h = \frac{mg}{K} C_{уд},$$

где P – потребная тяга, $C_{уд}$ – удельный расход топлива, m – масса самолета, K – аэродинамическое качество самолета.

Дальность полета зависит от силы и направления ветра, так как он изменяет путевую скорость относительно земли:

$$L_{\max} = \frac{G_{\tau}}{C_{\text{км} \min}}, \text{ но } C_{\text{км}} = \frac{C_h}{V \pm U},$$

где U – составляющая ветра (попутная – со знаком «+», встречная – со знаком «-»).

При встречном ветре километровый расход топлива увеличивается, а дальность уменьшается.

Высота полета. При одинаковой полетной массе с увеличением высоты полета часовой и километровый расходы топлива уменьшаются по причине уменьшения удельного расхода топлива.

Температура наружного воздуха. С повышением температуры воздуха мощность силовых установок при постоянном режиме работы двигателей падает, а скорость полета уменьшается. Поэтому для восстановления заданной скорости на той же высоте в условиях повышенной температуры необходимо увеличивать режим работы двигателей. Это приводит к росту удельного и часового расходов топлива пропорционально температуре. В среднем при отклонении температуры от стандартной на 5° часовой расход топлива изменяется на 1 %. Километровый расход топлива от температуры практически не зависит: $C_{\text{км}} = \frac{C_h}{V}$, то есть дальность полета при увеличении температуры наружного воздуха практически остается постоянной.

Техническое обслуживание. При грамотной технической и летной эксплуатации двигателей дальность и продолжительность полета самолета увеличиваются. Так, например, правильная регулировка двигателей, а также установка рычагов управления двигателями в соответствии с экономическим режимом полета приводит к увеличению дальности и продолжительности полета.

ТЕМА 7 РУЛЕНИЕ И ВЗЛЕТ САМОЛЕТА.

Этапы взлёта. Основные взлетные характеристики.

Факторы, влияющие на длину разбега и скорость отрыва.

Силы, действующие на самолет на взлете с боковым ветром.

4.1. Аэродинамическое обоснование взлета самолета

Взлетом называется этап полета самолета от момента начала разбега до набора высоты 400 м или высоты перевода самолета в полетную конфигурацию и выхода по маршруту.

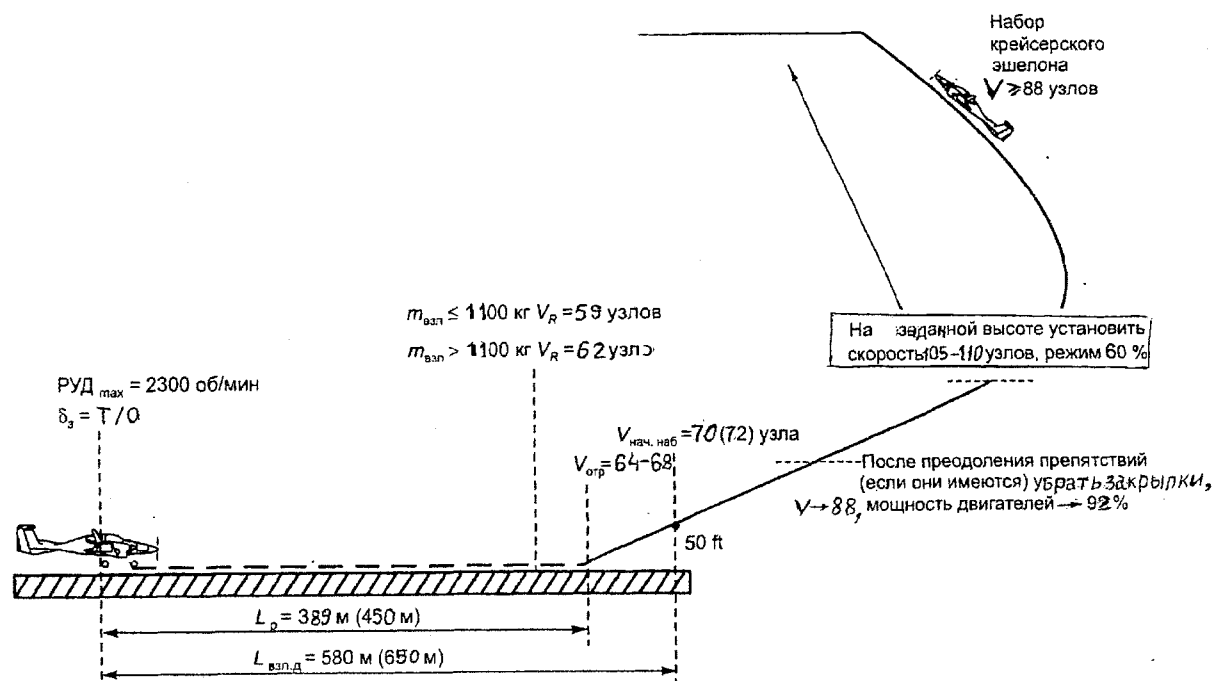


Рис. 7.1. Схема взлета самолета

При неудовлетворительном состоянии рулевых дорожек во время руления необходимо установить минимально возможные обороты двигателей во избежание повреждения воздушных винтов камнями или другими предметами. Для выдерживания направления возможно использования раздельного подтормаживания колес.

Этапы взлёта.

1-й этап – собственно взлет - От начала разбега до набора высоты 15 м (50 ft) и безопасной скорости взлета.

2-й этап взлета – уборка шасси отсутствует.

3-й этап – С высоты 15 м (50 ft) до 100 м (высоты начала уборки закрылков).

4-й этап – С высоты начала уборки закрылков до перевода самолета в полетную конфигурацию и набора высоты 400 м (высоты выхода из круга).

Взлет самолета производится при взлетном режиме работы двигателей ($n = 2300$ об/мин). В процессе разбега штурвал необходимо удерживать в нейтральном положении. Необходимо учитывать, что из-за скоса потока от винта возникает разворачивающий момент влево. Выдерживать прямолинейное движение самолета и устранять возникающие отклонения самолета необходимо отклонением руля направления. При сильном боковом ветре для улучшения управления можно пользоваться тормозами основных колес шасси, но следует помнить, что это ведет к увеличению длины разбега при взлете, и поэтому использования тормозов следует избегать.

По достижении скорости V_R плавным движением штурвала на себя поднимите переднее колесо до взлетного положения ($\alpha_{отр} = 8 - 9^\circ$, тангаж $5 - 6^\circ$) и удерживайте это положение до отрыва самолета. Скорость V_R должна быть не менее чем на 5 % больше скорости сваливания ($V_R \geq 1,05 V_{св}$) и при массе до 1100 кг – не менее 59 узлов, свыше 1100 кг – не менее 62 узлов.

Скорость отрыва самолета по РЛЭ не определяется, но она должна быть не менее чем на 3 - 5 узлов больше скорости V_R и на 10 % больше скорости сваливания ($V_{отр} \geq 1,1 V_{св}$). На скорости отрыва самолет должен «плотно сидеть» в воздухе, быть хорошо устойчив и управляем.

Скорости сваливания самолета после отрыва составляют (при $\gamma = T/O$) 56 – 60 узлов, а скорость первоначального набора высоты больше скорости сваливания на 12–15 узлов, что обеспечивает необходимый запас до сваливания 20–25 %.

Скорость для начала набора высоты при массе до 1280 кг – не менее 72 узлов.

Следует иметь в виду, что после отрыва самолет имеет тенденцию к увеличению угла кабрирования, поэтому набор безопасной высоты (50 футов) следует производить с постепенным увеличением приборной скорости, не допуская увеличения тангажа.

Расстояние, проходимое самолетом по горизонту от начала разбега до набора высоты 50 футов, называется взлетной дистанцией (см. рис. 7.1), а проходимое самолетом по горизонту от начала разбега до набора высоты 400м – полной взлетной дистанцией.

Взлетная дистанция состоит из участка разбега и воздушного участка.

После преодоления препятствий на высоте не менее 100 м следует: разогнать самолет до рекомендуемой скорости набора высоты (87–88 узлов), убрать закрылки и уменьшить мощность двигателей до 92 % (обороты 2100), набрать заданную высоту, установить режим двигателям в соответствии со скоростью полета по заданию (50 - 75 %).

Сбалансировать самолет триммерами.

Основные взлетные характеристики.

Взлет самолета характеризуется скоростью отрыва, длиной разбега и длиной взлетной дистанции.

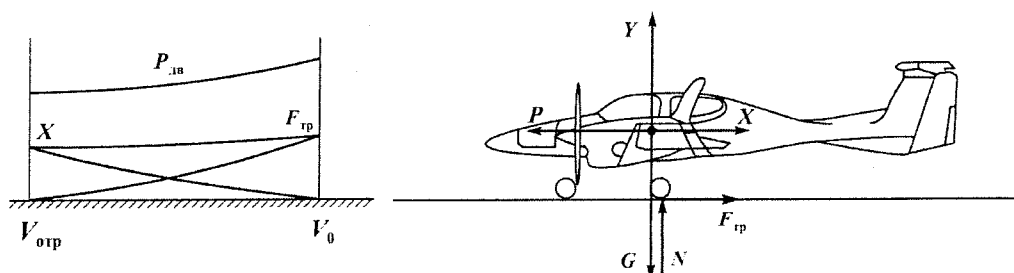


Рис. 7.2. Изменение сил, действующих на самолет на разбеге

При разбеге на самолет действуют подъемная сила (Y), сила лобового сопротивления (X), сила веса самолета (G), сила тяги силовой установки (P), сила реакции ВПП ($N = G - Y$) и сила трения ($F_{тр}$) (рис. 7.2).

Сила трения определяется величиной силы реакции ВПП и коэффициентом трения (f): $F_{тр} = f(G - Y)$. Величина коэффициента трения зависит от состояния ВПП (таблица).

Примерные значения коэффициента трения качения

Поверхность	Коэффициент трения качения	Поверхность	Коэффициент трения качения
Бетонированная полоса	0,03–0,04	Сырой вязкий грунт	0,25–0,35
Твердый травяной грунт	0,05–0,06	Ледяная полоса	0,03–0,05
Мягкий травяной грунт	0,07–0,08	Укатанный снег	0,08–0,15
Мягкий песчаный грунт	0,12–0,30	Рыхлый мокрый снег	0,30

В процессе увеличения скорости на разбеге величина сил, действующих на самолет, изменяется следующим образом:

- подъемная сила и сила лобового сопротивления увеличиваются;
- сила трения уменьшается;
- сила тяги силовой установки уменьшается, вследствие чего уменьшается избыток силы тяги и среднее ускорение самолета: $\Delta P = P - (X + F_{\text{тр}})$ (см. рис. 4.2).

Скорость отрыва определяется по формуле $V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2G_{\text{взл}}}{c_{y_{\text{отр}}} S \rho}}$.

Как видно, скорость отрыва самолета зависит от взлетной массы самолета, плотности воздуха и коэффициента подъемной силы с учетом обдувки крыла винтом.

При увеличении температуры или уменьшении атмосферного давления плотность воздуха уменьшается, а истинная скорость отрыва увеличивается. Отрыв самолета на одном и том же угле атаки с заданной взлетной массой происходит на одной и той же приборной скорости, так как $\frac{\rho V^2}{2}$ остается величиной постоянной.

Длиной разбега называется расстояние, пробегаемое самолетом по земле от начала движения до момента отрыва: $L_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2j_{\text{ср}}}$.

Из формулы видно, что длина разбега определяется скоростью отрыва и средним ускорением самолета $\left(j_{\text{ср}} = \frac{P - (X + F_{\text{тр}})}{m_{\text{взл}}} \right)$, при большей скорости отрыва и меньшем ускорении длина разбега будет больше.

4.3. Факторы, влияющие на скорость отрыва и длину разбега

Влияние различных эксплуатационных факторов на величину разбега можно установить при анализе расчетов взлетных характеристик по номограммам РЛЭ.

Взлетная масса самолета. При увеличении взлетной массы длина разбега увеличивается:

- во-первых, при взлете с большей массой увеличивается скорость отрыва;
- во-вторых, уменьшается ускорение самолета.

Ветер. При взлете со встречным ветром величина путевой скорости отрыва снижается на величину скорости ветра, вследствие чего уменьшается длина разбега и наоборот.

Наклон ВПП. При взлете с ВПП, имеющей угол наклона, сила веса самолета раскладывается на две составляющие. Одна из них равна $G \cdot \sin \Theta$ и направлена параллельно плоскости ВПП. Если самолет взлетает под уклон, то к силе тяги силовой установки добавляется эта составляющая силы веса, самолет приобретает большее ускорение и имеет меньшую длину разбега, и наоборот. Наличие восходящего уклона величиной 2 % (2 м на 100 м или 2 фута на 100 футов) ведет к увеличению дистанции взлета приблизительно на 10 %.

Угол атаки самолета. Угол атаки при отрыве должен быть 8-9°. Если отрыв самолета производится при меньшем угле атаки самолета, то коэффициент c_y будет меньшим, а скорость отрыва и длина разбега большие.

Плотность воздуха. При меньшей плотности воздуха (высокая температура, низкое давление, высокогорный аэродром) длина разбега больше. Это объясняется следующим:

- во-первых, при отрыве самолета на одном и том же угле атаки при меньшей плотности воздуха истинная скорость отрыва будет больше (приборная скорость постоянная);
- во-вторых, самолет имеет меньшее ускорение вследствие уменьшения избытка тяги, вызванного уменьшением располагаемой тяги силовой установки.

Расчеты показывают, что увеличение температуры выше стандартной на +10° увеличивает длину разбега самолета на 30 м, а взлетную дистанцию – на 90 м. Повышение высоты аэродрома при неизменной температуре на 100 м увеличивает длину разбега на 15 м.

Состояние ВПП. На длину разбега оказывает влияние состояние грунта: чем он мягче, тем больше деформируется под колесами самолета, что ведет к увеличению коэффициента трения качения.

4.5. Взлет с ВПП при пониженном коэффициенте сцепления

Если при взлете с мокрой и скользкой ВПП удержать самолет на тормозах при взлетной тяге невозможно, рекомендуется на режиме двигателей МГ или промежуточном режиме в процессе разбега довести мощность двигателей до взлетного режима (2300 об/мин). Режим увеличивать синхронно для предотвращения разворота. Необходимо помнить, что выдержать направление в начале разбега трудно, так как аэродинамические рули не эффективны, носовое колесо и подтормаживание основного колеса также не эффективно. В процессе разбега своевременно устраняйте уклонение самолета к обочине ВПП, скорость V_R и $V_{отр}$ расчетные, длина разбега увеличивается на 5–15 %.

4.6. Взлет с боковым и попутным ветром

Взлет с боковым ветром.

Для самолета DA 40 максимально разрешенная боковая составляющая ветра под углом 90° ($U_{\max 90^\circ}$) равна на сухой ВПП 25 узлов (46,25 км/ч или 12,85 м/с). Это боковая составляющая скорости ветра, при которой в ходе испытаний для получения сертификата была продемонстрирована достаточная маневренность при взлете и посадке (РЛЭ DA 40, п. 5.3.6)

Допустимый боковой ветер с учетом состояния ВПП РЛЭ не определен.

Боковую составляющую для конкретных условий можно определить по номограмме.

В представленном на рис. 7.3 примере для заданных условий.

(Пример: Направление полета: 360°

Ветер: $32^\circ/30$ узлов

Результат: Боковая составляющая ветра: 16 узлов

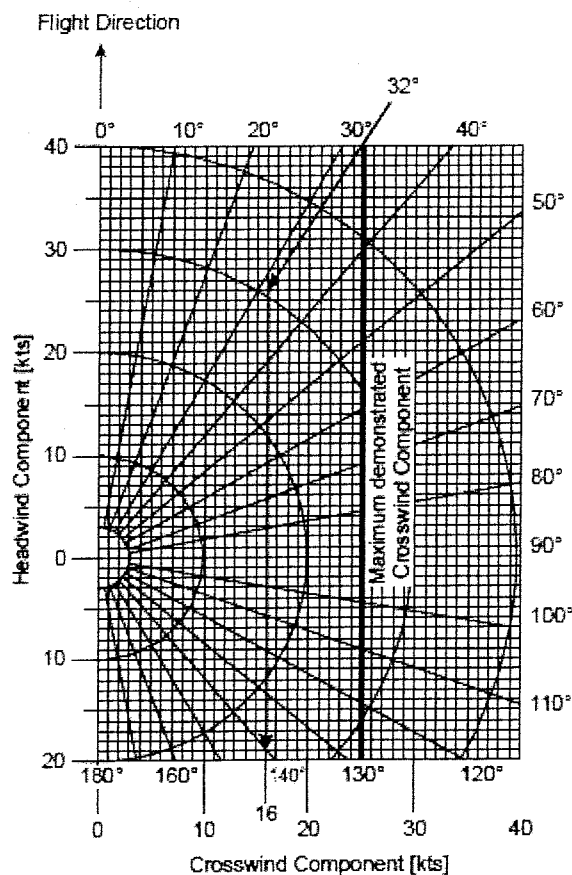


Рис. 7.3. Определение боковой составляющей при выполнении взлета и посадки

Пример. Направление полета - 360° , Ветер - $32^\circ/30$ узлов.

Результат – боковая составляющая ветра – 16 узлов.

Максимальная продемонстрированная боковая составляющая ветра: 25 узлов

Взлет самолета с превышением этого ограничения не гарантирует выдерживание прямолинейного движения по ВПП.

Самолет при взлете с боковым ветром стремится развернуться против ветра под действием разворачивающего момента и накрениться по ветру за счет кренящего момента. Задача пилота — уравновесить эти моменты.

Рассмотрим силы, действующие на самолет на взлете, при боковом ветре слева (рис. 7.4).

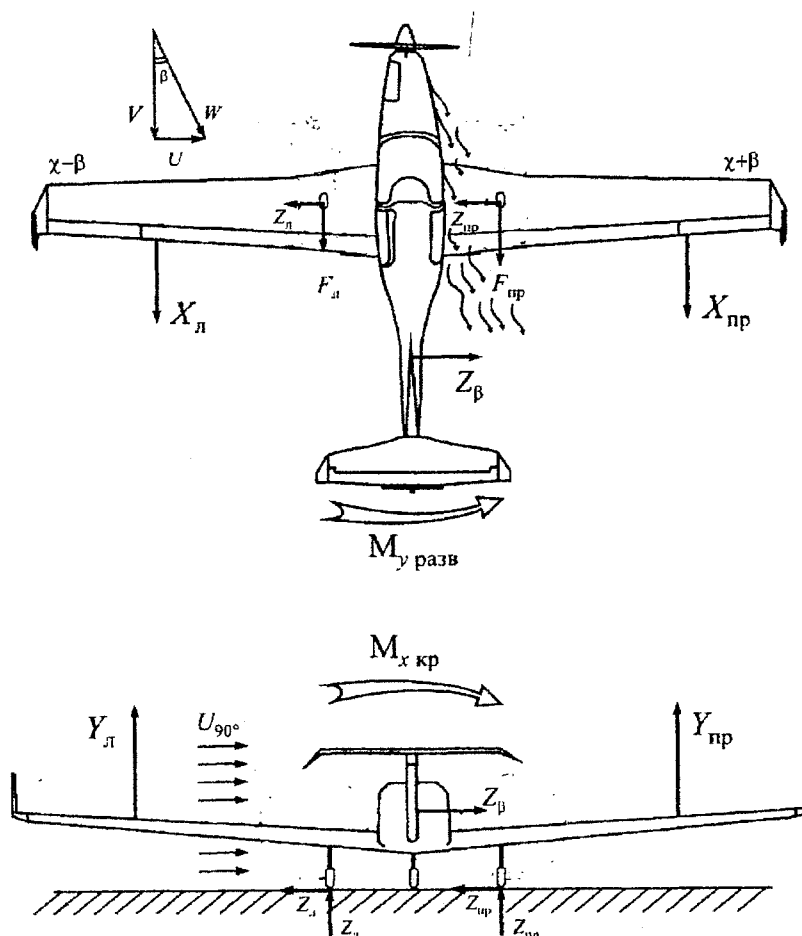


Рис. 7.4. Разворачивающий и кренящий моменты, действующие на самолет при взлете с боковым ветром

При разбеге с боковым ветром воздушный поток набегаёт на самолет под некоторым углом β , т.е. относительно воздуха самолет движется со скольжением под углом β со скоростью W .

Вследствие затенения части правого полукрыла, а также за счет разности углов атаки левой и правой половин крыла, вызванной поперечным V крыла (5°), возникает разность подъемных сил и лобовых сопротивлений. В результате разности подъемных сил ($Y_L > Y_P$) у самолета возникает кренящий момент на правую половину крыла (по ветру), в результате разности лобовых сопротивлений ($X_L > X_P$) возникает момент рыскания, под действием которого самолет разворачивается влево (против ветра). Таким образом, в процессе разбега при взлете с боковым ветром самолет стремится развернуться против ветра и накрениться по ветру.

При увеличении скорости V на разбеге угол скольжения в набегающем потоке уменьшается, значит, кренящие и разворачивающие моменты также уменьшаются.

При подъеме передней опоры угол атаки самолета увеличивается, подъемная сила растёт, растёт и кренящий момент на правое полукрыло. Отрыв самолета происходит с креном на это полукрыло, появляется снос самолета по ветру.

На протяжении всего взлета самолет, двигаясь в воздушном потоке со скольжением, испытывает большее лобовое сопротивление, что способствует некоторому увеличению длины разбега. Учитывая вышесказанное, взлет с боковым ветром должен выполняться следующим образом.

1. Выдерживание направления на разбеге до момента подъема передней опоры осуществляется отклонением руля направления, в крайнем случае подтормаживанием правого колеса. С увеличением скорости на разбеге эффективность руля направления возрастает, разворачивающий момент несколько уменьшается, необходимость в подтормаживании колеса отпадает.

2. До момента подъема передней опоры кренящий момент самолета уравнивается моментом сил реакции поверхности ВПП на колеса шасси, при этом сила трения правого колеса несколько больше, благодаря чему создается момент, препятствующий развороту самолета против ветра.

В процессе разбега для обеспечения прямолинейного движения по необходимости выкручивать штурвал против ветра. С момента подъема передней опоры, за счет увеличения угла атаки, начинает расти разница подъемных сил и кренящий момент по ветру. Для уравнивания кренящего момента и предотвращения крена по ветру перед отрывом и при отрыве необходимо дополнительно отклонить штурвал элеронов против ветра (влево) с таким расчетом, чтобы дальнейший разбег и отрыв самолета произошли без крена. Разгон самолета после отрыва осуществляется с углом упреждения в сторону ветра, равным углу сноса по ветру, не допуская крена.

По мере увеличения скорости самолета угол сноса постепенно уменьшается, поэтому для сохранения направления взлета угол упреждения следует уменьшать. Скорость поднятия передней опоры (V_R) при взлете с боковым ветром и скорость отрыва ($V_{отр}$) обычно увеличивают по сравнению с обычным взлетом на 5–6 узлов.

Взлет с попутным ветром. В исключительных случаях разрешается взлет при попутном ветре не более 5 м/с. Техника пилотирования в принципе такая же, как и при нормальном взлете. Расчеты по номограммам РЛЭ показывают, что попутный ветер 5 м/с увеличивает длину разбега при массе более 1250 кг на 160, а взлетную дистанцию – на 250м.

4.7. Порядок расчета взлетных характеристик самолета по номограммам РЛЭ

Для обеспечения безопасности на взлете, при конкретных условиях на аэродроме, производится расчет взлетной дистанции и дистанции разбега. Полученные расчетные величины сравнивают с располагаемыми дистанциями. Расчетные дистанции должны быть меньше тех, которые имеются в наличии.

В качестве примера произведем расчет для условий (Рис 7.5):

- рычаг управления двигателем – в положении МАХ при 2300 об/мин;
- закрылки Т/О;
- $m_{взл} = 1050$ кг (2315 фунтов);
- $H_{бар} = 4000$ футов;
- температура наружного воздуха составляет 15 °С (59 °F);
- встречная составляющая ветра составляет 10 узлов (5 м/с).

Результат: Длина разбега: 315м; Взлетная дистанция: 500м (1640 футов).

Те же условия для попутного ветра 10 узлов (5 м/с).

Результат: Длина разбега: 560 м; Взлетная дистанция: 840м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

1. Для безопасного взлета располагаемая длина ВПП должна быть не меньше дистанции взлета до пролета над препятствием высотой 50 футов (15 м).

2. Несоблюдение правил при техническом обслуживании самолета, отступление от установленного порядка эксплуатации и обслуживания, неровности на ВПП, а также неблагоприятные внешние факторы (высокая температура, дождь, неблагоприятные условия по ветру, включая боковой ветер) ведут к увеличению дистанции взлета.

ВНИМАНИЕ! На мокрой грунтовой ВПП или мокрой ВПП с мягким травяным покрытием разбег при взлете может существенно превышать расчетные значения. В любом случае необходимо учитывать состояние ВПП, чтобы обеспечить безопасность взлета.

DA 40 NG - TAKE-OFF DISTANCES

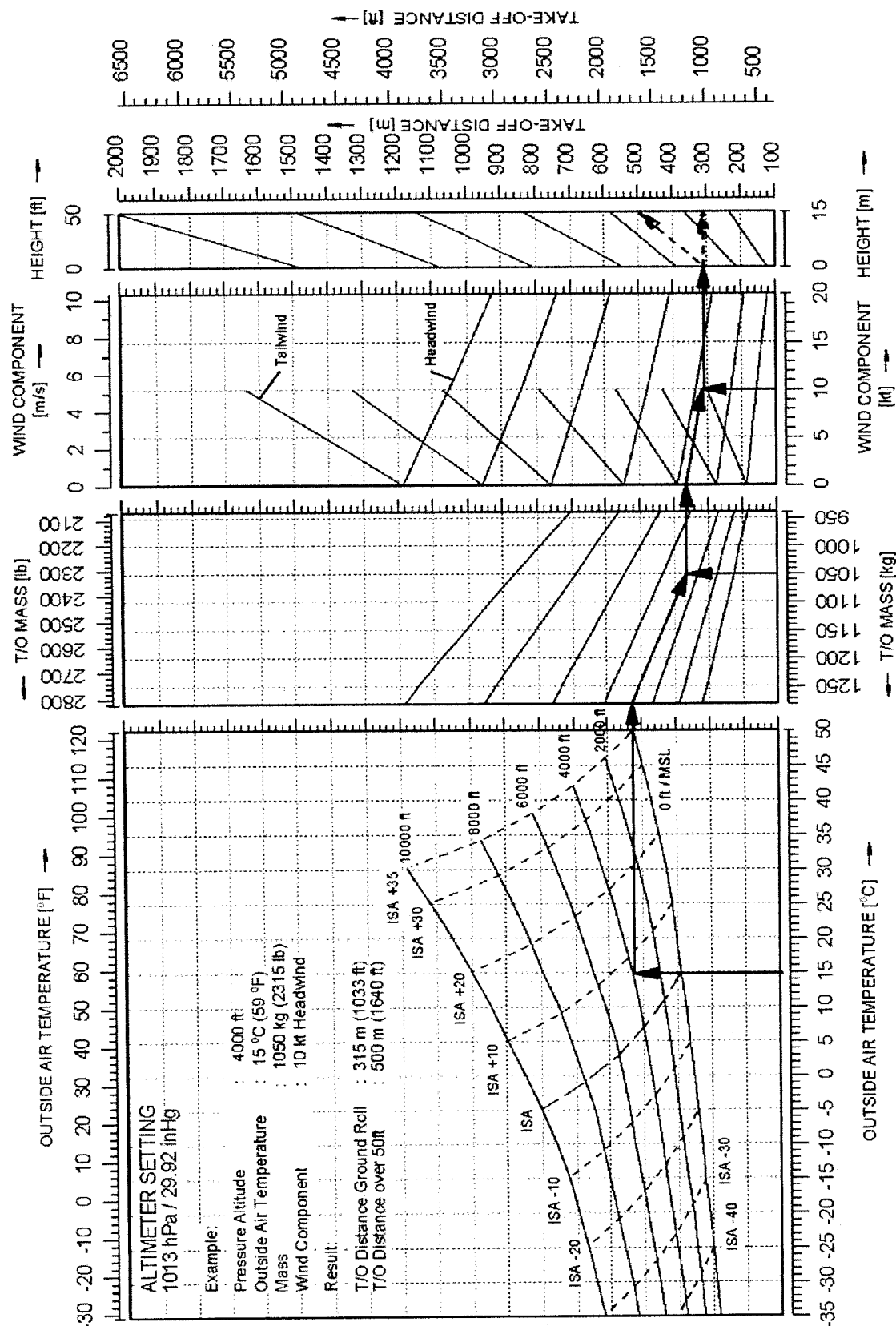


Рис. 7.5. Длина разбега и взлетная дистанция

При взлете с сухой ВПП с травяным покрытием (стриженная трава) необходимо принять следующие поправки по сравнению с ИВПП:

- травяное покрытие высотой до 5 см (2 дюймов): увеличение разбега при взлете на 10 %;
- травяное покрытие высотой от 5 до 10 см (от 2 до 4 дюймов): увеличение разбега при взлете на 30 %;

– травяное покрытие высотой более 10 см (4 дюймов): увеличение разбега при взлете не менее чем на 45 %.

Для мокрого травяного покрытия дополнительно принять 20 % увеличение разбега при взлете.

Для мягкого грунта дополнительно принять увеличение разбега при взлете не менее 50%.

Наличие восходящего уклона величиной 2 % (2 м на 100 м или 2 фута на 100 футов) ведет к увеличению дистанции взлета приблизительно на 17 %. Влияние на разбег при взлете может быть еще более значительным.

При эксплуатации без обтекателей колес дополнительно принять увеличение дистанции для взлета и набора высоты 50 футов (15 м) на 30 м (100 футов) и увеличение разбега при взлете на 20 м (66 футов).

4.9. Ошибки при выполнении взлета

При выполнении взлета возможны следующие ошибки.

1. Неправильная установка самолета на исполнительном старте (левее или правее оси ВПП, или под углом к оси ВПП). Это результат небрежности пилота или желание упредить влияние бокового ветра для облегчения выдерживания прямолинейности движения. Чаще всего необходимое направление взлета не выдерживается и желание пилота не оправдывается, так как в процессе движения установить самолет по оси ВПП труднее, особенно при наличии предельных боковых ветров.

2. Отрыв на нерасчетных углах атаки (большие или малые углы атаки).

Отрыв самолета с большим углом атаки возможен при взлете с коротких полос, при возникновении неожиданных препятствий на ВПП, при взлете с ВПП, имеющих неровности или снежные заносы, для уменьшения нагрузки на переднюю опору шасси. Сознательно пилот не будет «подрывать» самолет на малых скоростях, чаще всего разбег наоборот затягивается, особенно при наличии бокового ветра. Увеличение угла атаки при отрыве ведет к уменьшению скорости отрыва, что создает угрозу безопасности на взлете. Негативными явлениями являются ухудшение устойчивости и управляемости самолета, сложности в обеспечении продолженного взлета при отказе одного двигателя, повторное приземление самолета при порывах ветра и худший вариант – сваливание самолета.

Отрыв самолета с малым углом атаки ведет к увеличению длины разбега, скорости отрыва и увеличивает нагрузки на опоры шасси. Отрыв на повышенной скорости сам по себе не является опасным, но разбег сопровождается чрезмерными нагрузками на узлы шасси и особенно на колесо передней опоры (которое имеет ограничения по прочности пневматиков $V_{\max} = 120$ миль/ч).

3. Невыдерживание направления в процессе разбега самолета.

В процессе разбега пилот должен своевременно парировать малейшее отклонение от направления взлета, отклоняя руль направления. Направление движения невозможно выдержать при запоздалом вмешательстве пилота, наличии бокового ветра более допустимого и плохом состоянии ВПП.

Основные причины возникновения разворачивающего момента, это боковая составляющая ветра, а также влияние скоса потока от воздушного винта: взлетный режим создает разворачивающий момент влево, а малый газ – вправо.

При значительном отклонении от направления разбега и неуверенности в том, что удастся вернуть самолет на ось ВПП, взлет необходимо прекратить.

Следует учитывать, что при взлете с ВПП при пониженном коэффициенте сцепления, даже при небольшом боковом ветре, направление, особенно в начале разбега, выдерживать трудно, так как руль направления малоэффективен ввиду малой скорости, а подтормаживание и носовая опора не эффективны.

8. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ.

Характеристики набора высоты. Поляра скоростей набора высоты.

Влияние эксплуатационных параметров на градиент набора высоты.

8.1. Общие сведения о наборе высоты

Набор высоты осуществляется после взлета до высоты круга (первоначальный набор высоты – до $H = 400$ м) и далее от высоты круга до высоты заданного эшелона полета по маршруту.

Схема сил, действующих на самолет при наборе высоты, изображена на рис. 8.1.

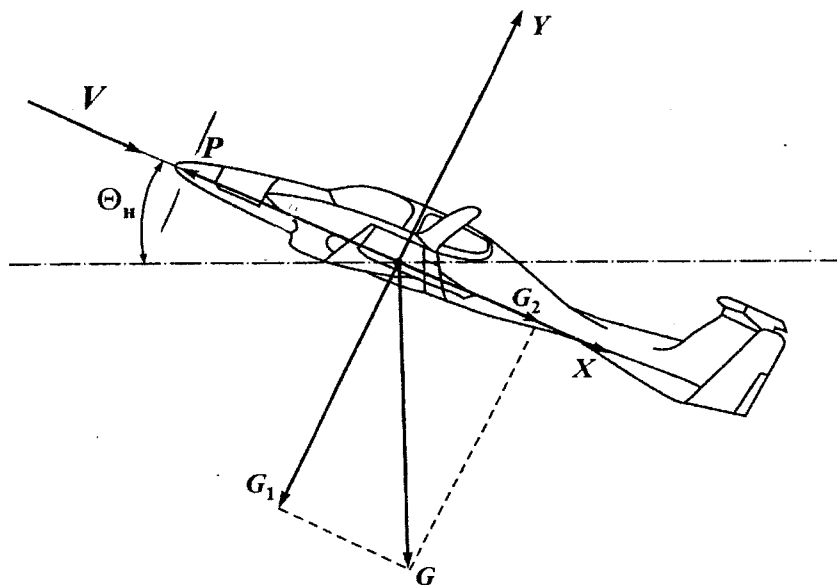


Рис. 8.1. Схема сил в наборе высоты

Сила тяжести раскладывается на две составляющие: $G_1 = G \cos \Theta_{\text{наб}}$ и $G_2 = G \sin \Theta_{\text{наб}}$, где $\Theta_{\text{наб}}$ – угол набора высоты.

Для установившегося набора высоты уравнения движения самолета запишутся в виде:

- при выполнении полета с постоянным углом набора $Y = G_1 = G \cos \Theta_{\text{наб}}$;
- при выполнении набора высоты с постоянной скоростью

$$P = X + G_2 = X + G \cdot \sin \Theta_{\text{наб}}.$$

Скорость набора высоты определяется по формуле

$$V_{\text{наб}} = \sqrt{\frac{2G \cos \Theta_{\text{наб}}}{c_y \rho S}} = V_{\text{ГП}} \sqrt{\cos \Theta_{\text{наб}}}.$$

Так как углы набора составляют $5-10^\circ$, то $\cos \Theta_{\text{наб}} = 1$, и, следовательно, $V_{\text{наб}} = V_{\text{ГП}}$.

Из равенства $P_{\text{наб}} = P_{\text{ГП}} + \Delta P = \frac{G}{K} + G \cdot \sin \Theta_{\text{наб}}$ определяем, что тяга $P_{\text{ГП}}$ уравнивает силу лобового сопротивления, а ΔP – составляющую сил веса G_2 , т.е. $\Delta P = G \cdot \sin \Theta_{\text{наб}}$, откуда угол набора высоты $\sin \Theta_{\text{наб}} = \frac{\Delta P}{G}$.

Максимальный угол набора соответствует полету на экономической скорости, так как здесь максимальный избыток тяги.

Вертикальная скорость набора определяется по формуле $V_y = \frac{\Delta P \cdot V}{G}$. Максимальная вертикальная скорость набора $V_{y_{\text{max}}} = \frac{(\Delta P \cdot V)_{\text{max}}}{G}$ может быть получена при наборе на скорости, на которой произведение $(\Delta P \cdot V)_{\text{max}}$ максимальное.

Теоретический потолок самолета равен 6500 м, а практический – 6200 м (рис. 8.2, 8.3).

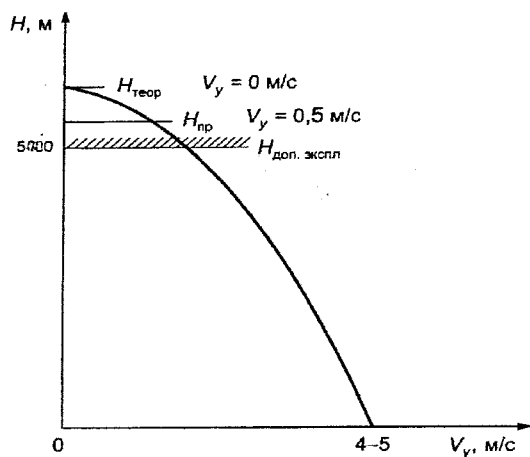


Рис. 8.2. Характеристики набора высоты

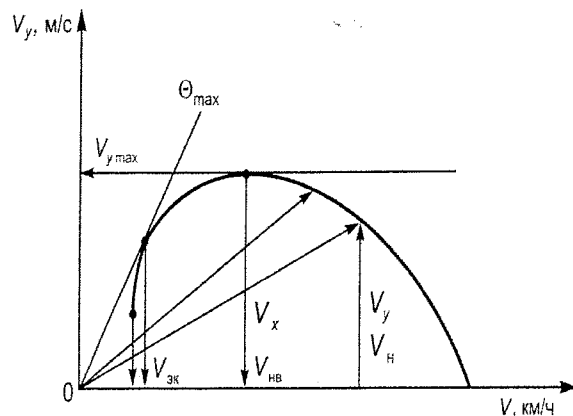


Рис. 8.3. Поляра набора высоты

Мощность, потребная при наборе высоты, определяется по формуле $N_{\text{наб}} = N_{\text{ГП}} + \Delta N$.

Учитывая, что $\Delta N = \frac{\Delta P \cdot V_{\text{наб}}}{75}$, $\Delta P = G \sin \Theta_{\text{наб}}$, а $V_{\text{наб}} = \frac{V_y}{\sin \Theta_{\text{наб}}}$, получим $\Delta N = \frac{G V_y}{75}$.

Из этого выражения определяется вертикальная скорость набора высоты: $V_y = \frac{\Delta N \cdot 75}{G}$

8.2. Влияние эксплуатационных факторов на характеристики набора

Зависимость $\Theta_{\text{наб}}$ и V_y от угла атаки. Максимальный угол набора высоты имеет место на $\alpha_{\text{эк}}$. При увеличении угла атаки от $\alpha_{\text{эк}}$, а также при его уменьшении избыток тяги и угол набора высоты уменьшаются.

При увеличении или уменьшении угла атаки от угла атаки, где $(\Delta P \cdot V)_{\text{max}}$, избыток мощности и вертикальная скорость уменьшаются.

Зависимость $\Theta_{\text{наб}}$ и V_y от полетной массы самолета. При уменьшении массы самолета потребные тяга и мощность для горизонтального полета уменьшаются, а избытки мощности и тяги увеличиваются. Следовательно, самолет, имеющий меньшую полетную массу, при том же угле атаки имеет большую вертикальную скорость и угол набора высоты (рис. 8.4).

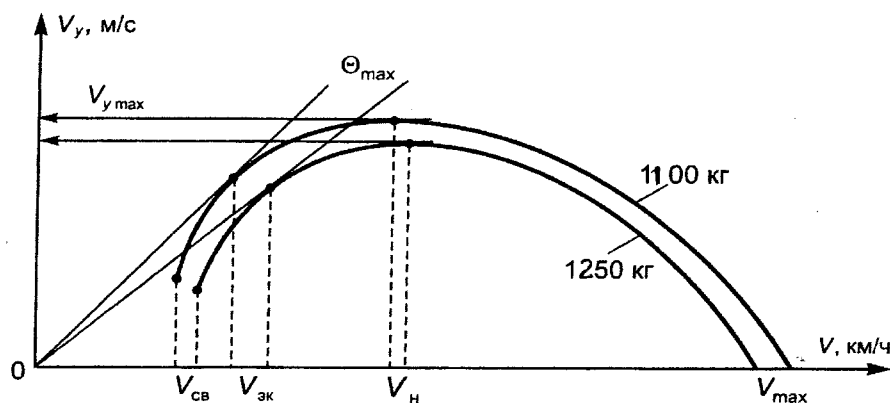


Рис. 8.4. Влияние массы самолета на поляру набора высоты

Зависимость $\Theta_{\text{наб}}$ и V_y от высоты. С поднятием на высоту при любом угле атаки избытки мощности и тяги уменьшаются, вследствие чего вертикальная скорость и угол набора также уменьшаются. Но в процессе набора высоты полетная масса самолета уменьшается вследствие выработки топлива. Благодаря этому несколько задерживается уменьшение избытка тяги и угла набора с поднятием на высоту.

Влияние температуры наружного воздуха. При изменении температуры наружного воздуха изменяется плотность воздуха, а следовательно, располагаемая тяга и мощность двигателя: с увеличением температуры они понижаются, а с понижением температуры растут. Это приводит к уменьшению угла набора высоты и вертикальной скорости с ростом температуры и их увеличению с уменьшением температуры.

Влияние режима работы двигателей. Изменение режима работы двигателей вызывает изменение избытков тяги и мощности, а следовательно, угла наклона траектории и вертикальной скорости (рис. 8.5).

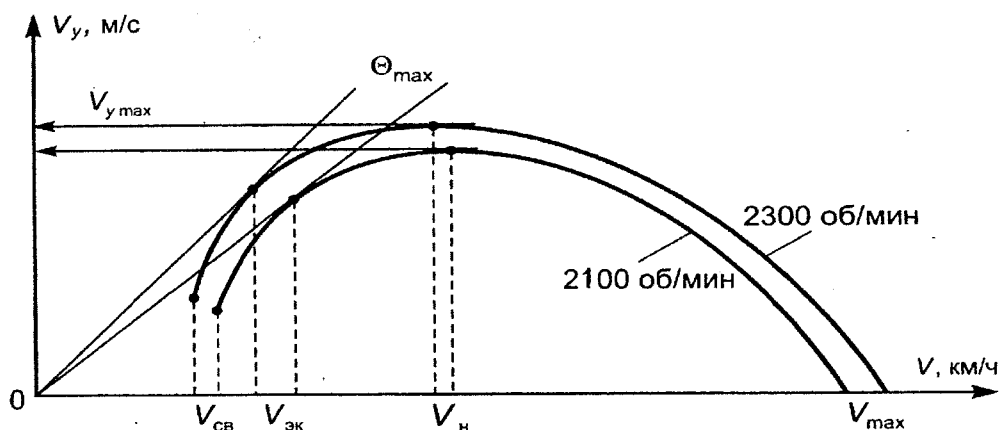


Рис. 8.5. Влияние режима работы двигателя на поляр набора высоты

Влияние ветра. Самолет движется относительно земли с путевой скоростью $V_{\text{пут}} = V \cos \Theta_{\text{наб}} \pm W$. В результате при попутном ветре путевая скорость увеличивается, а при встречном – уменьшается. При встречном ветре угол набора увеличивается, а при попутном – уменьшается. Вертикальная скорость практически не меняется (рис. 8.6).

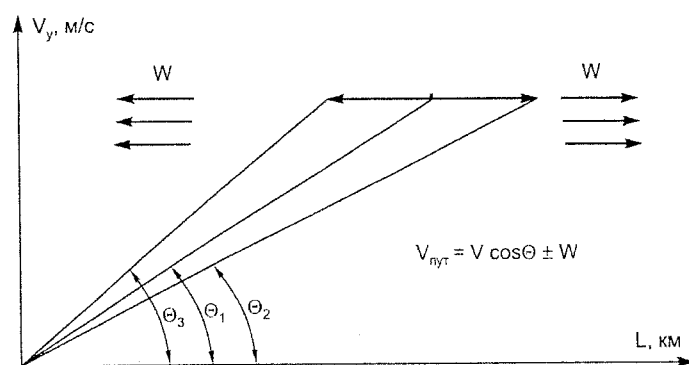


Рис. 8.6. Влияние ветра на характеристики набора высоты

Зависимость $\Theta_{\text{наб}}$ и V_y от вида шасси. Величины вертикальной скорости и угла набора высоты самолета зависят также и от вида шасси (рис. 8.7). При шасси без обтекателей (версия «Тундра») аэродинамическое качество самолета уменьшается на 0,3 – 0,5, потребная тяга и мощность для горизонтального полета увеличиваются, избыток тяги и мощности уменьшается, а следовательно, угол набора и вертикальная скорость уменьшаются. Вид шасси на самолете DA 40 дает изменение вертикальной скорости 0,6 м/с.

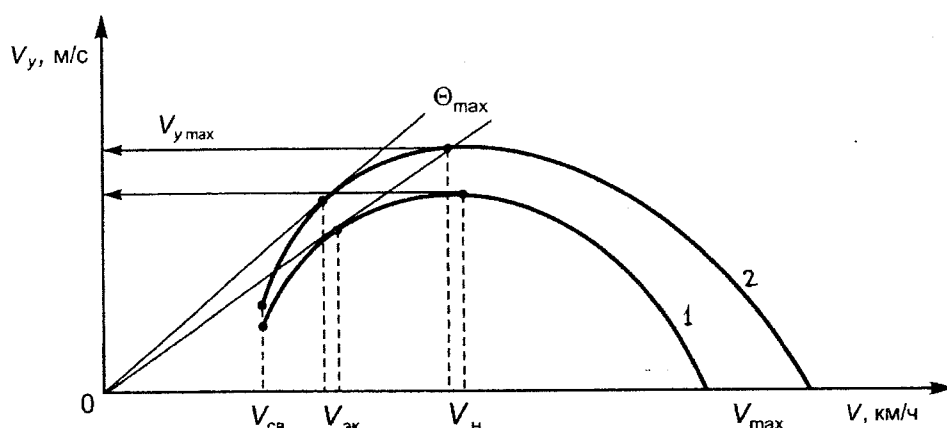


Рис. 8.7. Влияние вида шасси на поляр набора высоты
1 – шасси без обтекателей; 2 – шасси с обтекателями.

8.3. Этапы набора высоты.

Набор высоты бывает трех видов:

1. Первоначальный набор высоты после взлета до $H = 100$ м.
2. Набор высоты после уборки закрылков до $H = 400$ м.
3. Набор высоты до заданной.

1. Первоначальный набор высоты до $H = 100$ м производится при следующих условиях:

- РУД двигателя в положении MAX;
- закрылки T/O;
- скорость в наборе: при массе до 1280 кг – 72 узла;
- самолет балансировать без крена и скольжения (шарик в центре).

Номограммы РЛЭ позволяют определить скороподъемность самолета для различных условий взлета. Пример расчета (рис. 5.8) вертикальной скорости, условия:

- барометрическая высота аэродрома равна 2000 футов;
- температура наружного воздуха составляет 15°C ;
- полетная масса – 1050 кг.

На рис. 8.8 стрелками показан порядок определения вертикальной скорости; согласно этому ключу получаем $V_y = 4,4$ м/с.

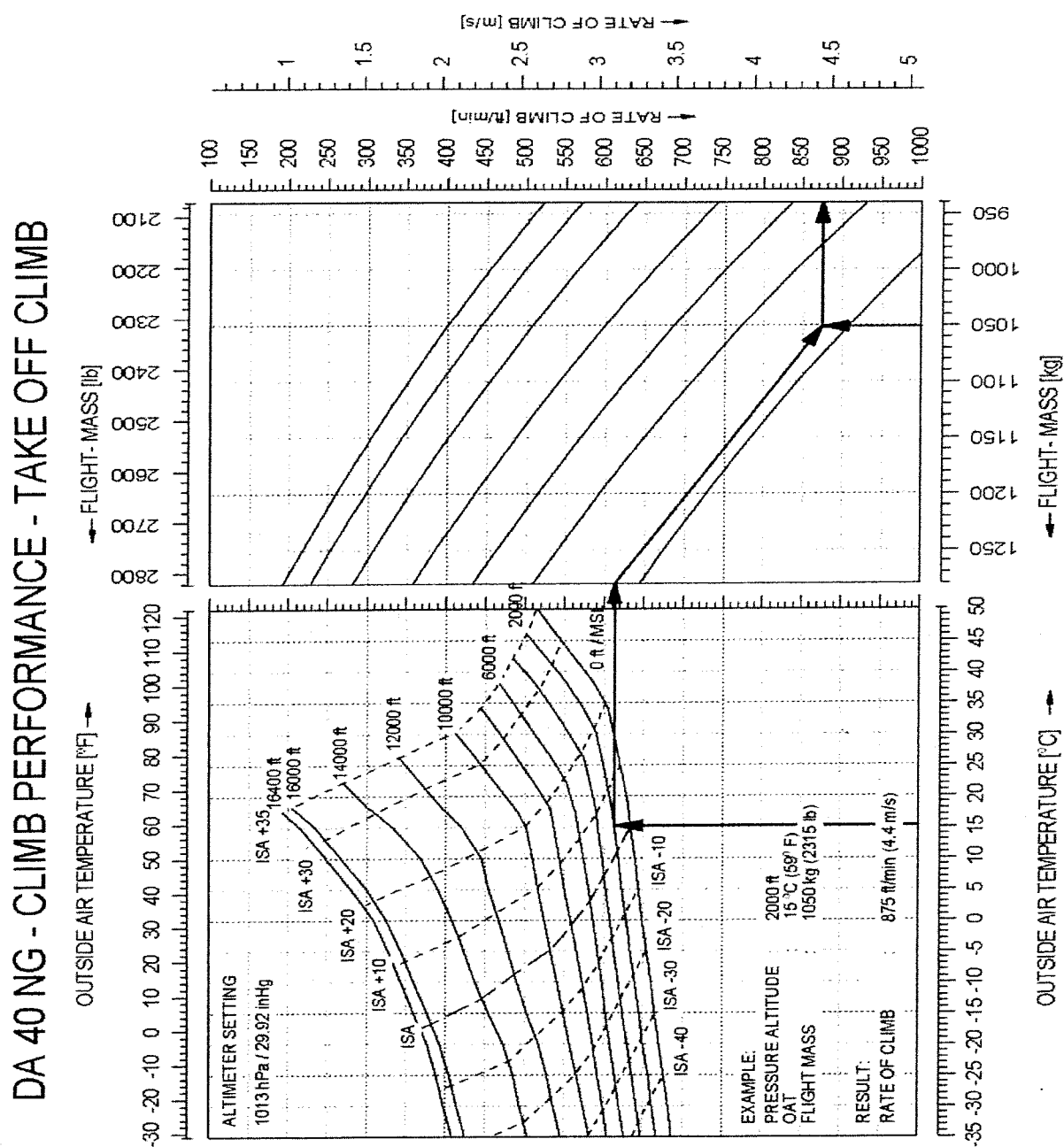


Рис. 8.8. Расчет вертикальной скорости на начальном этапе набора высоты до $H = 400$ м

Градиент набора высоты определяется по формуле $\bar{\eta} = \frac{V_y}{TAS} \cdot 190 [\%]$.

В нашем случае получаем: $\bar{\eta} = \frac{4,4}{88} \cdot 190 = 9,5 \%$.

Результаты расчета показывают, что градиент набора высоты достаточно большой и обеспечивает преодоление препятствий по курсу взлета.

2. Набор высоты на эшелон. На этом этапе закрылки должны быть убраны, а режим работы двигателя 92%, скорость – 88 узлов.

Скороподъемность самолета при наборе высоты на эшелон (для справки) также определяется по номограммам РЛЭ. Ниже (рис. 8.9) представлен пример расчета для условий:

- барометрическая высота аэродрома равна 4000 футов;
- температура наружного воздуха составляет 15°C;
- полетная масса – 1050 кг.

Скороподъемность определяется тем же способом, что и в п. 1 (по стрелкам на рис. 5.9). В результате получаем: при заданных условиях $V_y = 4,44$ м/с.

Градиент набора высоты составляет: $\bar{\eta} = \frac{4,44}{88} \cdot 190 \approx 9,6 \%$.

При эксплуатации без обтекателей колес принять уменьшение истинной воздушной скорости на 4 % при всех установках мощности.

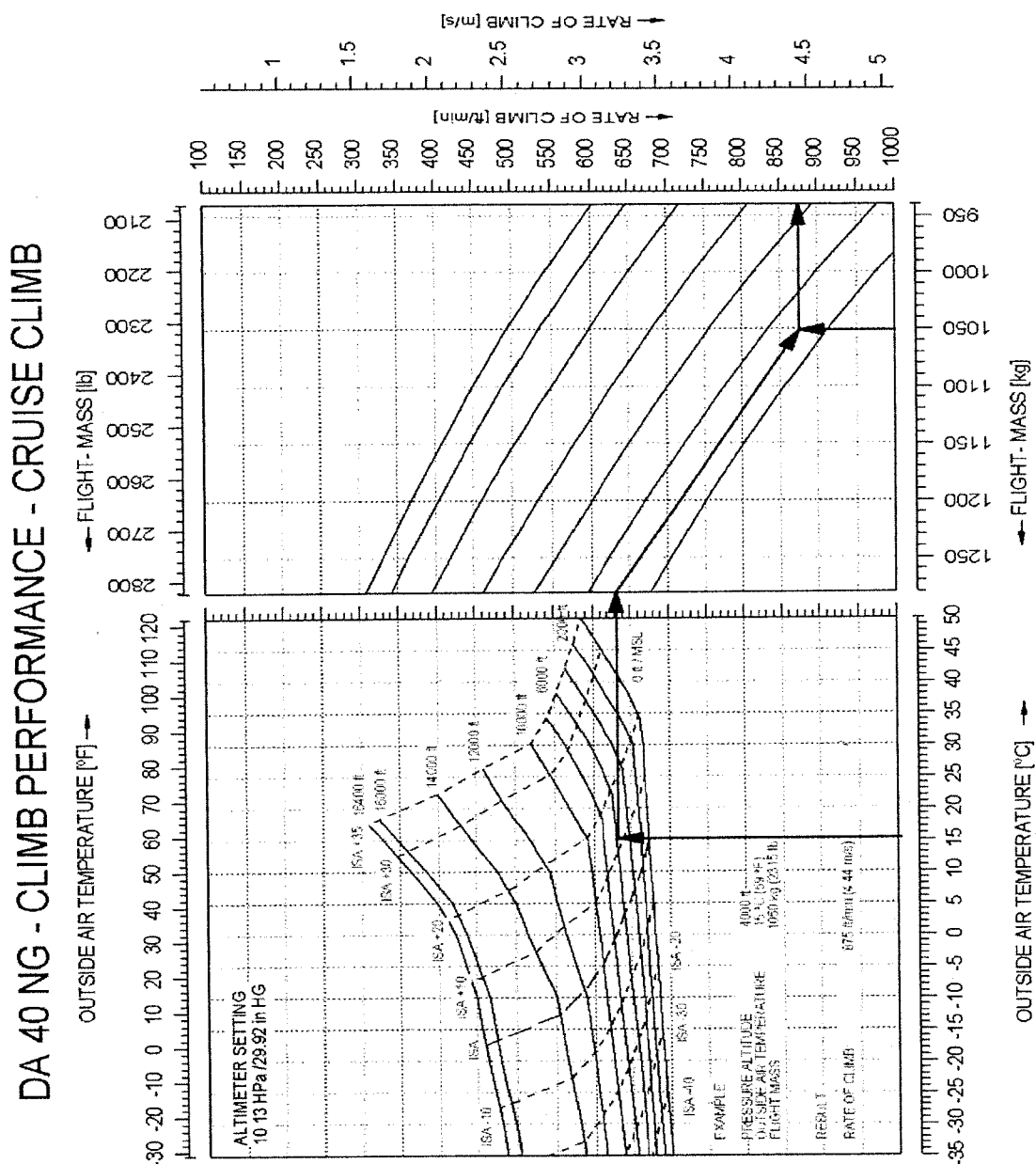


Рис. 8.9. Расчет вертикальной скорости при наборе высоты на эшелон

9. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ ПРИ СНИЖЕНИИ САМОЛЁТА.

Характеристики снижения. Влияние эксплуатационных параметров на характеристики снижения. Режимы планирования. Экстренное снижение.

9.1 Установившееся снижение – это движение самолета вниз по наклонной траектории с постоянным углом и скоростью.

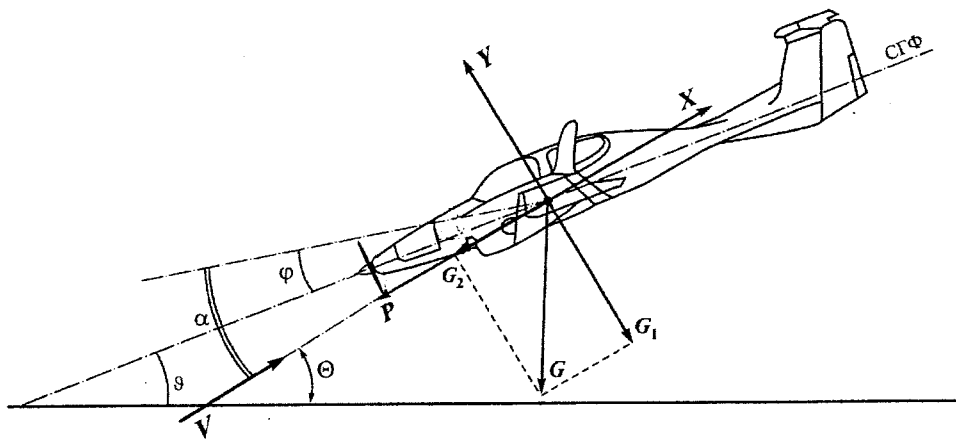


Рис. 9.1. Схема сил на снижении

Для снижения с постоянным углом необходимо, чтобы $Y = G = G \cos \Theta_{\text{сн}}$ (рис. 9.1). Для выполнения снижения с постоянной скоростью необходимо соблюдать условие: при положительной тяге $X = P_{\text{сн}} + G_2 = P_{\text{сн}} + G \sin \Theta_{\text{сн}}$.

Угол планирования зависит только от аэродинамического качества: чем больше качество, тем меньше угол планирования, и наоборот ($\text{tg} \Theta_{\text{пл}} = \frac{1}{K}$). Минимальный угол планирования будет достигнут на наивыгоднейшей скорости, при которой аэродинамическое качество максимальное.

Вертикальная скорость планирования ($V_{y \text{ пл}} = \frac{V_{\text{пл}}}{K}$) – это высота, которую теряет самолет в единицу времени при планировании.

Дальность планирования ($L_{\text{пл}} = H K$) – это расстояние, проходимое самолетом относительно земли при планировании с заданной высоты.

Скорость потребная для снижения определяется по формуле

$$V_{\text{сн}} = \sqrt{\frac{2G \cos \Theta_{\text{сн}}}{c_y \rho S}} = V_{\text{пл}} \sqrt{\cos \Theta_{\text{сн}}}.$$

Скорость снижения практически равна скорости горизонтального полета и зависит от полетной массы самолета, угла атаки и плотности воздуха.

Если снижение происходит с положительной тягой, то $G_2 = X - P_{\text{сн}}$, а $G_1 = Y \approx G$, поэтому угол снижения определяется по следующей формуле:

$$\text{tg} \Theta_{\text{сн}} = \frac{X - P_{\text{сн}}}{Y} = \frac{X}{Y} - \frac{P_{\text{сн}}}{Y} = \frac{1}{K} - \frac{P_{\text{сн}}}{G}.$$

Вертикальная скорость определяется по формуле $V_y = V \sin \Theta_{\text{сн}}$. Так как углы снижения небольшие, то $\sin \Theta_{\text{сн}} \approx \text{tg} \Theta_{\text{сн}} = \frac{1}{K} - \frac{P}{G}$.

Отсюда можно вычислить вертикальную скорость снижения: $V_y = V_{\text{сн}} \left(\frac{1}{K} - \frac{P}{G} \right)$.

При снижении самолета с нулевой тягой угол снижения определяется по формуле $\operatorname{tg} \Theta_{\text{сн}} = \frac{1}{K}$, а вертикальная скорость снижения — $V_y = \frac{V_{\text{сн}}}{K}$.

При планировании увеличение угла атаки или уменьшение его от $\alpha_{\text{нв}}$ вызывает уменьшение аэродинамического качества и увеличение угла снижения. Вертикальная скорость снижения минимальная на $\alpha_{\text{сн}}$.

При выпуске закрылков, а также при обледенении самолета аэродинамическое качество уменьшается, угол снижения самолета увеличивается, а дальность снижения уменьшается.

На дальность снижения (планирования) влияет ветер. При попутном ветре дальность снижения увеличивается, а при встречном ветре дальность уменьшается на величину $U \cdot t$, т.е.

$$L_{\text{сн}} = \frac{H}{\frac{1}{K} - \frac{P_{\text{сн}}}{G}} \pm U \cdot t,$$

где U — скорость ветра (берется со своим знаком, «+» или «-»); t — время снижения.

На дальность снижения при ветре влияет величина массы самолета. Самолет с большей полетной массой при том же угле атаки имеет большую скорость, большую вертикальную скорость снижения, но время снижения меньше, а значит, и меньший снос самолета ветром.

Следовательно, самолет с большей полетной массой при встречном ветре имеет большую дальность снижения, а при попутном ветре меньшую, чем самолет с меньшей полетной массой, так как снос самолета ветром ($U \cdot t$) меньше.

9.2 Поляра снижения

Поляра скоростей планирования (снижения) — это график, показывающий зависимость угла планирования и вертикальной скорости планирования от скорости планирования (снижения) (рис. 9.2).

На поляре скоростей снижения можно выделить следующие характерные точки:

1) касательная, проведенная из начала координат, дает в точке касания $\alpha_{\text{нв}}$ и $V_{\text{нв}}$. Этой скорости соответствует минимальный угол планирования самолета. Границей первого и второго режимов планирования является наивыгоднейшая скорость;

2) касательная, проведенная параллельно оси абсцисс, дает в точке касания $\alpha_{\text{эк}}$ и $V_{\text{эк}}$. Этой скорости соответствует минимальная вертикальная скорость снижения самолета.

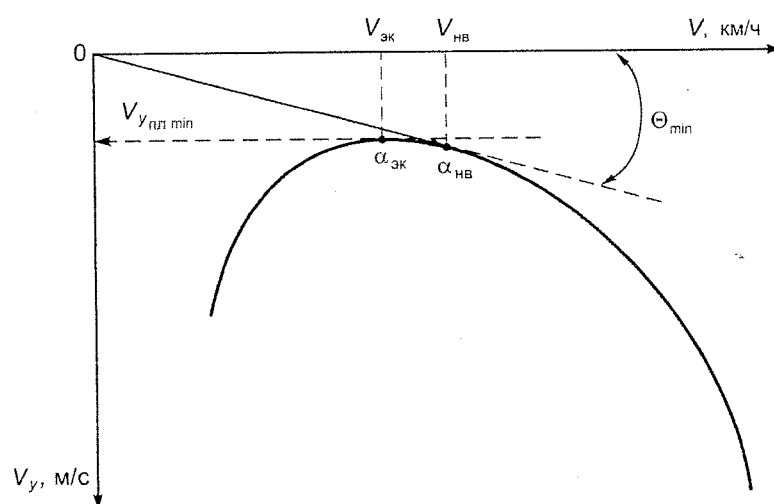


Рис. 9.2. Поляра скоростей снижения

Для каждого режима работы двигателя, высоты полета, полетной массы существует своя поляра скоростей снижения (рис. 9.2–9.6).

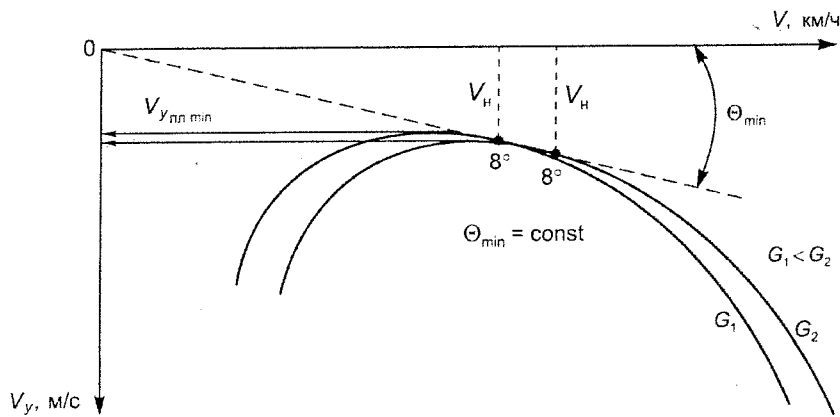


Рис. 9.3. Влияние массы самолета на полярю снижения

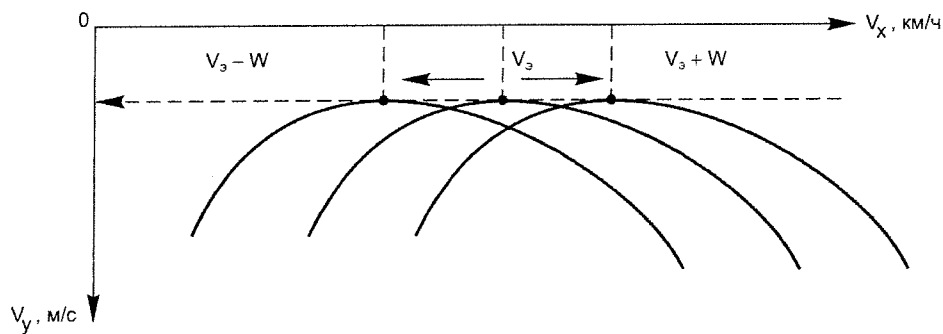


Рис. 9.4. Влияние ветра на полярю снижения

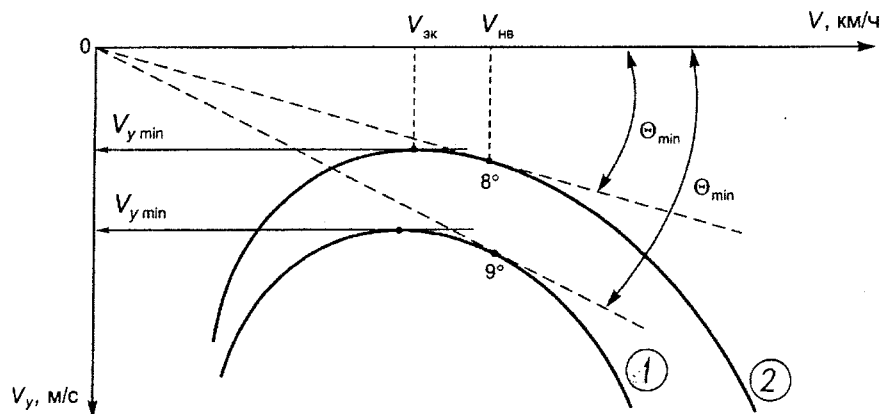


Рис. 9.5. Влияние вида шасси на полярю снижения

1 - шасси без обтекателей; 2 - шасси с обтекателями.

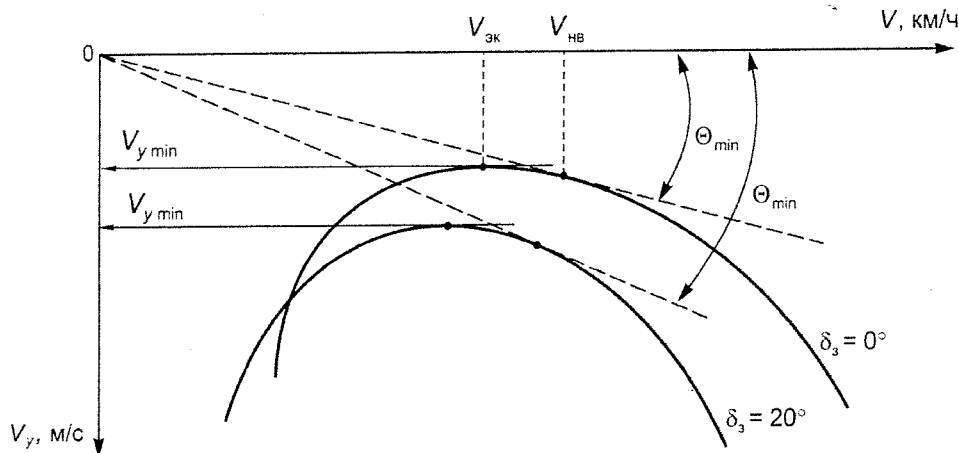


Рис. 9.6. Влияние выпуска закрылков на полярю снижения

9.3 Порядок снижения

Раздел «Снижение» РЛЭ самолета DA 42 представляет полную свободу пилоту при пилотировании. Главным требованием для пилота является непревышение ограничений по скоростям, эксплуатация силовых установок и систем в соответствии с инструкцией.

При нормальном снижении рекомендуется:

1. Рычаг управления двигателем выставлять по необходимости, для получения расчетной скорости и угла снижения.
2. Скорость на снижении выдерживать по обстоятельствам, не выходя за пределы ограничений по минимальным и максимальным скоростям.
3. Балансировать самолет с нулевыми усилиями на органах управления.
4. Контролировать работу систем и двигателя.

Снижение за минимальное время возможно при максимальной вертикальной скорости. Резкий ввод самолета в снижение может привести к быстрому разгону самолета и выходу за максимально допустимую приборную скорость, созданию отрицательной перегрузки.

Вывод из режима снижения должен быть плавным, чтобы не превысить допустимые эксплуатационные перегрузки, устанавливаемые РЛЭ исходя из условий комфорта и прочности самолета.

9.4 Особенности выполнения аварийного (экстренного) снижения.

Максимально допустимая высота полета самолета – 5000 м; это достаточно большая высота, и содержание кислорода в воздухе на этой высоте пониженное. Учитывая опасности, которые возникают, например, при пожаре, необходимо как можно быстрее потерять высоту, то есть применить снижение с максимальными вертикальными скоростями и большими углами снижения. Получить большую вертикальную скорость можно двумя путями:

- 1) увеличить поступательную скорость ($V_{сн}$), не превышая установленные РЛЭ ограничения;
- 2) увеличить угол снижения.

При необходимости выполнить аварийное снижение рекомендуется (рис. 9.7):

– рычаг управления двигателем установить в положение IDLE (ПУД = 0 %). При этом винт, в зависимости от режима полета, переходит в режим ветряка (отрицательной тяги), то есть на винте появляется отрицательная тяга;

- перевести самолет в снижение с перегрузкой $n_y = 0,5-0,6$;
- тангаж должен быть в пределах $-10...-12^\circ$;

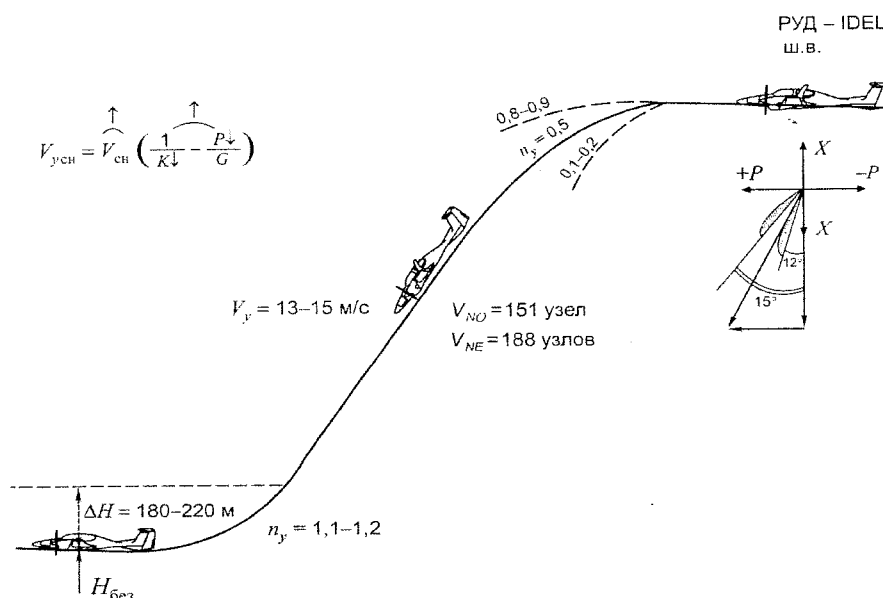


Рис. 9.7. Схема аварийного снижения

- в процессе снижения установить скорость по обстоятельствам: $V_{NO} = 130$ узел (максимальная конструкционная крейсерская скорость), $V_{NE} = 172$ узлов (непревышаемая скорость в спокойном воздухе);
- вертикальная скорость при аварийном снижении составит примерно 13–15 м/с;
- для контроля устойчивости по скорости желательно балансировать самолет с остаточными давящими усилиями на ручке управления.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае если давящие усилия на ручке управления начинают уменьшаться, это признак ухудшения устойчивости по скорости. В этой ситуации пилоту необходимо уменьшать поступательную и вертикальную скорости снижения, чтобы не оказаться затянутым в пикирование;

– за 250 м до намеченной безопасной высоты дальнейшего полета с перегрузкой $n_y = 1,1 - 1,3$ начать вывод из снижения. Просадка самолета при переводе самолета в горизонтальный полет определяется по формуле:

$$\Delta H = \frac{V_y^2}{2g(n_y - 1)}.$$

Потеря высоты составит 180–220 м.

10. СХЕМА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ. ПОСАДКА.

СХЕМА СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА САМОЛЕТ ПРИ ПОСАДКЕ. СХЕМА ПОСАДКИ.

10.1. Порядок захода на посадку и посадка самолета

Для стран СНГ для посадки (взлета) самолета DA 40 введены следующие эксплуатационные ограничения:

- H_{\max} аэродрома равна 1000 м;
- $t_{\text{аэрод}}$ составляет $-20...+45$ °С;
- ВПП – сухая, влажная, мокрая;
- предельные крены: $\gamma \leq 30^\circ$ – на кругу, $\gamma \leq 15^\circ$ – на прямой.

Заход и посадка является наиболее сложными и ответственными этапами полета. Для качественного выполнения посадки пилот должен заранее тщательно готовиться к ней.



Рис. 10.1. Схема захода на посадку самолета DA 40

Траекторию центра тяжести самолета в вертикальной плоскости при посадке называют *профилем посадки*. Профиль посадки принято условно делить на следующие стадии: снижение, выравнивание, выдерживание, приземление, пробег (рис.10.2).

При заходе на посадку:

- скорость $V_{\text{зах}} = 110$ узлов;

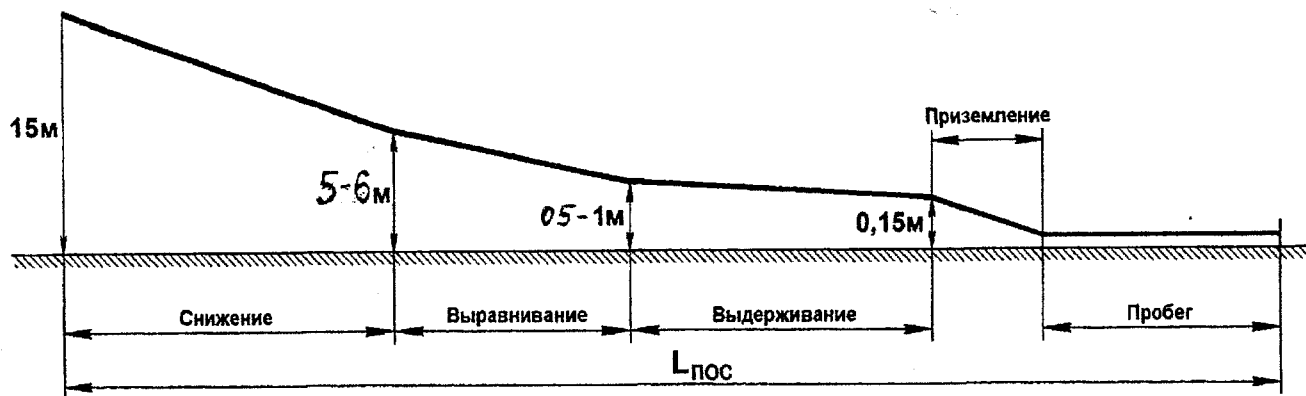


Рис. 10.2. Стадии посадки

- проверить отсутствие посторонних предметов в зоне перемещения органов управления;
- включить посадочную фару;
- при подходе к посадочной прямой установить скорость 105 - 110 узлов;
- стояночный тормоз должен быть отпущен;
- балансировку самолета производить по обстановке в зависимости от условий захода, триммер РН должен находиться в нейтральном положении;
- перед входом в глиссаду на скорости 100 -105 переключатель управления закрылками поставить в положение Т/О и установить скорость не менее 82 -85 узлов при массе до 1216 кг. Максимальная скорость с закрылками, выпущенными в положение Т/О, 110 узлов;
- В случае если переключатель управления закрылками находится в положении UP, скорость выдерживать не менее 83узлов.
- рычаги управления двигателями устанавливать по обстоятельствам для выдерживания рекомендуемой скорости;
- в процессе выпуска закрылков самолет балансировать по обстоятельствам, триммер РН должен находиться в нейтральном положении;
- на глиссаде переключатель управления закрылками поставить в положение LDG и скорость на конечном этапе захода на посадку выдерживать не менее $V_{REF} = 76 - 78$ узлов при массе до 1216 кг. Максимальная скорость с закрылками, выпущенными в положение LDG, 98 узлов.

ВНИМАНИЕ!

1. Превышение указанной скорости захода на посадку ведет к существенному увеличению посадочной дистанции при выравнивании.
2. При наличии внешних условий, таких как сильный ветер, признаки сдвига ветра или турбулентности, следует выбирать более высокую скорость захода на посадку.
3. Если посадочная масса самолета превышает 1216 кг, посадка считается нештатной эксплуатационной процедурой.

После посадки необходимо:

- рычаги управления двигателями установить в положение IDLE;
- тормоза использовать по обстоятельствам;
- переключатель закрылков поставить в положение UP.

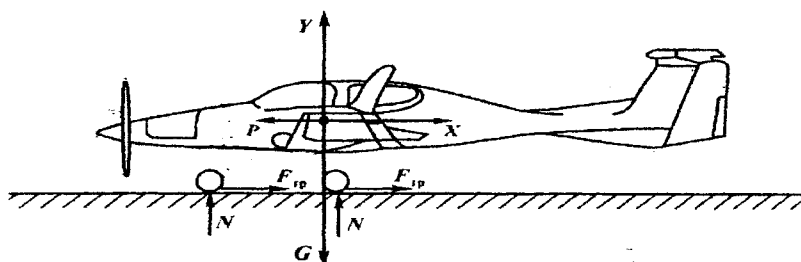


Рис. 10.3. Схема сил, действующих на самолет на пробеге

11. ОСНОВНЫЕ ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.

Уход самолета на второй круг. Просадка самолета, минимальная высота ухода.

Основными посадочными характеристиками являются:

1. Посадочная скорость самолета с учетом влияния земли:

$$V_{\text{пос}} = 0,94 \sqrt{\frac{2G}{c_{y\text{пос}} \rho S}},$$

где 0,94 — коэффициент, учитывающий близость земли.

Она определяется из условия, что в момент приземления ($\alpha \approx 8-9^\circ$) подъемная сила самолета практически равна посадочной силе тяжести, т.е. $Y = c_y S \frac{\rho V^2}{2} = G$.

Величина посадочной скорости зависит от силы тяжести самолета, плотности воздуха, угла атаки, положения закрылков. Величина посадочной скорости не определяется по РЛЭ и устанавливается пилотом в процессе приземления. Обычно посадочная скорость меньше скорости на глиссаде на 8–10 узлов.

$$2. \text{ Длина пробега: } L_{\text{проб}} = \frac{j_{\text{ср}} \cdot t_{\text{проб}}^2}{2} = \frac{V_{\text{пос}} \cdot t_{\text{проб}}}{2} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2 \cdot j_{\text{ср}}}.$$

Из формулы следует, что длина пробега определяется посадочной скоростью и ускорением торможения. Среднее замедление движения самолета при пробеге зависит от величины тормозящих сил ($F_{\text{торм}}$) и массы самолета (рис. 10.3). Если пренебречь силой тяги на малом газе, то величина замедления определяется как

$$j_{\text{ср}} = \frac{F_{\text{торм}}}{m} = g \cdot \frac{X + F_{\text{торм}}}{G}.$$

$$\text{С учетом ветра длина пробега определяется по формуле } L_{\text{проб}} = \frac{(V_{\text{пос}} \pm U)^2}{2 \cdot j_{\text{ср_торм}}}.$$

3. Посадочная дистанция определяется по формуле $L_{\text{пос}} = L_{\text{проб}} + L_{\text{ВУ}}$. Длина воздушного участка — это расстояние от начала посадочной дистанции (с высоты 50 футов) до касания ВПП.

Ниже представлены посадочные характеристики при посадке на ВПП (ровная, сухая, асфальтовое покрытие) в стандартных условиях, штиль (таблица) высота аэродрома 0 футов.

Посадочные характеристики

Положение закрылков		LDG (посадка)			Нештатное (убраны)		
Посадочная масса, кг		1050	1216	1280	1050	1216	1280
Скорость захода, узлы		72	76	77	78	82	83
Посадочная дистанция с высоты 50 футов (15 м)	м	535	605	632	650	776	800
	футы	1755	1985	2074	2133	2546	2625
Длина пробега	м	240	286	303	280	331	355
	футы	785	938	994	920	1086	1165

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

1. Для безопасной посадки располагаемая длина ВПП должна быть не меньше посадочной дистанции после пролета над препятствием высотой 50 футов (15 м).

2. Несоблюдение правил при техническом обслуживании самолета, отступление от установленного порядка эксплуатации и обслуживания, неровности на ВПП, а также неблагоприятные внешние факторы (высокая температура, дождь, неблагоприятные условия по ветру, включая боковой ветер) ведут к увеличению посадочной дистанции.

Факторы, влияющие на посадочные характеристики

Температура и высота аэродрома. При меньшей плотности воздуха (высокая температура, низкое атмосферное давление, высокогорный аэродром) длина пробега больше, так как увеличивается истинная посадочная скорость.

Изменение высоты аэродрома на 1000 футов изменяет посадочную дистанцию на 15 м, а изменение температуры на 10 °С изменяет посадочную дистанцию на 10 м.

Посадочная масса самолета. При увеличении посадочной массы самолета длина пробега возрастает. Так, изменение массы самолета на 100 кг изменяет длину посадочной дистанции на 30 м.

Положение закрылков. Применение закрылка уменьшает длину пробега на посадке. При выпущенном закрылке $c_{y\text{ пос}}$ больше, а посадочная скорость меньше. Кроме того, лобовое сопротивление самолета при пробеге увеличивается. В случае невыпуска закрылков в положение LDG и посадки с закрылками, отклоненными в положение APP, посадочная дистанция увеличивается на 40 %.

Сила и направление ветра. При посадке со встречным ветром длина пробега меньше, так как величина путевой посадочной скорости уменьшается на величину встречной составляющей скорости ветра. При попутном ветре длина пробега увеличивается, так как самолет имеет большую путевую посадочную скорость. Например, изменение скорости встречного ветра на один узел изменяет посадочную дистанцию на 4,4 м.

Уклон ВПП. Наличие нисходящего уклона величиной 2 % (2 м на 100 м или 2 фута на 100 футов) ведет к увеличению посадочной дистанции приблизительно на 10 %.

Угол атаки при посадке. Расчетный угол при посадке равен 9°. Если самолет садится с углом менее 9°, то посадочная скорость более расчетной ($V_{\text{пос}} > V_{\text{расч}}$) и возможна посадка с перегрузкой, на три точки, выкатывание, «козление», возрастает роль дефицита времени для исправления ошибок. Если угол на посадке более 9°, то посадочная скорость меньше расчетной ($V_{\text{пос}} < V_{\text{расч}}$) и возможна посадка до торца ВПП, с касанием хвостовой части фюзеляжа о ВПП, выход на $\alpha_{\text{кр}}$.

Состояние поверхности ВПП. На мокрой грунтовой ВПП или мокрой ВПП с мягким травяным покрытием посадочная дистанция существенно увеличивается ($\approx 10\%$). Пилот обязан учесть состояние ВПП, чтобы обеспечить безопасность посадки.

При посадке на сухую ВПП с травяным покрытием (стриженная трава) необходимо принять следующие поправки по сравнению с ИВПП:

- травяное покрытие высотой до 5 см (2 дюймов): увеличение длины пробега при посадке на 5 %;
- травяное покрытие высотой от 5 до 10 см (от 2 до 4 дюймов): увеличение длины пробега при посадке на 15 %;

– травяное покрытие высотой более 10 см (более 4 дюймов): увеличение длины пробега при посадке не менее чем на 25 %.

Для мокрого травяного покрытия дополнительно принять 10 % увеличение длины пробега при посадке.

Если посадка будет производиться на ВПП, покрытой слякотью или водой, то могут возникнуть проблемы с выдерживанием направления и возможно выкатывание самолета.

При наличии на ВПП слоя воды более 2–3 мм может возникнуть эффект гидроглиссирования. Он заключается в том, что вода не успевает выскочить из-под пневматиков, самолет приподнимается над поверхностью ВПП, не имея сцепления с бетоном. Этот эффект продолжается до скорости $V_{гл} = 62 \cdot \sqrt{P_{пн}}$, а затем, когда колесо опускается на поверхность ВПП, силы сцепления будут малы, а длина пробега увеличивается на 50–70 % (рис. 10.4).

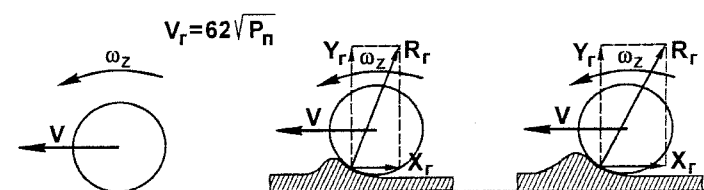


Рис. 11.1. Гидроглиссирование на пробеге

Давление в основных пневматиках самолета DA 42 составляет 4,5 бар, поэтому скорость глиссирования примерно составит 72,5 узла.

Тормоза колес. На пробеге сила лобового сопротивления невелика, поэтому для уменьшения пробега применяют тормоза, при использовании которых возникают силы трения (см. рис. 10.3).

Режим двигателей. Если РУД двигателей не будут установлены в положение IDLE, то винты будут создавать повышенную тягу, которая будет способствовать увеличению дистанций.

6.4. Расчет посадочных характеристик

Расчет посадочных характеристик для конкретных условий аэродрома включает в себя определение величины двух параметров: посадочной дистанции и длины пробега.

Ниже представлены примеры расчетов по номограммам (рис. 10.5 и рис. 10.6; стрелками показана последовательность действий).

DA 40 NG - LANDING DISTANCES - FLAPS LDG

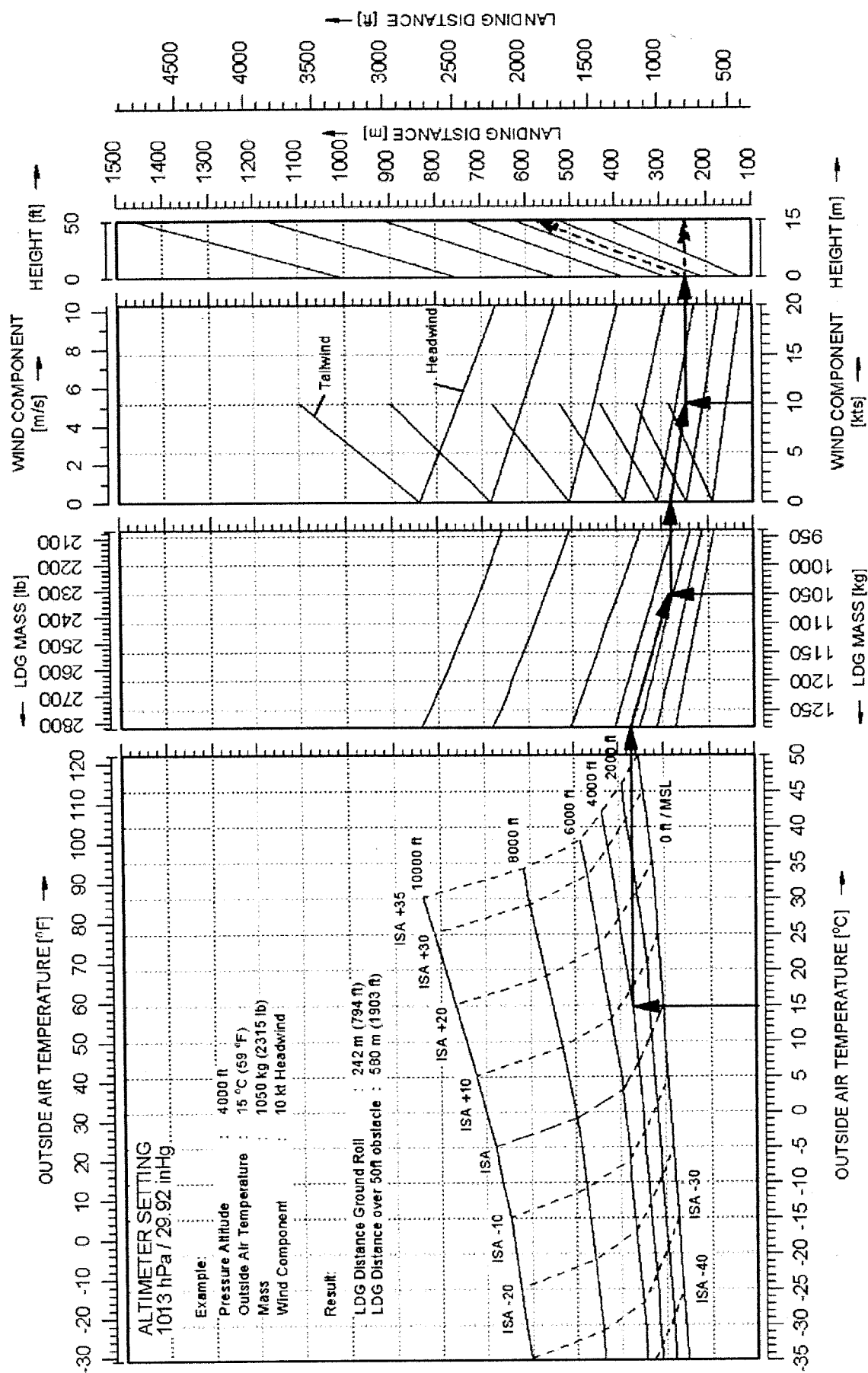


Рис. 11.2. Определение длины пробега и посадочной дистанции, закрылки LDG (посадка)

DA 40 NG - LANDING DISTANCES - ABNORMAL FLAP POSITION

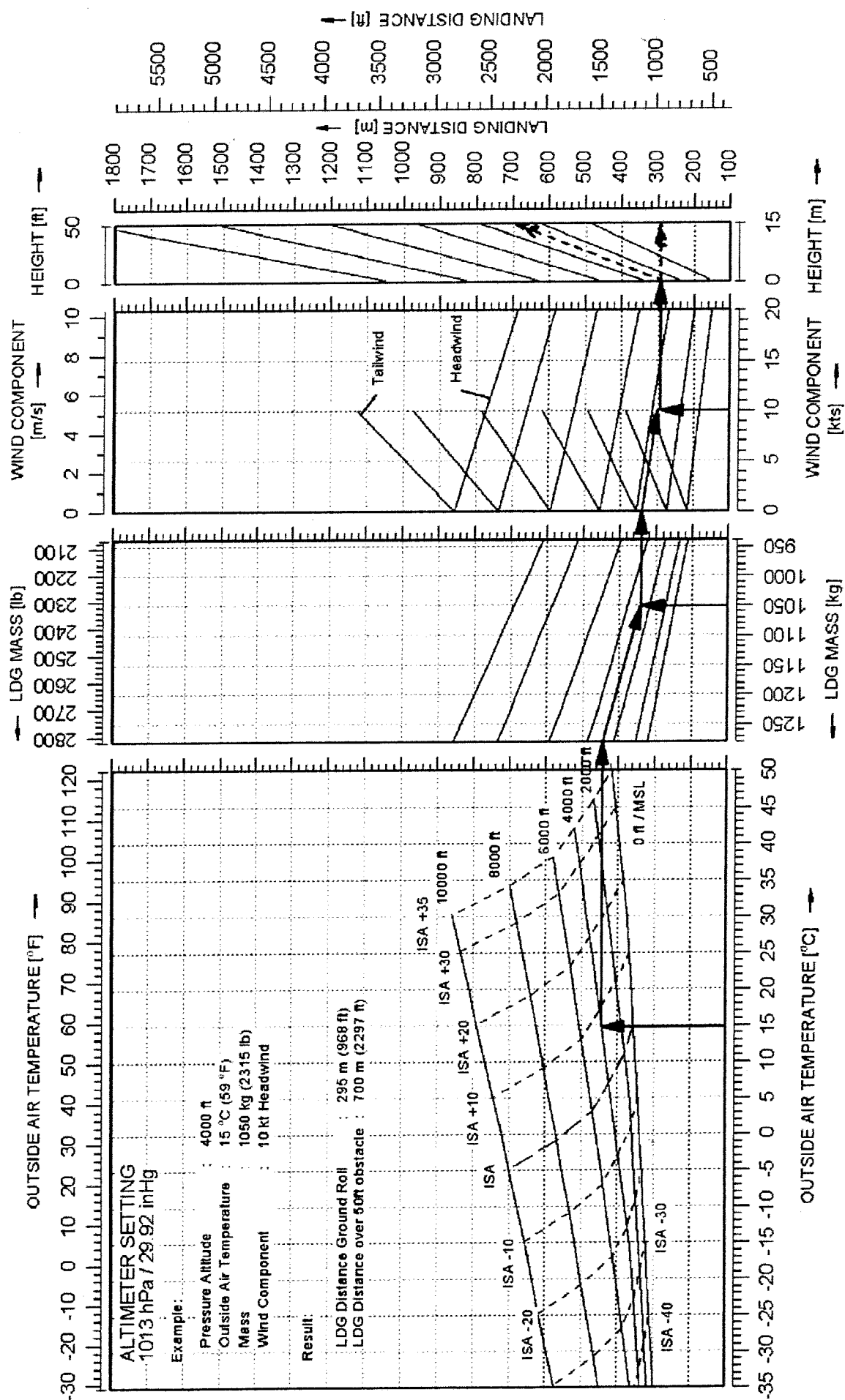


Рис. 11.3. Определение длины пробега и посадочной дистанции, закрылки убраны.

6.5. Уход на второй круг

Уход на второй круг может быть вызван различными причинами, например, отклонением в выдерживании режима и траектории захода на посадку, ухудшением метеоусловий, появлением препятствий на посадочной полосе, отказом какой-либо из систем самолета и т.д.

Ограничений по минимальной высоте ухода на второй круг в РЛЭ нет, т. е. уход на второй круг возможен с любой высоты в процессе посадки, вплоть до высоты выравнивания.

Приняв решение об уходе на второй круг, пилот должен (рис. 10.7):

- установить рычаг управления двигателем в положение MAX, переместив его в крайнее переднее положение за 1,5-2 с;

- не превышать перегрузку в процессе ухода самолета на второй круг 1,1–1,2. Уменьшение перегрузки менее 1,1 увеличивает просадку самолета, а с увеличением перегрузки более 1,2–1,3 просадка уменьшается незначительно, но есть опасность выхода самолета на большие углы атаки. Просадка самолета при уходе на второй круг определяется по формуле

$$\Delta H = \frac{V_y^2}{2g(n_y - 1)},$$

где n_y – перегрузка при выводе самолета из снижения;

- скорость не менее 72 узлов;

- закрылками установить в положение Т/О;

- после установления положительной вертикальной скорости набора контролировать набор высоты;

- на высоте не менее 100 м закрылками убирать.

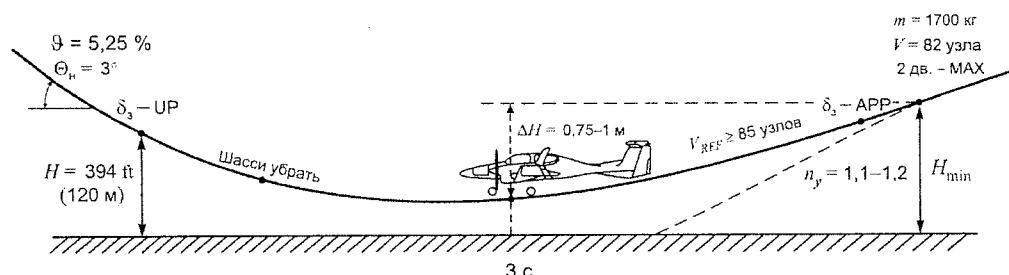


Рис. 11.4. Схема ухода на второй круг самолета DA 40

Важным моментом с точки зрения безопасного ухода на второй круг является значение градиента набора высоты в процессе ухода. Например, для стандартных условий, при массе 0000 кг градиент набора высоты составляет 00,00 % (или 0,0°), а вертикальная скорость равна 0 м/с. Для массы 0000 кг градиент набора высоты составит 0,0 % (или 0,0°), а вертикальная скорость – 0,00 м/с.

Основными ошибками при уходе на второй круг являются:

- позднее принятие решения об уходе на второй круг,
- невыполнение рекомендаций по уходу на второй круг.

12. ПОСАДКА ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ И НА МОКРУЮ ВПП.

Гидроглиссирование. Ошибки при выполнении посадки.

Для самолета DA 40 максимально продемонстрированная составляющая ветра для взлета и посадки равна 25 узлов.

После выхода на посадочный курс до начала выравнивания снос самолета парировать углом упреждения. Правильность подбора угла упреждения определяется пилотом положением органов управления. Руль направления и элероны должны находиться в положении, близком к ней-

тральному. Ось самолета должна быть расположена по результирующему набегающему потоку W (рис. 10.8), а вектор путевой скорости (V) - совпадать с направлением осевой ВПП.

Скорость снижения и приземления обычно несколько больше (на 2–3 узла), чем в нормальных условиях. Угол упреждения (Ψ) при максимальном боковом ветре (W) составляет 8–9°. Не допускать высокого выравнивания и сноса самолета.

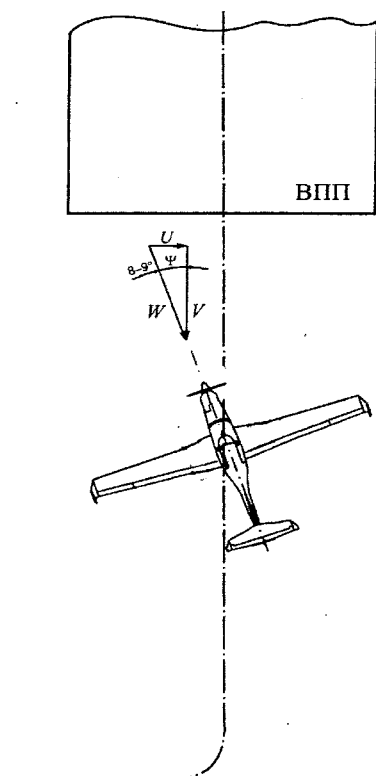


Рис. 12.1. Заход на посадку с боковым ветром

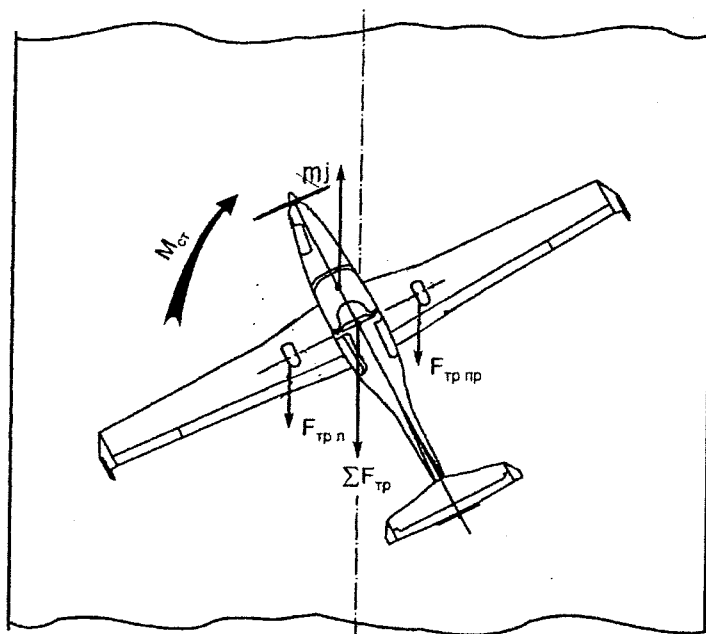


Рис. 12.2. Возникновение $M_{ст}$ при посадке с боковым ветром с углом упреждения.

В момент касания ВПП колесами основных опор убрать угол упреждения, не допуская крена и сноса по ветру. Если останется небольшой угол упреждения, на самолете возникает момент стабилизации ($M_{ст}$), который старается развернуть носовую часть самолета по оси ВПП (рис. 10.9).

Произвести мягкое приземление, убедившись, что ось самолета совпадает с осевой линией ВПП, плавно опустить носовую опору, отдав ручку управления от себя. Величина отдачи ручки от себя зависит от состояния ВПП и величины бокового ветра. Кроме $M_{ст}$ возникает боковой удар, который может привести к срыву пневматиков основных стоек и увеличению нагрузки на конструкцию шасси.

Достоинство этого метода посадки – отсутствие крена и скольжения и сопутствующих им трудностей балансировки, недостаток – некоторая сложность определения потребного угла Ψ . При изменении бокового ветра в процессе снижения и уменьшении скорости на прямой угол упреждения обязательно должен корректироваться.

На пробеге направление выдерживайте рулем направления (вплоть до полного отклонения) и носовым колесом, а при необходимости несимметричным подтормаживанием основных опор шасси.

При возникновении бокового смещения самолета от оси ВПП и нарушения равновесия сил по поперечной оси OZ необходимо:

- немедленно прекратить торможение;
- рулем направления и носовым колесом вывести самолет на ось ВПП;
- после полного восстановления управляемости и уверенного движения по оси применить торможение колес.

При посадке самолета на ВПП, покрытую осадками, момент стабилизации уменьшается, это требует дополнительного отклонения руля направления для разворота самолета вдоль оси ВПП. Угол упреждения должен быть устранен до опускания переднего колеса.

Длина пробега при посадке с боковым ветром увеличивается примерно на 10–15 % в сравнении со штилевыми условиями.

6.7. Ошибки при выполнении посадки

Наиболее характерными ошибками на посадке являются высокое выравнивание, взмывание и так называемый «козел».

Высокое выравнивание. Причинами высокого выравнивания могут быть:

- неправильное определение расстояния до земли;
- неправильное направление взгляда при посадке;
- стремление быстрее посадить самолет без учета высоты и скорости полета (при расчете с перелетом);
- излишняя осторожность (нет достаточной уверенности в точном определении расстояния до земли).

Взмывание. Причинами взмывания могут быть:

- большая скорость планирования (обычно при расчете с перелетом);
- поздний перенос взгляда на землю;
- неправильное направление взгляда;
- отвлечение взгляда от земли;
- неполная уборка наддува двигателя на выдерживании;
- резкие движения штурвала управления;
- позднее начало выравнивания (т.е. выравнивание производится одним энергичным движением штурвала на себя).

Отделение самолета от земли после приземления (так называемый «козел»). Так принято называть повторное (многократное) отделение самолета от земли после приземления. Причинами отделения самолета от земли после приземления могут быть:

- неправильное направление взгляда пилота или отвлечение взгляда от земли;
- низкое выдерживание самолета;
- подвод самолета к земле на повышенной скорости (при расчете с перелетом) с первоначальным касанием ВПП передней опорой;
- чрезмерные и энергичные движения штурвалом от себя при исправлении взмывания (приземление на переднюю опору);
- резкое движение штурвала на себя в момент приземления;
- грубое приземление на три точки.

Поведение самолета при «козле» и техника исправления ошибки зависят от скорости его приземления. «Козел» считается скоростным, если он происходит на скорости, большей или равной посадочной. «Козел», возникающий на скорости меньше посадочной, считается бесскоростным.

Предотвращение ошибок на посадке:

- а) во всех случаях изменения положения самолета не отвлекать взгляд от земли;
- б) в момент касания колесами земли не делать движений штурвала на себя и от себя;
- в) во время взмывания не отдавать штурвал больше, чем это требуется для прекращения отхода самолета от ВПП;
- г) при потере скорости удерживать самолет от сваливания, энергично действуя педалями;
- д) при снижении самолета штурвал добирать на себя соразмерно приближению самолета к земле с таким расчетом, чтобы приземление прошло мягко на два основных колеса с приподнятым передним.

13. РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ.

Основные понятия и определения. Центровка самолёта.

Диапазон допустимых центровок самолёта.

13.1. Общие сведения о центровке

Центр тяжести, или *центр масс* (CG) – воображаемая точка, в которой, по предположению, сосредоточена масса самолета, принятая для расчета веса и центровки. Расстояние от этой точки до базовой плоскости равно плечу момента центра тяжести.

Плечо момента центра тяжести – плечо момента, полученное делением суммы отдельных моментов самолета на его общую массу.

Пределы центра тяжести – диапазон положений центра тяжести, в пределах которого должна осуществляться эксплуатация самолета при определенной массе.

Базовая плоскость (DP) – Базовая плоскость (БП) — это плоскость, перпендикулярная продольной оси самолета, расположенная в передней части самолета по направлению его полета. Продольная ось самолета параллельна верхней поверхности клина с соотношением сторон 600:31, размещенного на хвостовой части фюзеляжа перед килем. Когда верхняя поверхность клина расположена горизонтально, базовая плоскость вертикальна. Базовая плоскость расположена на расстоянии 2,194 м (86,38 дюйма) спереди от крайней передней точки корневой нервюры крыла (рис. 13.1).

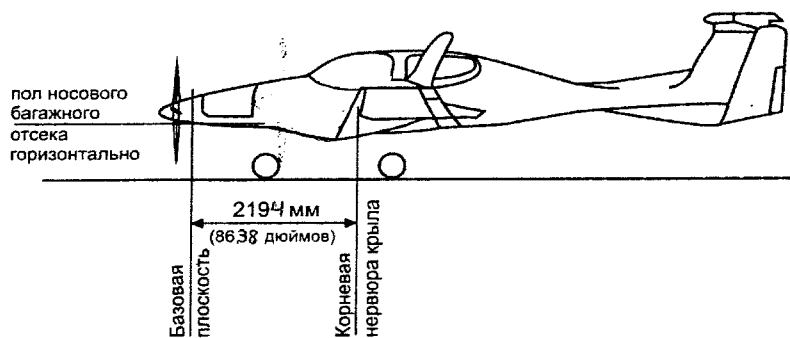


Рис. 13.1. Расположение базовой плоскости на схеме самолета

Масса пустого самолета – масса самолета, включающая неиспользуемый остаток топлива, все рабочие жидкости и максимальное количество масла.

Максимальная взлетная масса – максимальная допустимая масса для взлета.

Максимальная посадочная масса – наибольшая масса для посадки при максимальной скорости снижения. Данная скорость используется при прочностных расчетах для определения нагрузок на шасси в условиях особо жесткой посадки.

Плечо момента – горизонтальное расстояние от базовой плоскости до центра тяжести элемента.

Момент – произведение массы элемента на его плечо момента.

Расходуемое топливо – количество топлива для планирования полета.

Неиспользуемый (нерасходуемый) остаток топлива – количество топлива в баке, которое невозможно использовать для полета.

Полезная нагрузка – разность взлетной массы и массы пустого самолета.

Ограничения по массам:

– минимальная полетная масса	–	940кг;
– максимальная взлетная масса	–	280 кг;
– максимальная масса без топлива	–	1200 кг;
– максимальная посадочная масса	–	1216 кг;
– максимальная загрузка багажного отсека (между задними креслами и шпангоутом крепления багажного отсека)	–	30 кг;

- максимальная загрузка удлиненного багажного отсека (если он установлен) – 5 кг;
- максимальная загрузка короткого дополнительного багажного отсека – 15 кг;
- общая максимальная загрузка багажного отсека в кабине и дополнительного багажного отсека – 45 кг.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Превышение указанных максимальных значений массы ведет к перегрузке самолета и ухудшению его пилотажных и летных характеристик.

Примечания:

1. Масса топлива, расходуемая на рулении, равна 4 кг.
2. Превышение максимальной допустимой взлетной массы при отрыве запрещается.
3. Допускается посадка с массой от 1216 до 1280 кг. Такая посадка считается нештатной эксплуатационной процедурой.
4. Проведение проверки после жесткой посадки требуется только после фактической жесткой посадки, вне зависимости от фактической посадочной массы.

Наиболее важные значения плеч сзади от базовой плоскости:

- Передние кресла: 2,30 м 90,6 дюйма
- Задние кресла: 3,25 м 128,0 дюймов
- Крыльевой топливный бак (стандартный и увеличенной емкости): 2,63 м 103,5 дюйма
- Багаж в стандартном отсеке: 3,65 м 143,7 дюйма
- Багаж в удлиненном багажном отсеке : 4,32 м 170,1 дюйма
- Багаж в коротком дополнительном багажном отсеке (устанавливается по рекомендации ОАМ 40-331): 3,97 м 156,3 дюйма
- Багаж в дополнительном багажном отсеке (устанавливается по рекомендации ОАМ 40-164):
- Передняя часть: 3,89 м 153,1 дюйма
- Задняя часть: 4,54 м 178,7 дюйма

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Превышение пределов центровки ведет к ухудшению управляемости и устойчивости самолета.

13.2. Протокол взвешивания и определения центровки

ПРОТОКОЛ ВЗВЕШИВАНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ

Масса пустого самолета и соответствующая центровка перед поставкой самолета вносятся в Протокол взвешивания и определения центровки (первые записи). Все изменения конфигурации установленного постоянного оборудования, все случаи ремонта самолета, влияющие на массу или центровку пустого самолета, должны регистрироваться в Протоколе взвешивания и определения центровки.

Для расчета полетной массы и соответствующей центровки (или момента) необходимо всегда пользоваться текущими значениями массы пустого самолета и соответствующей центровки (или момента), указанными в Протоколе взвешивания и определения центровки.

Состояние самолета для определения массы пустого самолета:

- Набор оборудования в соответствии с Перечнем установленного оборудования (см. раздел 6.5)
- С тормозной жидкостью, смазочными материалами (1,0 л / 1,06 кварты), охлаждающей жидкостью (7,5 л / 7,93 кварты), маслом редуктора (2,1 л / 2,22 кварты), маслом двигателя (7,0 л / 7,4 кварты), а также невырабатываемым остатком топлива (2,0 ам.галл / около 7,6 л).

13.3. Принцип расчета центровки

Для обеспечения летно-технических, пилотажных характеристик и безопасности полетов эксплуатация самолета должна осуществляться в пределах диапазона допустимых значений веса и центровки. Пилот обязан контролировать вес и центровку самолета и не допускать превышения

установленных пределов. При этом необходимо учитывать смещение центровки по мере выработки топлива.

Расчет варианта загрузки и центровки

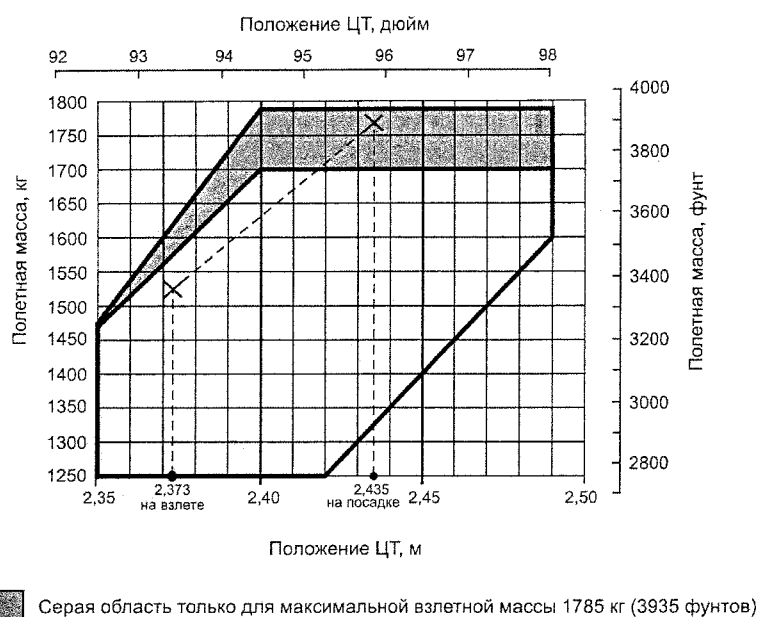


Рис 13.4. Допустимый диапазон центровок самолета DA 42

14. ПРОДОЛЬНОЕ РАВНОВЕСИЕ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЁТА.

Балансировочные кривые.

Продольным равновесием называется такое состояние самолета, при котором его центр масс движется прямолинейно и равномерно, и самолет не вращается вокруг поперечной оси.

Для обеспечения продольного равновесия моментов необходимо, чтобы сумма пикирующих моментов была равна сумме кабрирующих моментов (рис. 7.5).

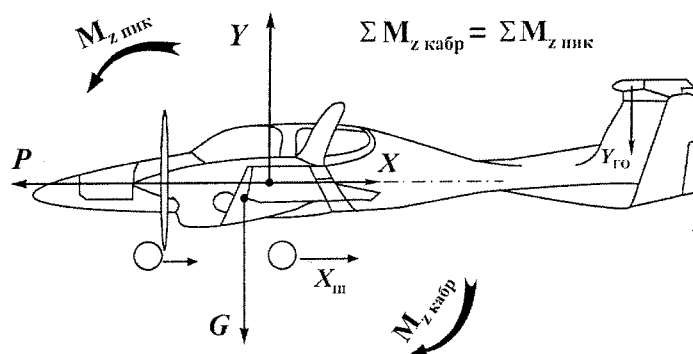


Рис. 14.1. Продольное равновесие самолета

В полете изменяются величины действующих сил, точки их приложения, а также расположение центра масс самолета. Это может вызвать изменение не только величины, но и направления моментов относительно поперечной оси, в результате чего нарушится продольное равновесие. Например, продольное равновесие может быть нарушено при изменении режима работы двигателя, центровки, конфигурации самолета, положения руля высоты, а также при воздействии порыва ветра.

Продольная устойчивость самолета по углу атаки (перегрузке)

Продольной устойчивостью самолета называется способность самолета (без вмешательства пилота) восстанавливать нарушенное продольное равновесие.

Сущность продольной устойчивости самолета удобно рассматривать, используя понятия о фокусе крыла и фокусе самолета.

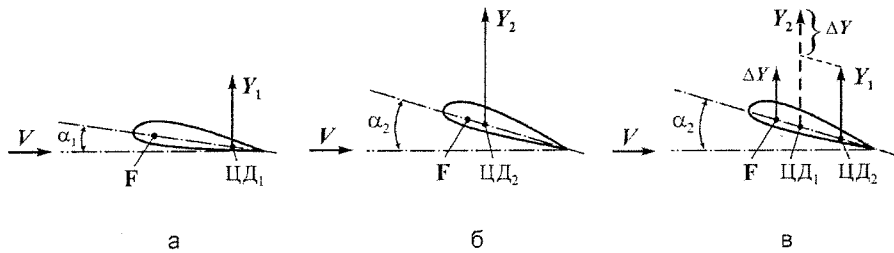


Рис. 7.6. Объяснение фокуса крыла

Фокус крыла. Точка, относительно которой момент крыла при изменении угла атаки не изменяется, называется фокусом крыла. На рис. 7.6 показано, что можно подобрать такую точку F , относительно которой величина аэродинамической силы изменяется обратно пропорционально плечу, тогда момент относительно этой точки не будет изменяться при изменении угла атаки: $M_{z1} = M_{z2} = \dots = \text{const.}$

Можно фокус крыла определить иначе – как точку, где прикладывается прирост подъемной силы, вызванный изменением угла атаки (рис. 7.6, в): $Y_2 = Y_1 + \Delta Y$.

Фокус самолета. Все части самолета (крыло, фюзеляж, оперение, гондолы двигателей) имеют свой фокус, и при попадании в восходящий порыв W на них возникают приросты подъемных сил. Равнодействующая этих дополнительных сил ($\Delta Y_{\text{кр}}$, $\Delta Y_{\text{ГО}}$, $\Delta Y_{\text{ф}}$) приложена на расстояниях, обратно пропорциональных величинам этих сил. Точка приложения равнодействующей дополнительных сил (ΔY) называется фокусом самолета (рис. 7.7).

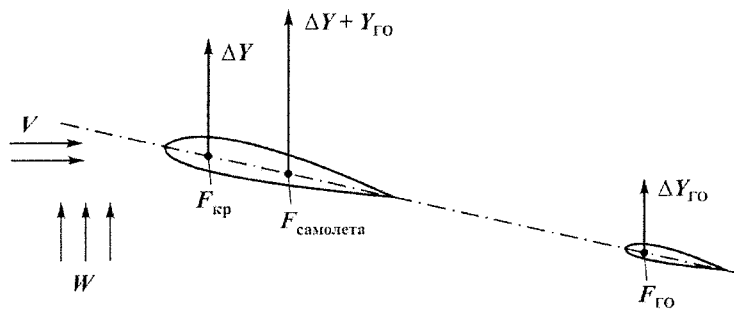


Рис. 14.2. Фокус самолета

Ввиду того, что самолет по-разному реагирует на изменение по углу атаки и изменение по скорости во времени, ввели понятия:

- статическая устойчивость по углу атаки (перегрузке);
- статическая устойчивость по скорости.

Продольная статическая устойчивость по перегрузке – это способность самолета самостоятельно, без вмешательства пилота, сохранять или восстанавливать перегрузку (угол атаки) исходного режима полета. Критерием статической устойчивости по перегрузке является:

$$\frac{\Delta M_z}{\Delta c_y} = m_z^{c_y} < 0.$$

О продольной устойчивости по скорости удобно судить по графику (рис. 7.8). Если центр масс совпадет с фокусом, то самолет нейтрален, то есть он не способен при изменении угла атаки создавать восстанавливающие моменты.

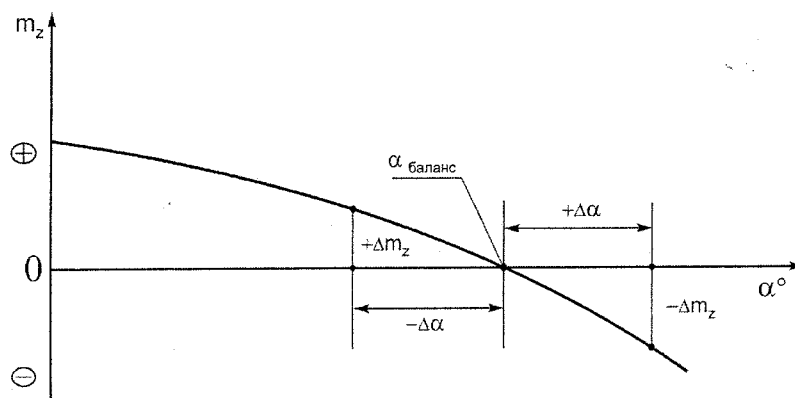


Рис. 14.3. Зависимость коэффициента продольного момента от угла атаки

Основными факторами, влияющими на продольную устойчивость самолета, являются:

– *центровка*: чем более переднее расположение центра масс, тем большие восстанавливающие моменты будут создаваться на самолете при изменении угла атаки. *Предел передней центровки* устанавливается из условия получения приемлемых усилий в полете при пилотировании самолета и достаточности руля высоты на посадке. *Предел задней центровки* устанавливается из условия обеспечения запаса устойчивости по перегрузке (углу атаки). Этот запас устойчивости должен составлять не менее 10 % между фокусом самолета и предельно задней центровкой;

– *высота полета*: с увеличением высоты фокус самолета смещается вперед, уменьшая устойчивость по перегрузке;

– *режим работы двигателя*: влияние очень незначительное;

– *выпуск механизации*: устойчивость в посадочной конфигурации меньше, чем в полетной;

– *освобождение руля высоты*: при «брошенном» руле высоты устойчивость по перегрузке уменьшается.

Продольная статическая устойчивость самолета по скорости

Для обеспечения продольной статической устойчивости по скорости необходимо, чтобы при увеличении ее возникал кабрирующий момент, который бы стремился увеличить угол атаки самолета, перевести его в набор высоты и уменьшить скорость до заданной (рис. 7.9). И наоборот, при уменьшении скорости должен возникать пикирующий момент. Если же при увеличении скорости возникает пикирующий момент, а при уменьшении ее – кабрирующий, то самолет неустойчив по скорости.

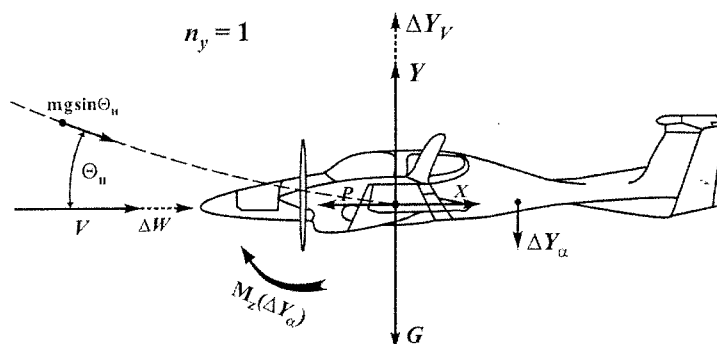


Рис. 14.4. Продольная статическая устойчивость по скорости

Обязательным условием для обеспечения устойчивости самолета по скорости является расположение фокуса самолета за центром масс. Критерием устойчивости самолета по скорости является соотношение:

$$\frac{\Delta Y_a}{\Delta V} > 0.$$

Продольная управляемость самолета

Продольной управляемостью называется способность самолета изменять угол атаки при отклонении руля высоты.

Продольная управляемость самолета должна удовлетворять следующим основным требованиям:

- руль высоты должен быть достаточно эффективным, то есть при отклонении руля на 1° самолет должен повернуться на определенный угол;
- самолет должен быстро, без запаздывания, реагировать на отклонение рулей;
- усилия на органах управления должны быть небольшими и не выходить за установленные пределы.

Критериями продольной управляемости являются:

$\delta_v^{n_y}$ – эффективность руля высоты: показывает, на какой угол необходимо отклонить руль высоты, чтобы изменить перегрузку на единицу (рис. 7.10, а);

$P_v^{n_y}$ – тяжесть продольного управления: показывает, какое усилие необходимо приложить к штурвалу, чтобы изменить перегрузку на единицу (рис. 7.10, б).

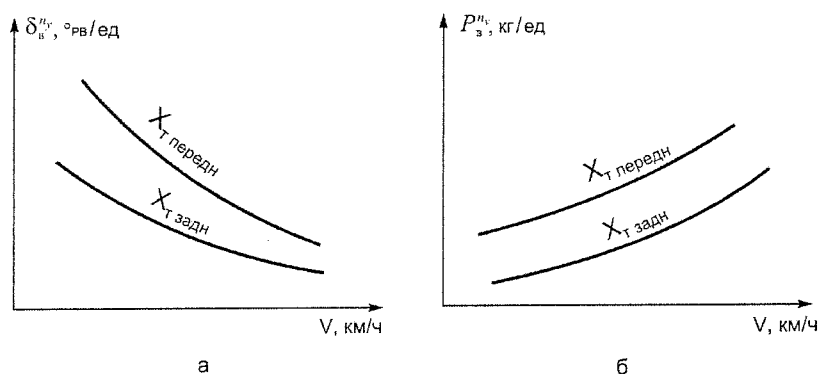


Рис. 14.5. Критерии продольной управляемости

Характеристиками продольной управляемости служат балансировочные кривые: $\delta_v = f(V)$ и $P_v = f(V)$ (рис. 7.11).

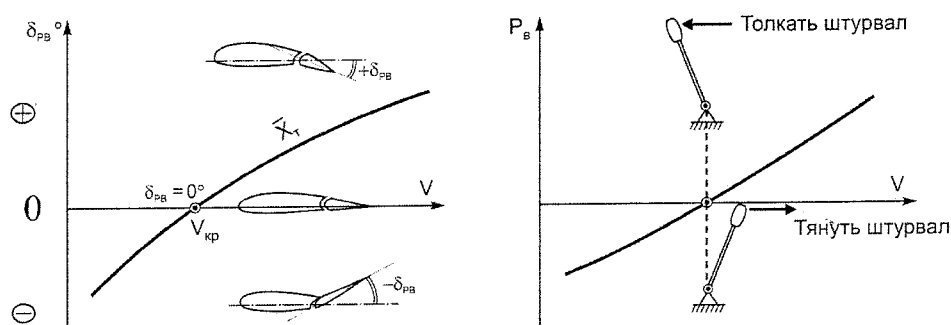


Рис. 14.6. Зависимость положения руля высоты и усилия на штурвале от скорости

Основные эксплуатационные факторы, влияющие на продольную управляемость самолета:

- *центровка самолета*: излишне передняя центровка увеличивает устойчивость, что затрудняет продольную управляемость, то есть возрастают усилия, прикладываемые к штурвалу;
- *скорость полета*: при увеличении скорости полета эффективность продольного управления и тяжесть управления увеличиваются;
- *высота полета*: с увеличением высоты полета продольная управляемость ухудшается вследствие уменьшения плотности воздуха.

15. БОКОВОЕ РАВНОВЕСИЕ.

Особенности поперечной и путевой устойчивости и управляемости самолёта.

Особенности полета при попадании в спутный след самолета.

Поперечным равновесием называется состояние самолета, при котором его центр масс движется прямолинейно и равномерно и самолет не вращается вокруг продольной оси OX . Для обеспечения поперечного равновесия необходимо, чтобы сумма всех моментов, кренящих самолет вправо, равнялась сумме моментов, кренящих его влево, то есть $M_{xл} = M_{xпр}$ (рис. 7.12).

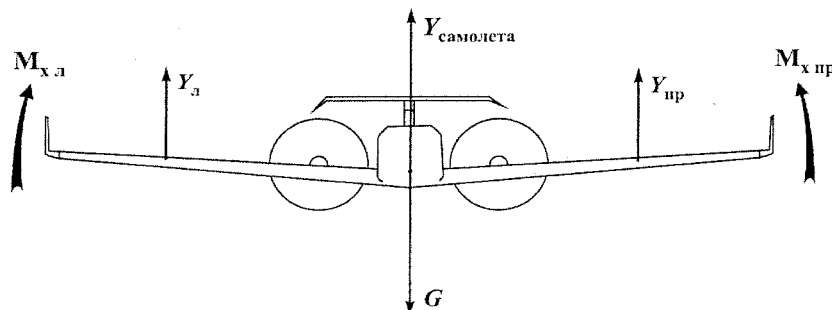


Рис. 15.1. Поперечное равновесие самолета

Поперечное равновесие может нарушиться в следующих случаях:

- нарушение геометрической симметрии самолета,
- появление скольжения самолета,
- неравномерная выработка топлива с левых и правых групп баков,
- изменение режима работы двигателей,
- несимметричное отклонение закрылков при выпуске или уборке.

Во всех случаях нарушенное поперечное равновесие может быть восстановлено при помощи элеронов.

Путевое равновесие самолета

Путевым равновесием называется состояние самолета, при котором его центр масс движется прямолинейно и равномерно и самолет не вращается вокруг вертикальной оси. Для обеспечения путевого равновесия необходимо, чтобы $M_{yпр} = M_{yл}$ или $P_л \cdot a + X_пр \cdot c = P_пр \cdot b + X_л \cdot c$ (рис. 7.13).

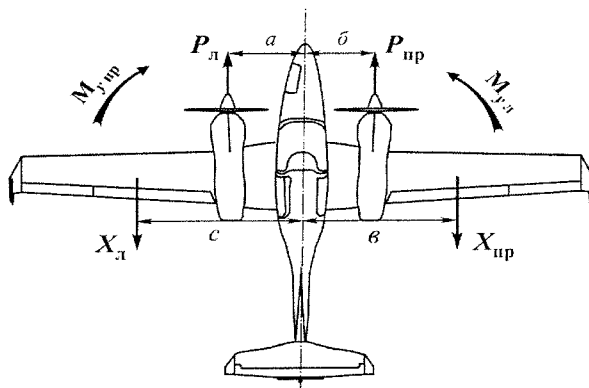


Рис. 15.2. Путевое равновесие

Факторы, нарушающие путевое равновесие самолета:

- нарушение геометрической симметрии,
- возникновение скольжения,
- изменение режима работы двигателей,
- отказ одного двигателя,
- порыв ветра.

Восстановление путевого равновесия осуществляется путем отклонения руля направления в необходимую сторону.

Между поперечным и путевым равновесием существует тесная связь. Нарушение поперечного равновесия приводит к нарушению путевого, и наоборот.

Путевая устойчивость самолета

Путевой (или флюгерной) устойчивостью самолета называется способность его самостоятельно, без вмешательства пилота, восстанавливать первоначальное состояние путевого равновесия. Для обеспечения путевой устойчивости необходимо создание восстанавливающего момента ($M_{y \text{ восст}}$) при появлении угла скольжения (β) на самолете.

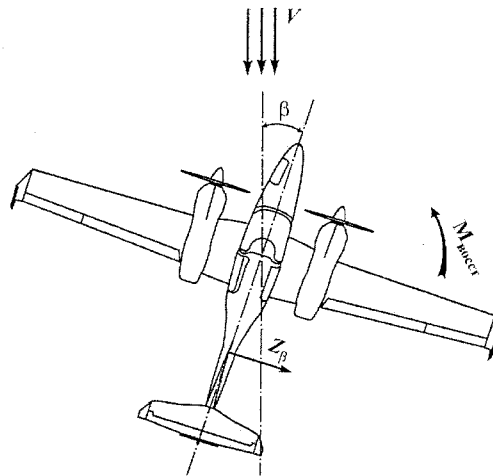


Рис. 15.3. Путевая устойчивость самолета

Предположим, что под действием порыва ветра самолет развернулся на угол β (рис. 7.14). При полете со скольжением нарушается симметрия обтекания самолета, в результате чего возникают сила Z_β и $M_{y \text{ восст}}$. Сила Z_β расположена в боковом фокусе самолета и создает восстанавливающий момент $M_{y \text{ восст}}$, который будет уменьшать угол скольжения, возвращая самолет в первоначальное состояние путевого равновесия.

На путевую устойчивость влияют площадь киля, центровка самолета, угол атаки, положение закрылков и скорость полета.

Поперечная устойчивость самолета

Поперечной устойчивостью самолета называется способность его самостоятельно, без вмешательства пилота, восстанавливать первоначальное состояние поперечного равновесия.

Пусть самолет под действием порыва ветра накренился на левое полукрыло (рис. 7.15). В результате скольжения на опущенное полукрыло подъемная сила левого полукрыла увеличивается, а правого уменьшается, возникает разность подъемных сил $Y_{\text{л}}$ и $Y_{\text{пр}}$ и восстанавливающий момент крена $M_x(\Delta Y)$.

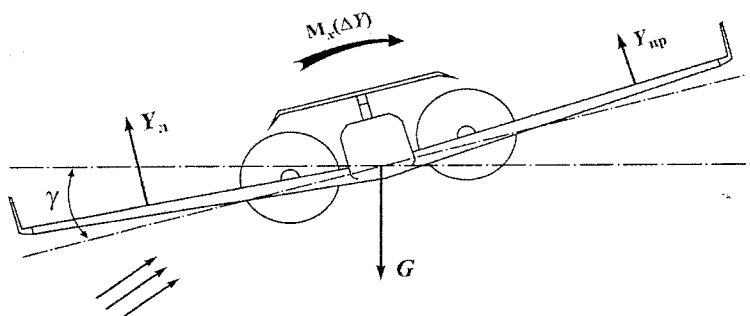


Рис. 15.4. Поперечная устойчивость самолета

Факторы, влияющие на поперечную устойчивость самолета:

- затенение крыла фюзеляжем при скольжении,
- положительное поперечное V крыла,
- угол атаки,
- высота полета,
- выпуск закрылков,
- скорость полета.

Совокупность поперечной и путевой устойчивости – называют боковой устойчивостью самолета. Параметром, характеризующим боковую устойчивость самолета, является коэффициент \mathcal{X} :

$$\mathcal{X} = \frac{\omega_{x \max}}{\omega_{e \max}} = -\frac{m_x^\beta}{m_y^\beta} = 0,7 \dots 1,5.$$

При больших значениях коэффициента \mathcal{X} самолет обладает завышенной поперечной устойчивостью, что приводит к боковой раскачке самолета. При малых значениях коэффициента \mathcal{X} самолет имеет завышенную путевую устойчивость, что приводит к спиральной неустойчивости самолета.

Путевая и поперечная управляемость самолета

Путевое управление самолетом DA 42 осуществляется при помощи педалей. Это означает, что координированность полета на всех этапах и во всех конфигурациях обеспечивается согласованным воздействием на руль направления и элероны. При выпущенном шасси и при положительной задней центровке, с убранными закрылками и под полным дросселем самолет легко выходит из скольжения при нейтральном положении триммеров, в противном случае может потребоваться умеренная корректировка рулем направления.

Путевая управляемость оценивается следующими показателями:

$\frac{\Delta P_n}{\Delta \gamma}$ – тяжесть путевого управления: показывает, какое усилие необходимо приложить на

педаль для того, чтобы наклонить самолет на 1° ;

$\frac{\Delta \delta^\circ}{\Delta \gamma}$ – эффективность путевого управления: показывает, сколько необходимо израсходо-

вать руля направления для того, чтобы наклонить самолет на 1° .

При отклонении элеронов изменяется кривизна, а следовательно, и характер обтекания той части крыла, которая расположена перед элеронами. В результате разных условий обтекания полукрыльев возникает разность подъемных сил $Y_{\text{л}}$ и $Y_{\text{пр}}$. Эта разность создает кренящий момент относительно продольной оси, под действием которого самолет начинает вращаться в сторону повернутого штурвала.

Оценивается поперечная управляемость следующими показателями:

$\frac{\Delta P_\omega}{\Delta \omega_x}$ – тяжесть поперечного управления: показывает, какое усилие необходимо приложить

к штурвалу, чтобы заставить вращаться самолет с угловой скоростью 1 рад/с;

$\frac{\Delta \omega_x}{\Delta \delta_\omega}$ – эффективность элеронов: показывает, на сколько градусов необходимо отклонить

элероны, чтобы заставить самолет вращаться с угловой скоростью 1 рад/с.

9.3. Особенности полета в условиях вихревого следа за самолетом

После пролета самолета за ним в атмосфере образуется так называемый спутный след, т. е. зона возмущений. В образовании спутного следа участвует три составляющих:

- аэродинамический след, образованный отдельными частями самолета,
- струи, отбрасываемые винтами,
- вихревые концевые жгуты.

Влияние первых двух составляющих исчезает уже на расстоянии 150–200 м, и основную опасность для самолетов представляют концевые вихри. Причина их образования – перетекание воздуха на концах крыла с нижней поверхности крыла на верхнюю, которое индусирует поле вертикальных скоростей, направленных вниз по нормали к вектору скорости (рис. 9.3).

Интенсивность спутного следа увеличивается с увеличением полетной массы самолета, с уменьшением плотности воздуха, скорости полета и размаха крыла.

На большой высоте за счет взаимного влияния вихри снижаются с небольшой вертикальной скоростью на 50–100 м, в зависимости от размеров самолета. Вблизи земли возможно боковое смещение спутного следа под действием бокового ветра и появление отраженных от земли вихрей.

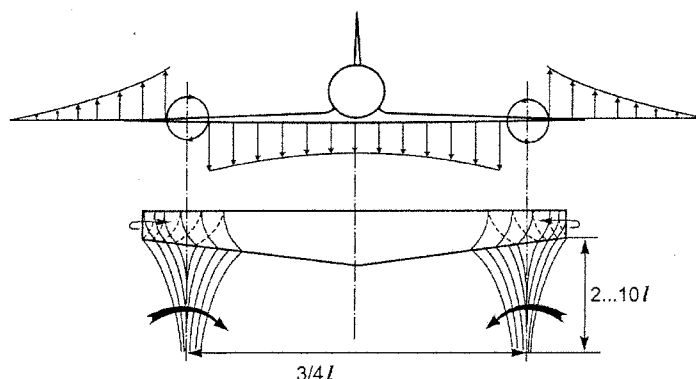


Рис. 15.5. Образование концевых вихрей за летящим самолетом

Время существования спутного следа зависит от многих эксплуатационных факторов (состояния атмосферы, конфигурации самолета, силы и направления ветра и т.п.).

Поведение «легкого» самолета зависит от того, в какую часть спутного следа он попадет (рис. 9.4).

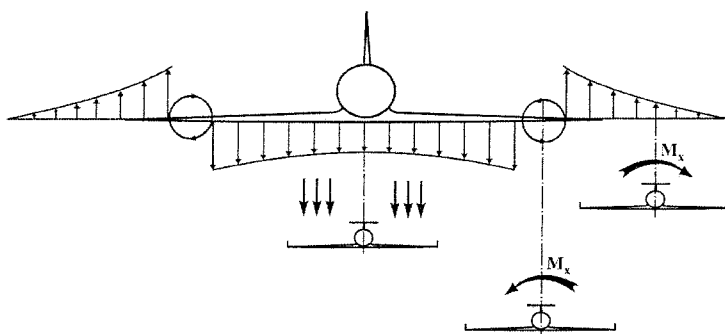


Рис. 15.6. Варианты попадания «легкого» самолета в спутный след

Наиболее неблагоприятный случай – попадание самолета вдоль оси вихря или под небольшим углом. При этом на самолет действует момент крена, для парирования которого может не хватить даже полного отклонения элеронов.

При попадании между вихрями на самолет действует нисходящий поток, резко отклоняя траекторию вниз.

Для предотвращения попадания самолета в спутный след не следует уменьшать рекомендуемые интервалы между самолетами. При взлете за тяжелым самолетом желательно, чтобы траектория взлета проходила выше.

Контрольные вопросы

1. Центровка самолета, диапазон допустимых центровок.
2. Характеристика масс (ограничения), используемых при расчете центровки.
3. Ограничения по центровке.
4. Принцип расчета центровки.
5. Продольная устойчивость (по скорости, перегрузке).
6. Понятие о боковой устойчивости.

16. ПОВЕДЕНИЕ САМОЛЕТА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ.

Обоснование рекомендаций экипажу по действиям при отказе двигателя на различных этапах полета

Поскольку предусмотреть все виды аварийных ситуаций и описать их не представляется возможным, ключевыми факторами для успешного выхода из любых возможных аварийных ситуаций являются понимание пилотом принципов эксплуатации самолета, знание его конструкции и наличие практического опыта.

В любой аварийной ситуации следует в первую очередь сохранять необходимое для полета пространственное положение самолета и подготовиться к возможной аварийной посадке, и лишь во вторую — попытаться устранить возникшую неисправность (действовать по принципу «сохранять управление самолетом»). Перед полетом пилот обязан оценить пригодность рельефа местности для аварийной посадки на каждом этапе полета. Для обеспечения безопасности полета пилот обязан поддерживать безопасную минимальную абсолютную высоту полета. Необходимо заранее продумать порядок действий в возможных неблагоприятных ситуациях. Пилот не должен воспринимать отказ двигателя чрезмерно эмоционально и обязан в любых обстоятельствах действовать спокойно и решительно.

8.1. Поведение самолета при отказе двигателя

При отказе двигателя воздушный винт остается в режиме авторотации.

Самолет уменьшает скорость и высоту полета, так как располагаемая тяга уменьшается до 0, а сопротивление набегающего потока остается прежним. Первоочередная задача пилота - обеспечение безопасного завершения полета то есть - безопасной скорости и положения самолета в пространстве.

8.2. Изменение аэродинамических и летных характеристик при отказе двигателя

При отказе двигателя аэродинамические характеристики самолета ухудшаются (рис. 8.2).

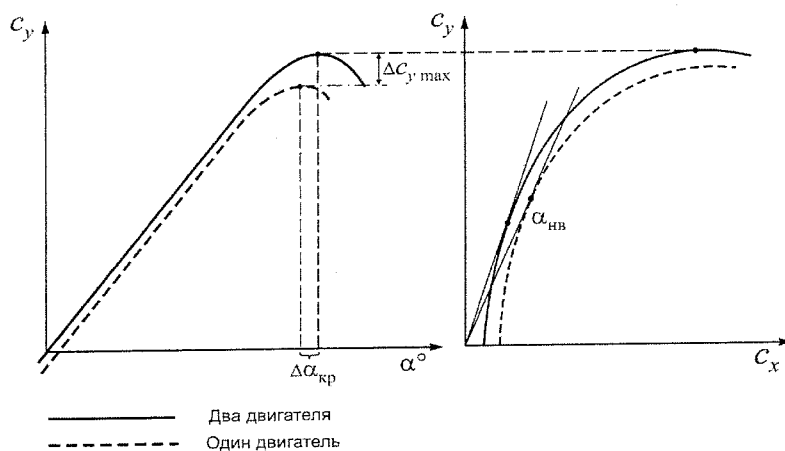


Рис. 16.1. Изменение аэродинамических характеристик при отказе двигателя

Коэффициент лобового сопротивления (c_x) увеличивается:

— вследствие вынужденного увеличения угла атаки при потере скорости.

Коэффициент подъемной силы (c_y) уменьшается за счет уменьшения эффективной скорости обтекания крыла воздушным потоком из-за прекращения обдувки крыла винтом от силовой установки.

Из анализа аэродинамических характеристик следует, что критический угол атаки уменьшается примерно на $1-2^\circ$ вследствие влияния скольжения на левое полукрыло, которое возникает в результате резкого прекращения кривой обдувки фюзеляжа и вертикального оперения, что может вызвать преждевременный срыв. Наивыгоднейший угол атаки увеличивается примерно на 1° из-за смещения поляры вправо на величину приращения лобового сопротивления. Прирост сопротивления зависит от величины угла скольжения (β) (рис. 8.3).

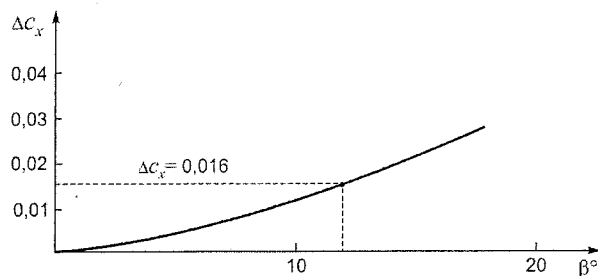


Рис. 16.2. Прирост сопротивления при скольжении самолета

Рекомендации экипажу по действиям при отказе двигателя на взлете.

1. В случае отказа двигателя во время разбега:

- установите РУД двигателя в положение IDLE;
- рулем направления сохраняйте направление движения;
- тормоза используйте по обстоятельствам для сохранения направления и остановки в пределах ВПП (КПБ).

При наличии опасности возникновения пожара при столкновении с препятствиями:

- выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) установить в положение OFF;
- переключатель FUEL SELECTOR (переключатель подачи топлива) установить в положение OFF.

2. В случае отказа двигателя после отрыва до высоты 100 - 150 м:

- Немедленно перевести самолет на снижение, обеспечив необходимую скорость планирования (72 – 78 узлов, в зависимости от полетной массы);
- если длина оставшейся части ВПП достаточна, выполнить посадку прямо по курсу, для уточнения расчета возможен выпуск закрылков до положения LDG (посадка);
- категорически запрещается возвращаться на аэродром. Возврат на аэродром может привести к катастрофе. (Два примера: Наш Сорокин с Катасоновым в августе 1998г. и сасовский Як-18Т 36 серии – тоже инструктор с курсантом - в ноябре 2012г. трагическое тому подтверждение);
- если длина оставшейся части ВПП недостаточна, необходимо принять решение о выполнении посадки прямо перед собой на оставшуюся часть ВПП, КПБ или заранее намеченную площадку для аварийной посадки. Допустимы незначительные отвороты для обхода препятствий (до высоты 50 м);
- действия при выполнении посадки см. п.1 и РЛЭ ВС DA40.

8.5. Отказ двигателя в наборе высоты и в горизонтальном полете

1. Отказ двигателя в наборе на высоте более 150 м, скорость не менее 88 узлов, закрылки убраны, действия:

- не допускать потери воздушной скорости до уровня менее $V_{мса}$;
- перевести самолет на планирование и сделать попытку запустить двигатель;
- убедиться, что воздушный винт остается в режиме авторотации;
- Максимальная высота повторного запуска двигателя в полете:
 - барометрическая высота 16400 футов: немедленный повторный запуск
 - барометрическая высота 10 000 футов: повторный запуск в течение двух минут;
- Воздушная скорость88 узлов (приборная);
- Далее действия экипажа в соответствии с пунктом 3.3.5 РЛЭ DA40

«Повторный запуск двигателя в полете».

Если двигатель не запускается, или произошла остановка воздушного винта, что указывает на серьезную механическую неисправность двигателя. В этом случае:

ЗакрылкиУБРАТЬ

Воздушная скорость88 узлов (приборная);

Относительная дальность планирования (качество) самолета составляет 9,7 (для самолета с шасси без обтекателей – 9,4); т.е. на каждые 1000 футов (305 м) потери высоты максимальная дальность планирования при нулевом ветре составляет 1,59 морской мили (2,94 км);

Совершить аварийную посадку, как описано в разделе 3.7.1

«Аварийная посадка с остановленным двигателем».

В случае если двигатель заработает:

- перевести рычаг управления двигателем за 1-2 с во взлетное положение, а затем установить режим, необходимый для полета;
- если нормальная работа двигателя восстановлена, продолжить полет и выполнить посадку на ближайшем запасном аэродроме.
 1. Поведение самолета при отказе двигателя и первоочередные действия пилота в аварийной ситуации.
 2. Изменение аэродинамических и летных характеристик при отказе двигателя.
 3. Особенности выполнения полета с неработающим двигателем.
 4. Отказ двигателя на взлете.
 5. Отказ двигателя в наборе высоты и в горизонтальном полете.
 6. Посадка с неработающим двигателем.

17. ОСОБЫЕ УСЛОВИЯ ПОЛЕТА.

Поведение самолета при полете в неспокойном воздухе. Сдвиг ветра. Выход на большие углы атаки. Рекомендации по пилотированию самолёта в условиях сдвига ветра и выводу из не преднамеренного штопора.

При полете в неспокойном воздухе на самолет действуют порывы ветра различного направления. Порыв ветра может изменить углы атаки, скольжения и скорость набегающего потока, вследствие чего изменятся величины аэродинамических сил и их моментов, которые, в свою очередь, вызывают нарушение равновесия самолета и изменение величины перегрузки.

Вектор скорости порыва ветра, действующего на самолет, можно разделить на три составляющие.

Горизонтальный порыв (W_x) не оказывает существенного влияния на равновесие, а перегрузка изменяется на небольшую величину, так как изменение подъемной силы и лобового сопротивления незначительно.

Боковой порыв (W_z) вызывает нарушение бокового равновесия самолета, что является опасным только при полете на больших углах атаки.

Вертикальные воздушные потоки – восходящие и нисходящие – имеют наибольшее значение с точки зрения безопасности полета. При попадании самолета в восходящий поток (W_y) существует две опасности:

- получение перегрузки больше максимально допустимой и разрушение самолета в воздухе;
- выход самолета на срывные углы атаки и сваливание.

В случае попадания в восходящий поток угол атаки увеличивается на $\Delta\alpha_W$ (рис. 9.1). Величину приращения угла атаки можно рассчитать по формуле

$$\Delta\alpha_W \approx \frac{W_y}{V}.$$

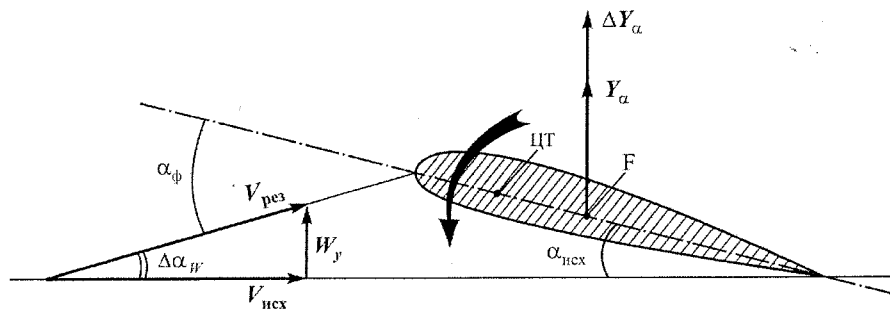


Рис. 17.1. Изменение угла атаки за счет влияния восходящего потока воздуха

Из формулы следует, что для уменьшения прироста угла атаки и предотвращения выхода самолета на сваливание необходимо держать большую скорость полета.

Рассмотрим влияние порыва ветра на изменение перегрузки. Известно, что в установившемся горизонтальном полете сумма вертикальных сил, действующих на самолет, равна нулю, а перегрузка равна единице: $n = Y / mg = 1$.

При попадании в восходящий порыв происходит быстрое увеличение угла атаки и, следовательно, увеличение подъемной силы (см. рис. 9.1):

$$n_W = \frac{Y_W}{mg} = \frac{Y + \Delta Y}{mg} = 1 + \Delta n_y.$$

Перегрузка n_W может стать больше допустимой, и произойдет разрушение или деформация самолета. Приращение перегрузки при действии порыва ветра можно записать в виде:

$$\Delta n_y = \frac{\Delta Y}{mg}, \quad \Delta n_y = \frac{C_y^2}{2mg} \rho S W_y V.$$

Следовательно, для уменьшения приращения перегрузки (Δn_y) необходимо выполнять полет на меньшей скорости.

Из вышесказанного можно сделать вывод, что полет самолета в турбулентной атмосфере должен выполняться в определенном диапазоне скоростей (рис. 9.2), нарушение которого может вызвать следующие особенности при эксплуатации:

1. Полет на излишне малых приборных скоростях ($V < V_1$), где углы атаки большие, недопустим, так как восходящий поток может вывести самолет на околоскритические углы атаки, при которых возможен срыв самолета, хотя опасность возникновения больших перегрузок отсутствует.

2. Полет на излишне больших скоростях ($V > V_2$) также недопустим, так как при попадании в восходящий порыв на самолете возможно появление больших перегрузок.

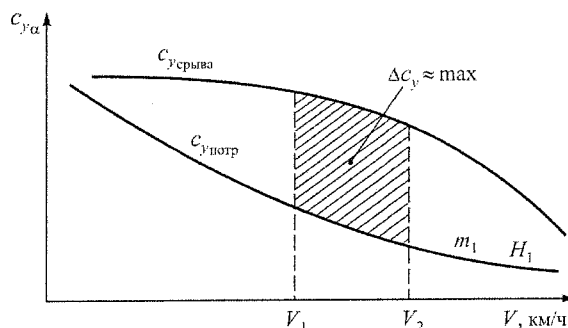


Рис. 17.2. Диапазон скоростей при полете в условиях турбулентности

Действующие на самолет перегрузки могут быть созданы пилотом (маневренные) или воздействием внешних возмущений (болтаночные).

Величина маневренной перегрузки зависит от весовых, геометрических параметров самолета и квалификации пилота.

Допустимая положительная (отрицательная) перегрузка в зависимости от скорости и конфигурации составляет: 3,8 (–1,52) при V_A ; 3,8 (0) при V_{NE} ; 2,0 (–) с закрылками в положении APP или LDG.

Предельное время воздействия эксплуатационной перегрузки на конструкцию:

Коэффициент эксплуатационной перегрузки	–0,2	–0,3	–0,4	–0,5
Предельное время, с	5	4	3	2

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

1. Следует избегать продолжительных перегрузок с отрицательным ускорением, это может привести к ухудшению управляемости воздушного винта и помпажу двигателя.

2. Превышение максимальных конструкционных коэффициентов эксплуатационной перегрузки ведет к возникновению чрезмерной нагрузки на самолет.

3. При превышении указанных максимальных коэффициентов эксплуатационной перегрузки на силовую установку и предельного времени их воздействия высвечивается аварийный индикатор L/R OIL PRES (давление масла левого/правого двигателя).

Самолет DA 40 отвечает требованиям безопасности по условиям обеспечения неразрушаемости конструкции на различных этапах полета, в пределах ресурса, установленного фирмой изготовителем. По условиям прочности, обеспечения устойчивости и управляемости самолет имеет ограничения по скорости (скоростному напору) для различной конфигурации самолета:

1) $V_{mCA} = 71$ узел – минимальная эволютивная воздушная скорость. При полете с одним неработающим двигателем воздушная скорость должна превышать данное значение;

2) V_A – расчетная маневренная скорость: 133 узла при $m > 1542$ кг и 117 узлов при $m < 1542$ кг. После превышения этой скорости запрещается полное или резкое перемещение рулевых поверхностей;

3) V_{FE} – максимальная скорость полета с выпущенными закрылками: 113 узлов при $\delta_3 = 42^\circ$ (LDG) и 133 узла при $\delta_3 = 20^\circ$ (APP). Запрещается превышение данной скорости при определенном положении закрылков;

4) V_{LO} – максимальная скорость при выпуске/уборке шасси: $V_{LOE} = 188$ узлов и $V_{LOR} = 152$ узла. Запрещается превышение данной скорости при выпуске или уборке шасси;

5) $V_{LE} = 194$ узла – максимальная скорость полета при выпущенном шасси. Запрещается превышение данной скорости при выпущенном шасси;

6) $V_{NE} = 188$ узлов – непревышаемая скорость в спокойном воздухе. Превышение данной скорости запрещается вне зависимости от обстоятельств;

7) $V_{NO} = 151$ узел – максимальная конструкционная крейсерская скорость.

Превышение данной скорости допускается только в спокойном воздухе, при соблюдении должных мер предосторожности.

9.2. Сдвиг ветра

Сдвиг ветра – изменение вектора скорости ветра в атмосфере, измеренное на небольшом расстоянии. Для полета, особенно на этапах набора высоты после взлета и на завершающем этапе захода на посадку, наибольшую опасность представляет вертикальный сдвиг ветра – изменение вектора скорости с высотой, который может быть положительным (скорость ветра возрастает с увеличением высоты) и отрицательным (скорость ветра возрастает с уменьшением высоты).

(Горизонтальный сдвиг – изменение вектора скорости ветра в атмосфере на одной высоте – опасности не представляет.)

Сдвиги ветра различной интенсивности существуют в природе всегда. Основная проблема сдвига ветра заключается в том, что самолет в силу инерции некоторое время сохраняет путевую скорость постоянной. При резком изменении скорости ветра будет меняться воздушная скорость, а следовательно, и аэродинамические силы. Рассмотрим движение самолета по глиссаде (рис. 9.5). На приведенной схеме видно, что из-за уменьшения воздушной скорости подъемная

сила (Y_a) падает и становится меньше силы веса. Самолет переходит на снижение, стремясь восстановить скорость за счет устойчивости самолета по скорости.

Восстановить положение самолета на глиссаде можно за счет увеличения тяги двигателей, а следовательно, увеличения путевой скорости. Увеличение $W_{\text{пут}}$ за счет уменьшения высоты требует большого запаса высоты и времени.

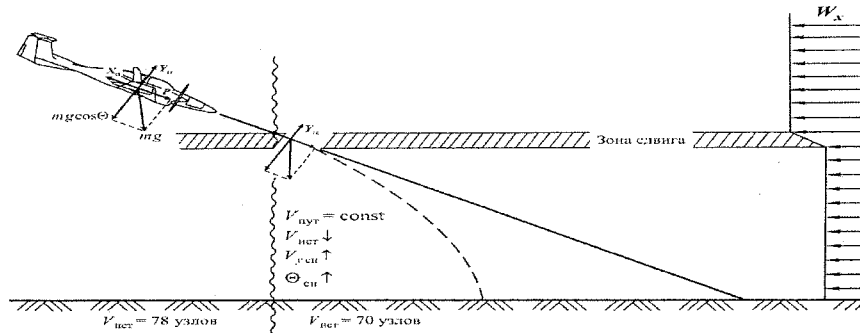


Рис. 17.3. Влияние сдвига ветра на траекторию полета самолета

Основная проблема для увеличения скорости – это инертность самолета, приемистость двигателя и замедленная реакция пилота. Для повышения безопасности полетов при взлете и заходе на посадку в условиях сдвига ветра экипажам воздушных судов необходимо руководствоваться следующими рекомендациями.

Перед вылетом:

- экипаж ВС во время предполетной подготовки должен быть проинформирован о фактическом ветре у земли, на высоте 100 м и на высоте круга;
- командир ВС должен оценить характер и величину сдвига ветра и с диспетчером службы движения принять соответствующее решение.

При взлете:

- если встречная составляющая ветра у земли больше, чем на высоте, или ветер переходит в попутный, закрылки необходимо убирать на высоте не менее 200 м в два-три приема;
- если встречная составляющая скорости ветра на высоте 100 м по своей величине меньше на 10 м/с и более, чем у земли, следует отложить взлет до ослабления сдвига ветра.

При заходе на посадку:

- при сдвиге ветра менее 5 м/с на 100 м заход на посадку выполнять на обычных режимах;
- при сдвиге ветра 5 м/с и более на 100 м высоты, если встречная составляющая скорости ветра у земли меньше, чем на высоте, необходимо скорость полета увеличить на 5 – 7 узлов по сравнению с рекомендованной;
- при отсутствии информации о скорости и направлении ветра на высоте 100 м пилоту необходимо тщательно наблюдать за характером возможного изменения скорости на глиссаде. Если для выдерживания скорости требуется ряд последовательных увеличений режима работы двигателей, необходимо повысить приборную скорость на 5 – 7 узлов по сравнению с требуемой;
- если для выдерживания расчетной скорости требуется номинальный режим работы двигателей, необходимо установить режим MAX и уйти на второй круг;
- если встречная составляющая скорости ветра у земли меньше на 15 м/с и более, чем на высоте 100 м, заход на посадку представляет опасность;
- диспетчерский состав службы движения при выборе рабочего курса для взлета и посадки должен детально анализировать метеобстановку в районе аэродрома и при получении информации о сдвиге ветра сообщать об этом экипажам воздушных судов.

При воздействии сдвига ветра ситуация осложняется, если в районе посадки наблюдаются ливневые осадки, так как происходит:

- торможение самолета из-за воздействия капель воды,

- увеличение массы самолета,
- увеличение шероховатости поверхности самолета,
- ухудшение условий работы щелевой механизации.

В условиях дождя эксплуатационные качества самолета ухудшаются, особенно это относится к дистанции взлета и максимальной горизонтальной скорости. В условиях дождя слабой интенсивности пилотажные характеристики остаются практически без изменений. Полетов в условиях сильного дождя следует избегать из-за ухудшения видимости.

При попадании самолета в зону турбулентности необходимо уменьшить скорость полета до 120–151 узел и принять меры для выхода из этой зоны. С уменьшением высоты полета за счет роста плотности воздуха увеличивается запас по углу атаки до сваливания. Максимальная допустимая высота полета в условиях турбулентности в РЛЭ не оговаривается. Если нет возможности обойти грозовую зону, необходимо вернуться на аэродром вылета или ближайший аэродром. Все маневры при пилотировании выполнять плавно, в момент уменьшения турбулентности, не допуская крена более 15° .

Во всех случаях попадания в зону сильной болтанки не стремитесь к точному выдерживанию исходного режима полета по высоте, скорости и крену. Полет выполняйте с полузажатым управлением, по средним показаниям авиагоризонта, не допуская резких размашистых движений рычагами управления и больших величин крена. Продольным управлением пользуйтесь тогда, когда, вследствие изменившегося угла тангажа, скорость начинает увеличиваться по сравнению с исходной на значительную величину.

При броске с увеличением высоты полета, вызванным мощным восходящим потоком, не допускайте уменьшения скорости полета, не уменьшайте режим работы двигателей и не допускайте увеличения угла атаки по сравнению с исходным. В случае интенсивного подъема самолета с одновременным переходом на пикирование, вызванного мощным восходящим потоком большой протяженности, удерживайте самолет в исходном режиме по углу атаки, не препятствуйте подъему самолета и не переводите его в режим еще большего пикирования. В этих случаях внимательно следите за скоростью и не превышайте установленных ограничений.

При интенсивном снижении самолета, вызванном мощным нисходящим потоком, не препятствуйте снижению самолета переводом его на кабрирование и удерживайте самолет в исходном режиме полета по углу атаки. В случае достижения угла атаки $16-17^\circ$ срабатывает сигнализация больших углов атаки, и на 18° появляется тряска самолета за счет срыва потока на крыле.

При срабатывании сигнализации переведите ручку управления «от себя» за нейтраль до выхода на нормальные углы атаки и прекращения тряски, после чего плавно выведите самолет на нормальный режим полета.

Если сигнализация сработала на развороте, после отклонения ручки управления «на себя», необходимо вывести самолет из крена. Если по каким-либо причинам самолет в полете будет выведен на углы атаки, превышающие допустимые, то наряду с усилением тряски у самолета возникнет тенденция к опусканию носовой части фюзеляжа, к крену. Эффективность руля высоты при этом достаточна для вывода самолета на нормальные углы атаки. В случае потери скорости и срыва вывод самолета в горизонтальный полет составляет 180–220 м (в зависимости от конфигурации, массы, высоты и перегрузки при сваливании).

В случае неправильного вывода из режима сваливания, самолет может попасть в штопор. Выход из штопора не демонстрировался во время сертификационных испытаний, поскольку для самолетов этой категории данное требование отсутствует.

ВНИМАНИЕ! Выполнение преднамеренного штопора на данном самолете запрещается. В случае непреднамеренного штопора необходимо немедленно выполнить действия по выходу из штопора. Сваливание самолета с одним работающим двигателем не допускается.

Для выхода из штопора необходимо немедленно и одновременно выполнить следующие действия:

1. Рычаги управления двигателями установить в положение IDLE.
2. Руль направления полностью отклонить против вращения.
3. Ручку управления полностью отклонить вперед «от себя».
4. Элероны установить в нейтральное положение.

После прекращения вращения:

- руль направления (педали) поставить в нейтральное положение;
- ручку управления (руль высоты) осторожно взять на себя;
- вывести самолет из снижения на нормальную высоту полета. Не допускать превышения скорости $V_{NE} = 188$ узлов.

Описанный порядок выхода из штопора составлен на основе общего опыта.

18. ОБЛЕДЕНЕНИЕ САМОЛЁТА.

Причины обледенения самолёта в полёте.

Изменение аэродинамических и лётных характеристик обледеневшего самолёта.

Обледенение – одно из опасных для самолета атмосферных явлений, непосредственно влияющих на аэродинамические и летные характеристики, а также на характеристики устойчивости и управляемости самолета.

Ледяные отложения могут значительно изменить форму профиля крыла и горизонтального оперения, создать повышенную турбулентность и преждевременный срыв потока, который особенно опасен при полете на малых скоростях во время захода на посадку в посадочной конфигурации.

Отложение льда в полете происходит одновременно на всех поверхностях: крыле, вертикальном и горизонтальном оперении – это существенно уменьшает $\alpha_{кр}$ крыла и горизонтального оперения. Сопротивление самолета при обледенении растет за счет увеличения шероховатости поверхности, увеличения сечения профилей, турбулизации потока и вынужденного увеличения угла атаки при потере скорости и подъемной силы (рис. 10.1).

Подъемная сила уменьшается за счет уменьшения скоростей обтекания верхней поверхности крыла при вихреобразовании и уменьшения перепада давления под крылом и над ним.

Аэродинамическое качество уменьшается во всем диапазоне летных углов атаки. Вследствие значительного уменьшения $c_{y\max}$ и $\alpha_{кр}$ скорость сваливания увеличивается; при грубых ошибках пилотирования или сильном обледенении скорость, на которой выполняется полет, и скорость сваливания могут стать равными. Изменяются усилия на органах управления, может появиться тряска самолета или органов управления. Особенно опасно обледенение силовых установок.

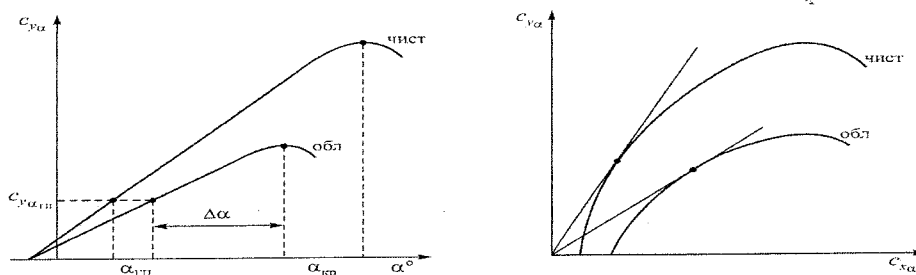


Рис. 18.1. Изменение аэродинамических характеристик при обледенении самолета

Взлет на обледеневшем самолете запрещен. При взлете на обледеневшем самолете скорость на разбеге увеличивается медленно, следовательно, значительно увеличивается длина разбега. Но главная опасность заключается в том, что после отрыва самолет может стать неуправляемым и неустойчивым. Небольшие порывы ветра или движения штурвала могут вывести самолет на

закритические углы атаки и вызвать срыв потока на крыле. Большой опасностью является снижение эффективности органов управления у обледеневшего самолета.

Обледенение самолета на земле намного опаснее, чем в полете, так как большая поверхность самолета подвержена ледяным отложениям. Поэтому необходимо перед выполнением полета производить удаление инея, льда и снега. Снег или лед, не удаленные с верхних поверхностей самолета, могут привести к сваливанию самолета после отрыва.

Обледенение стабилизатора гораздо опаснее, чем обледенение крыла, поскольку оно не обнаруживается по мере нарастания льда во время обычного крейсерского полета с убранными закрылками, и только на режимах захода на посадку при отклонении закрылков влияние образовавшегося льда может проявиться резко и неожиданно для пилота. В этом случае скос потока за крылом сильно увеличивается и отрицательный угол атаки горизонтального оперения приближается к критическому. В случае срыва потока на горизонтальном оперении на самолете появляется избыточный момент на пикирование ($M_{z_{кр}} > M_{z_{ГО2}}$). Это явление называют «клевком» самолета (рис. 10.2). При «клевке» самолет резко опускает носовую часть, и вертикальная скорость может достигать 10–15 м/с.

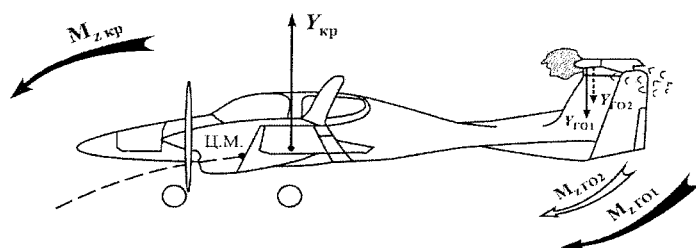


Рис. 18.2. Изменение продольного момента при обледенении самолета

Своевременные и правильные действия пилота гарантируют небольшую потерю высоты.

Причины, вызывающие «клевок» самолета, следующие:

- обледенение стабилизатора,
- отклонение закрылков в положение LDG при обледеневшем стабилизаторе,
- передние центровки,
- большая масса самолета,
- совмещение довыпуска закрылков в положение LDG с переводом самолета на снижение,
- резкие движения штурвала от себя при пилотировании.

В случае попадания в зону обледенения необходимо:

- включить обогрев ППД;
- покинуть зону обледенения (изменив высоту полета или развернув самолет для возврата в зону с более высокой температурой);
- увеличить мощность во избежание обледенения воздушного винта, периодически изменять мощность;
- известить диспетчера УВД, если ожидается возникновение аварийной ситуации;
- при обледенении выдерживать скорости в диапазоне $V_{ops\ ice} = 118–151$ узел;
- не уменьшать скорость для сохранения управляемости ниже $V_{mCA\ ice} = 71$ узел.

Для справки. Противообледенительная обработка самолета на земле производится жидкостями TKS 80 (изготовитель Kilfrost), Compound 07, AL-5 (DTD 406B) (изготовитель Aeroshell).

Важно соблюдать рекомендованный РЛЭ порядок очистки самолета ото льда:

1. Очистить самолет от снега, пользуясь мягкой щеткой.
2. Нанести противообледенительную жидкость на обледеневшие поверхности, пользуясь пригодным для этого разбрызгивателем.
3. Мягкой тканью насухо протереть самолет.