

Базовый конспект для самостоятельной подготовки летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

1.1 Рабочее время и время отдыха работников воздушного транспорта

Рабочее время и время отдыха работников воздушного транспорта

1. Рабочее время

Особенности режима рабочего времени и времени отдыха членов экипажей воздушных судов гражданской авиации Российской Федерации в соответствии со ст. 329 ТК РФ установлены Приказом Минтранса РФ от 21.11.2005 № 139.

Рабочее время члена экипажа воздушного судна состоит из времени полетной смены (I), времени работы на земле между полетными сменами (II) и времени перемещения в качестве пассажира по заданию (распоряжению) работодателя (III).

Важно! Нормальная продолжительность рабочего времени члена летного экипажа и бортоператора не может превышать 36 часов в неделю. Нормальная продолжительность рабочего времени бортпроводника не может превышать 40 часов в неделю.

Важно! Максимально допустимая продолжительность ежедневной работы члена экипажа не может превышать 8 часов.

В тех случаях, когда по условиям работы не может быть соблюдена указанная ежедневная или еженедельная продолжительность рабочего времени, членам экипажей **устанавливается суммированный учет рабочего времени с продолжительностью учетного периода не более одного месяца.** Учетный период может быть увеличен до квартала с учетом мнения представителей работников (при наличии).

Продолжительность рабочего времени за учетный период не может превышать нормального числа рабочих часов.

Важно! Член экипажа освобождается от выполнения трудовых обязанностей, если он отработал установленную норму рабочего времени в учетном периоде.

Работа сверх установленной нормы рабочего времени является сверхурочной. Члены экипажа с их письменного согласия могут быть привлечены к сверхурочным работам в случаях, предусмотренных в ст. 99 ТК РФ:

Привлечение работодателем работника к сверхурочной работе допускается с его письменного согласия в следующих случаях:

1) при необходимости выполнить (закончить) начатую работу, которая вследствие непредвиденной задержки по техническим условиям производства не могла быть выполнена (закончена) в течение установленной для работника продолжительности рабочего времени, если невыполнение (незавершение) этой работы может повлечь за собой порчу или гибель имущества работодателя (в

том числе имущества третьих лиц, находящегося у работодателя, если работодатель несет ответственность за сохранность этого имущества), государственного или муниципального имущества либо создать угрозу жизни и здоровью людей;

2) при производстве временных работ по ремонту и восстановлению механизмов или сооружений в тех случаях, когда их неисправность может стать причиной прекращения работы для значительного числа работников;

3) для продолжения работы при неявке сменяющего работника, если работа не допускает перерыва. В этих случаях работодатель обязан немедленно принять меры по замене сменщика другим работником.

Привлечение работодателем работника к сверхурочной работе без его согласия допускается в следующих случаях:

1) при производстве работ, необходимых для предотвращения катастрофы, производственной аварии либо устранения последствий катастрофы, производственной аварии или стихийного бедствия;

2) при производстве общественно необходимых работ по устранению непредвиденных обстоятельств, нарушающих нормальное функционирование централизованных систем горячего водоснабжения, холодного водоснабжения и (или) водоотведения, систем газоснабжения, теплоснабжения, освещения, транспорта, связи;

3) при производстве работ, необходимость которых обусловлена введением чрезвычайного или военного положения, а также неотложных работ в условиях чрезвычайных обстоятельств, то есть в случае бедствия или угрозы бедствия (пожары, наводнения, голод, землетрясения, эпидемии или эпизоотии) и в иных случаях, ставящих под угрозу жизнь или нормальные жизненные условия всего населения или его части.

В других случаях привлечение к сверхурочной работе допускается с письменного согласия работника и с учетом мнения выборного органа первичной профсоюзной организации.

Не допускается привлечение к сверхурочной работе беременных женщин, работников в возрасте до восемнадцати лет, других категорий работников в соответствии с настоящим Кодексом и иными федеральными законами. Привлечение к сверхурочной работе инвалидов, женщин, имеющих детей в возрасте до трех лет, допускается только с их письменного согласия и при условии, если это не запрещено им по состоянию здоровья в соответствии с медицинским заключением, выданным в порядке, установленном федеральными законами и иными нормативными правовыми актами Российской Федерации. При этом инвалиды, женщины, имеющие детей в возрасте до трех лет, должны

быть под роспись ознакомлены со своим правом отказаться от сверхурочной работы.

Важно! Член летного экипажа имеет право отказаться от дальнейшего выполнения трудовых обязанностей, когда он настолько утомлен, что это может неблагоприятно повлиять на безопасность полета, в порядке, установленном в РПП.

В других случаях привлечение к сверхурочным работам допускается с письменного согласия члена экипажа и с учетом мнения представителей работников (при наличии) для выполнения полетов, связанных с перевозкой пассажиров, багажа, грузов и почты, и полетов при выполнении авиационных работ.

Важно! Сверхурочные работы не должны превышать для каждого члена экипажа четырех часов сверх установленной продолжительности полетной смены в течение двух дней подряд, 20 часов в месяц и 120 часов в год.

I. Полётная смена

При непредвиденных обстоятельствах, связанных с метеоусловиями, невозможностью выполнить посадку в аэропорту назначения, отказами авиационной техники в полете, и других случаях, не предусмотренных заданием на полет, командир воздушного судна обладает исключительным правом увеличить установленную продолжительность полетной смены в следующих размерах:

- а) **на два часа** при выполнении полетной смены в минимальном составе экипажа;
- б) **на три часа** при выполнении полетной смены в увеличенном составе экипажа.

Решение об увеличении продолжительности полетной смены экипажа оформляется командиром воздушного судна записью в задании на полет.

Важно! Продолжительность полетного времени при выполнении полетов на всех типах воздушных судов не может превышать 80 часов за один календарный месяц, 240 часов в квартал, 800 часов за календарный год.

Продолжительность полетного времени с письменного согласия члена экипажа и с учетом мнения представителей работника (при наличии) может быть увеличена до 90 часов за один календарный месяц, до 270 часов в квартал, до 900 часов за календарный год.

II. Работа на земле

Член экипажа может быть привлечен к выполнению работы на земле после завершения полетной смены не ранее окончания времени ежедневного отдыха, и не позднее 12-часового периода отдыха перед началом очередной полетной смены.

III. Перемещение в качестве пассажира

Время перемещения (перелета или переезда) члена экипажа в качестве пассажира по заданию (распоряжению) работодателя включается в рабочее время с момента явки к месту убытия, но не менее чем за 40 минут до убытия и до момента прибытия к месту назначения (размещения на отдых).

2. Время отдыха

Отдыху члену экипажа соответствует непрерывный период времени на земле, в течение которого член экипажа свободен от исполнения трудовых обязанностей и которое он может использовать по своему усмотрению.

Членам экипажа предоставляются следующие виды отдыха:

- а) отдых ежедневный (отдых между полетными сменами);
- б) отдых еженедельный непрерывный (выходные дни);
- в) отдых ежегодный (отпуск основной и дополнительный).

Важно! Нормальная продолжительность времени отдыха между полетными сменами должна составлять не менее двойной продолжительности завершённой полетной смены и устанавливаться с учетом:

- а) продолжительности времени завершённой полетной смены;**
- б) разницы во времени между базовым и внебазовым аэропортами по всемирно-скоординированному времени;**
- в) продолжительности дорожного времени во внебазовых аэропортах.**

При разнице во времени по всемирно-скоординированному времени между базовым и внебазовым аэропортами четыре часа и более продолжительность отдыха между полетными сменами должна быть увеличена на 30 минут за каждый час разницы во времени с базовым аэропортом.

После пребывания в часовых поясах с разницей во времени по всемирно-скоординированному времени с базовым аэропортом четыре часа и более в течение 48 часов и более время отдыха после возвращения в базовый аэропорт должно составлять не менее 48 часов.

Если дорожное время во внебазовом аэропорту превышает 60 минут, то продолжительность отдыха между полетными сменами должна быть увеличена на продолжительность дорожного времени, соответствующего периоду с момента убытия члена экипажа после окончания полетной смены до момента его размещения на отдых, а также время с момента убытия члена экипажа от места отдыха до момента начала предполетной подготовки.

По согласованию с представителями работников (при наличии) в базовом и внебазовых аэропортах продолжительность ежедневного отдыха, в зависимости от продолжительности завершённой полетной смены, может быть сокращена до

значений минимального ежедневного времени отдыха.

Важно! В базовом аэропорту при плановых ранних вылетах и поздних прилетах (с 22:00 до 06:00) работодатель предоставляет членам экипажа условия для отдыха или организует доставку членов экипажа в аэропорт и из аэропорта к месту проживания.

Продолжительность еженедельного непрерывного отдыха не может быть менее 42 часов.

Еженедельный непрерывный отдых должен предоставляться, как правило, в месте постоянного проживания и включать две местные ночи по местному времени базового аэропорта.

Еженедельный непрерывный отдых (выходные дни) может предоставляться в месте фактического нахождения члена экипажа при длительном ожидании вылета (трое суток и более) во внебазовых аэропортах (на оперативной точке). При этом выходные дни члена экипажа должны быть оформлены записью в задании на полет.

Важно! Еженедельный непрерывный отдых предоставляется не реже чем через шесть рабочих дней подряд или две ночные полетные смены подряд. При этом к ночным полетным сменам относятся смены, 50% и более продолжительности которых приходится на местное время базового аэропорта с 22:00 до 06:00.

Работники воздушного транспорта имеют право на ежегодные оплачиваемые (основные и дополнительные) и неоплачиваемые отпуска в случаях, предусмотренных законодательством.

Базовый конспект для самостоятельной подготовки летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

1.2. Соблюдение требований пожарной
безопасности.

ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОТИВОПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ НА АЭРОДРОМАХ ГА СОЗДАНИЕ НА АЭРОДРОМАХ ПОЖАРНО-СПАСАТЕЛЬНЫХ ПОДРАЗДЕЛЕНИЙ И ОБОРУДОВАНИЯ

Противопожарная защита на аэродромах ГА по характеру задач и способам их выполнения подразделяется на два самостоятельных направления: а) обеспечение пожарной безопасности полетов; б) пожарная защита авиационной техники и объектов. Это положение находит закрепление в ряде нормативных документов МГА.

Обеспечение пожарной безопасности полетов - это комплекс мероприятий, направленных на тушение пожаров воздушных судов, возникших при авиационных или чрезвычайных происшествиях на территории аэродромов гражданской авиации, с целью создания условий для спасания людей, находящихся на борту.

Система противопожарной защиты авиационной техники и объектов включает в себя комплекс мероприятий, направленных на предотвращение пожаров и загораний на авиационной технике и объектах, а в случае возникновения пожаров на своевременное их обнаружение и успешное тушение, на безопасную эвакуацию людей и материальных ценностей, а также на оснащение зданий, сооружений, складов и мест стоянок воздушных судов средствами пожарной защиты.

Различны и способы выполнения задач, стоящих перед этими двумя видами противопожарной защиты. Если обеспечение пожарной безопасности полетов достигается главным образом благодаря оснащению предприятий новой, более мощной пожарно-спасательной техникой, огнетушащими составами, организации пожарно-спасательных расчетов, своевременному применению пожарно-спасательных сил и средств, высокой профессиональной подготовке личного состава и совершенствованию тактики тушения пожаров и способов спасания пассажиров на ВС, то пожарная защита авиационной техники и объектов достигается в первую очередь путем постоянного проведения пожарно-профилактической работы, направленной на своевременное выявление и устранение причин, порождающих пожары и загорания.

В последнее время организации обеспечения пожарной безопасности полетов на аэродромах уделяется довольно серьезное внимание практически во всех странах, где широко развита гражданская авиация, и особенно, со стороны международной организации гражданской авиации - ИКАО.

Вопросы аварийно-спасательного и противопожарного обеспечения полетов в аэропортах государств - членов ИКАО регламентированы в Приложении 14 к Конвенции о международной гражданской авиации и

Руководстве по аэропортовым службам ч. 1 "Спасение и борьба с пожаром". В соответствии с этими документами государствам - членам ИКАО надлежит обеспечить в аэропортах создание аварийно-спасательного и пожарного оборудования и служб, основной задачей которых является спасение жизни людей. Целью планирования мероприятий на случай аварийной обстановки на аэродроме является сведение к минимуму последствий аварийных ситуаций, прежде всего ради спасения жизни людей. Из этого в основном и исходят требования руководящих документов МГА к обеспечению пожарной безопасности полетов.

Их содержание можно свести к следующим основным направлениям:
создание на аэродромах пожарно-спасательных подразделений и оборудования;
координация взаимодействия пожарно-спасательных подразделений аэродрома с пожарными частями других ведомств;
требования к уровню обеспечиваемой противопожарной защиты аэродрома;
требования к времени развертывания пожарно-спасательной службы;
требования к пожарным транспортным средствам;
требования к средствам связи и оповещения;
требования к персоналу пожарно-спасательных подразделений.
Рассмотрим более подробно, как реализуются перечисленные требования.

Необходимость их создания диктуется прежде всего требованиями НГЭА СССР. Нормы годности - это минимальные государственные требования к гражданским аэродромам, имеющие целью обеспечение безопасности полетов ВС. Требования НГЭА СССР являются обязательными для выполнения всеми министерствами, госкомитетами, ведомствами, предприятиями, учреждениями и организациями, участвующими в проектировании, оборудовании, приеме, сертификации, эксплуатации и реконструкции аэродромов.

В соответствии с нормами на аэродроме в целях проведения аварийно-спасательных работ при авиационных происшествиях на ВС должны быть аварийно-спасательные средства, включающие пожарную технику и личный состав пожарно-спасательных расчетов. Наставление по пожарной охране гражданской авиации, конкретизируя это положение, уточняет, что для выполнения пожарно-спасательных работ на воздушных судах и объектах на предприятиях гражданской авиации создаются штатные пожарно-спасательные расчеты военизированной охраны, которые входят в состав аварийно-спасательных команд аэропортов. Пожарно-спасательные расчеты оснащаются пожарной техникой, огнетушащими составами, специальным аварийно-спасательным снаряжением и всегда должны быть готовы к немедленным действиям по выполнению возложенных на них задач. Кроме того, для усиления пожарно-спасательных расчетов в подразделениях военизированной охраны

организуются пожарно-стрелковые расчеты, а для выполнения вспомогательных функций в состав пожарно-спасательных расчетов привлекаются члены добровольных пожарных дружин.

На практике это выглядит следующим образом. В штаты подразделений военизированной охраны вводятся должности пожарных работников, основное назначение которых состоит в дежурстве в пожарно-спасательных расчетах, содержании в исправном состоянии и постоянной боевой готовности пожарной техники и оборудования, осуществлении наблюдения за взлетом и посадкой ВС на ВПП, готовности к немедленному выезду по тревоге в случае авиационного происшествия.

В зависимости от класса аэропорта и категории аэродрома по уровню требуемой противопожарной защиты пожарно-спасательный расчет может состоять из одного или нескольких экипажей на пожарных автомобилях. Во главе стоит начальник стартового пожарно-спасательного расчета, он же является начальником головного экипажа. В состав экипажа включаются водитель и оператор пожарного автомобиля. Таким образом, численность одного экипажа на пожарном автомобиле установлена из трех, а на головном автомобиле тяжелого типа из четырех человек.

Пожарно-спасательный расчет включается в состав аварийно-спасательной команды аэропорта и является основным штатным формированием при проведении аварийно-спасательных работ. Главенствующая роль этого формирования подтверждается таким фактором, как время разворачивания (вступления в борьбу с огнем). Оно составляет 2,5-3 мин после объявления тревоги и определяется целями, стоящими перед расчетом в аварийной ситуации - тушением пожара и созданием условий для спасения людей, находящихся на борту ВС.

Вместе с тем соображения экономической целесообразности не позволяют в отдельных случаях содержать в аэропортах большую численность личного состава в стартовых пожарно-спасательных расчетах, поэтому она устанавливается как минимально необходимая для выезда в первом эшелоне стартовых пожарно-спасательных автомобилей. Другая часть пожарных работников, необходимая для производства аварийно-спасательных работ, комплектуется из стрелков-пожарных основного караула военизированной охраны, свободных от несения службы. Кроме того, нормативными документами МГА предусмотрено привлечение членов добровольных пожарных дружин (ДПД) на дежурство в составе пожарно-спасательных расчетов. Для этой цели в аэропортах в каждой работающей смене организуются по одному-два отделения ДПД численностью по 2-3 чел. каждое. В состав этих отделений могут включаться и водители для работы на пожарных автомобилях. Члены ДПД,

привлекаемые на дежурство в пожарно-спасательные расчеты, должны быть хорошо обучены тактике и методам тушения пожаров, иметь специальную одежду для работы на пожаре. Должен быть установлен четкий порядок оповещения и сбора на случай объявления внезапной тревоги.

Таким образом, в состав аэродромных пожарно-спасательных подразделений включаются: а) штатный стартовый пожарно-спасательный расчет; б) пожарно-стрелковый расчет, сформированный из стрелков-пожарных, свободных от несения службы на постах; в) специально сформированные и обученные отделения добровольной пожарной дружины.

ТРЕБОВАНИЯ К УРОВНЮ ОБЕСПЕЧИВАЕМОЙ ПРОТИВОПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ АЭРОДРОМОВ

Требования изложены в НГЭА СССР. Суть их сводится к тому, чтобы на каждом гражданском аэродроме в зависимости от размеров и частоты движений воздушных судов, регулярно использующих этот аэродром, был обеспечен нормативный запас огнетушащего состава, доставляемого на пожарных автомобилях к месту авиационного происшествия в установленное время.

Потребное количество огнетушащих составов, которое необходимо доставлять к месту авиационного происшествия, рассчитывают по методике ИКАО. За основу расчета принимают: 1) возможную площадь разлитого авиатоплива на месте авиационного происшествия, так называемую критическую зону, которая зависит от длины и ширины фюзеляжа ВС; 2) интенсивность подачи огнетушащего состава для тушения разлитого авиатоплива; 3) расчетное время тушения авиатоплива в границах практической критической зоны; 4) вид огнетушащего состава и его огнетушащую способность.

Все аэродромы по уровню требуемой противопожарной защиты (УТПЗ) подразделяются на 9 категорий.

Базовый конспект для самостоятельной подготовки
летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

1.3. Применение первичных средств тушения.

Применение первичных средств тушения пожара

Первичные средства пожаротушения нужны, чтобы ликвидировать небольшие возгорания, препятствовать распространению огня до прибытия пожарных подразделений. Это сводит к минимуму причиненный возгоранием ущерб имуществу, уменьшает опасность работы пожарных, иногда исключает необходимость эвакуации персонала.

Первичные средства пожаротушения размещают на стоянках самолетов в ангарах, производственных и административных помещениях, складах и других объектах. Например, на МС самолетов размещают стандартные углекислотные и пенные огнетушители, ящики с песком, лопаты. На каждом самолете также имеются углекислотные огнетушители.

Огнетушители.

Огнетушители являются одним из наиболее распространенных видов первичных средств пожаротушения. В первую очередь потому, что они требуются практически везде: на автомобильном, водном и воздушном транспорте, в зданиях и в отдельных помещениях и даже на территориях. На сегодняшний день выпускается большое количество различных огнетушителей на все случаи.

Способ использования и правила работы:

Всегда изображен на огнетушителе в виде надписей и пиктограмм, но в основном способ применения заключается в снятии ограничителя (чеки), открытии запорного клапана путем нажатия (открытия) и направления струи огнетушащего вещества в очаг пожара. При этом необходимо помнить несколько простых правил:

1. При тушении пенным или водяным огнетушителем необходимо обесточить это место.
2. Необходимо учесть, что при тушении порошковым огнетушителем в закрытом помещении создается облако порошка, которое затрудняет дыхание, и снижает видимость.
3. При тушении газовыми или порошковыми огнетушителями электроустановок необходимо соблюдать безопасное расстояние (не менее 1 м) от сопла и корпуса огнетушителя до токоведущих частей.
3. При тушении газовыми передвижными огнетушителями (углекислотные или хладоновые) необходимо учесть возможность снижения содержания кислорода в воздухе помещения ниже предельного значения и использовать изолирующие средства защиты органов дыхания.

Внутренние пожарные краны.

Внутренние пожарные краны, как правило, устанавливаются у входов внутри помещений или на площадках отапливаемых лестничных клеток, в вестибюлях,

коридорах, в наиболее заметных и легкодоступных местах. Установка их производится на высоте 1,35 м от пола.

Состав:

Каждый внутренний пожарный кран должен быть оборудован рукавом и пожарным стволом. Пожарный рукав с помощью быстросмыкающихся соединительных головок соединяется с краном и стволом, а затем скатывается в скатку и укладывается в шкафчик, после чего дверца закрывается и опломбируется.

Порядок использования пожарного крана для тушения пожара:

1. Сорвать пломбу;
2. Открыть дверцу;
3. Раскатать пожарный рукав;
4. Затем, если он не присоединен к крану, а ствол не присоединен к нему, произвести соединение и пустить воду в рукав, до отказа открыв вентиль крана.

При работе со стволом нельзя направлять струю воды на электрические провода, приборы и установки, находящиеся под напряжением, во избежание поражения электрическим током.

Использование внутренних пожарных кранов, а также рукавов и стволов для целей, не связанных с тушением пожара или проведением тренировочных занятий, категорически запрещается.

Базовый конспект для самостоятельной подготовки
летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

1.6. Эксплуатационные ограничения ВС.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ DA40NG

- Ограничения скорости. Общие положения
- Маневренная скорость
- Максимальная допустимая скорость в полете с отклоненными закрылками и/или предкрылками
- Минимальная эволютивная скорость
- Другие ограничения скорости
- Скорость полета в неспокойном воздухе
- Вес, центровка и распределение веса
- Ограничения по силовой установке
- Минимальный летный экипаж
- Условия эксплуатации
- Температура наружного воздуха и эксплуатационная высота
- Эксплуатационные полетные перегрузки
- Дополнительные эксплуатационные ограничения

Воздушная скорость		Приборная воздушная скорость (узлы)	Примечания
		до 1080 кг (2381 фунт)	101 узел (приборная)
		свыше 1080 кг (2381 фунт)	108 узлов (приборная)
		до 1180 кг (2601 фунт)	113 узлов (приборная)
		свыше 1180 кг (2601 фунт)	98 узлов (приборная)
		Положение LDG (посадка)	110 узлов (приборная)
		Положение T/O (взлет)	
vFE	Максимальная скорость полета с выпущенными закрылками		

После превышения этой скорости запрещается полное или резкое перемещение рулевых поверхностей.

Запрещается превышение указанных значений при соответствующих положениях

			закрылков.
vNO			Превышение данной скорости допускается
vC	Максимальная конструкционная крейсерская скорость	130 узлов (приборная)	только в спокойном воздухе при соблюдении должных мер
			предосторожности.
vNE	Непревышаемая скорость в спокойном воздухе	172 узла (приборная)	Превышение данной скорости запрещается вне зависимости от обстоятельств.

ОБОЗНАЧЕНИЯ НА УКАЗАТЕЛЕ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Обозначение	Приборная скорость	Значение
Белый сектор	узлов — 98 узлов (приборная)	Диапазон скорости с полностью выпущенными закрылками.
Зеленый сектор	узла — 130 узлов (приборная)	Нормальный рабочий диапазон.
Желтый сектор	130 узлов — 172 узла (приборная)	Критический диапазон — только в спокойном воздухе.
Красный сектор	172 узла (приборная)	Максимальная непревышаемая скорость для всех режимов полета (vNE).

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ

a)	Изготовитель двигателя	Austro Engine
b)	Модель двигателя	E4-A
c)	Ограничения оборотов двигателя (обороты воздушного винта)	
	Максимальные, на взлетном режиме (об/мин)	2300 об/мин (в течение не более 5 мин)

	Номинал (об/мин)	2100 об/мин
	Заброс оборотов	2500 об/мин (в течение не более 20 сек)
d)	Мощность двигателя	
	Максимальный взлетный режим	100 % (123,5 кВт) (в течение не более 5 мин)
	Номинал	92 % (114 кВт)
e)	Давление масла	
	Минимальное, в режиме малого газа	0,9 бар
	Минимальное, при номинале	2,5 бар
	Максимальное	6,5 бар
	Допустимый диапазон	2,5 бар – 6,0 бар
	Количество масла	
	Минимальное	5,0 л
	Максимальное	7,0 л
	Максимальный расход масла	0,1 л/ч
g)	Температура масла	
	Минимальная	-30°C
	Максимальная	140°C
	Нормальный диапазон	50°C – 135°C
h)	Температура редуктора	
	Минимальная	-30°C
	Минимальная (при максимальной нагрузке)	35°C
	Максимальная	120°C

ПРИМЕЧАНИЕ

Изготовитель двигателя не устанавливает требования к критическому диапазону температуры редуктора (обозначен желтым цветом). Тем не менее, увеличение температуры редуктора происходит с определенной задержкой после увеличения режима двигателя. По этой причине был введен критический диапазон на указателе температуры редуктора с целью привлечения внимания пилота к тому, что температура редуктора приближается к максимальному допустимому пределу. Ограничения по времени работы в критическом

диапазоне температуры редуктора не устанавливаются.

i)	Температура охлаждающей жидкости	
	Минимальная (при запуске)	-30°C
	Минимальная (при максимальной загрузке)	60°C
	Максимальная	105°C

j)	Температура топлива	
----	---------------------	--

k)	Давление топлива (абсолютное)	
	Минимальное	4 бар
	Максимальное	7 бар
	Минимальная	-25°C
	Максимальная	60°C

ПРИМЕЧАНИЕ

Показания давления топлива отсутствуют. При падении давления ниже установленного предела загорается сигнализатор малого давления топлива на основном пилотажном индикаторе (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или вспомогательном индикаторе параметров двигателя (SED) (для самолетов с этим индикатором).

ПРИМЕЧАНИЕ

Показания давления топлива отсутствуют. При превышении установленного предела давления загорается предупредительный сигнализатор давления топлива ECU A/B FAIL (неисправность блока управления двигателем A/B) на основном пилотажном индикаторе (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или ECU A/B (блок управления двигателем A/B) на панели сигнализации White Wire (для самолетов, оснащенных этой панелью).

l)	Напряжение	
	Минимальное :	24,1 В
	Максимальное :	32,0 В
m)	Сила тока	
	Максимальная :	70 А

Максимальная повторного двигателя в полете	высота запуска	барометрическая высота 16 400 футов
		немедленный повторный запуск
		барометрическая высота 10 000 футов
		повторный запуск в течение двух минут

Маркировка приборов двигателя и значение цветового кода приведены в следующей таблице.

Индикация	Красный сектор/полоса = нижний диапазон, эксплуатация	Желтый сектор/полоса = критически диапазон	Зеленый сектор/полоса = нормальный рабочий диапазон	Желтый сектор/полоса = критический диапазон	Красный сектор/полоса = верхний диапазон, эксплуатация
Обороты вращения	--	--	до 2100 об/мин	2100...2300 об/мин	свыше 2300 об/мин
Давление масла	менее 0,9 бар	0,9...2,5 бар	2,5...6,0 бар	6,0...6,5 бар	свыше 6,5 бар
Температура масла	менее -30°C	-30...50°C	50...135°C	135...140°C	свыше 140°C
Температура охлаждающей жидкости	менее -30°C	-30...60°C	60...95°C	95...105°C	свыше 105°C
Температура редуктора	менее -30°C	-30...35°C	35...115°C	115...120°C	свыше 120°C
Нагрузка	--	--	до 92 %	92...100 %	--
Температура топлива	менее -25°C	-25...-20°C	-20...55°C	55...60°C	свыше 60°C
Амперметр	--	--	до 60 А	60...70 А	свыше 70 А
Вольтметр	менее 24,1 В	24,1...25 В	25...30 В	30...32 В	свыше 32 В

Количество топлива	менее 1 ам. галл	--	1...14 ам. галл	--	--
--------------------	------------------	----	-----------------	----	----

МАССА (ВЕС)

Характеристика	Масса (вес)	
Максимальная взлетная масса	1280 кг	2822 фунта
Максимальная взлетная масса (если выполнен МÄМ 40-662)	1310 кг	2888 фунта
Максимальная посадочная масса	1216 кг	2681 фунт
Макс. посадочная масса (если сделан МÄМ 40-574)	1280кг	2822 фунт
Минимальная полетная масса	940 кг	2072 фунта
Максимальная масса без топлива	1200 кг	2646 фунтов
Макс. масса без топлива(если сделан МÄМ 40-574)	1265кг	2789 фунтов
Исполнение Standard:		
Максимальная загрузка багажного отсека (между задними креслами и шпангоутом багажного отсека)	30 кг	66 фунтов
Максимальная загрузка удлиненного багажного отсека (если он установлен)	5 кг	11 фунтов
Макс. загрузка дополнительного удлинения багажного отсека (если выполнена доработка по ОÄМ 40-331)	15 кг	33 фунта
Исполнение с удлиненным багажным отсеком (по ОÄМ 40-164):		
Максимальная загрузка багажного отсека в кабине экипажа (за задними креслами)	45 кг	100 фунтов
Максимальная загрузка удлиненного багажного отсека (за багажным отсеком в кабине)	18 кг	40 фунтов
Общая максимальная загрузка багажного отсека в кабине и дополнительного багажного отсека	45 кг	100 фунтов

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Превышение максимальных значений массы ведет к избыточной нагрузке на самолет и ухудшению его пилотажных и летных характеристик.

ПРИМЕЧАНИЕ

В некоторых странах началом полета считается запуск двигателя. В этом случае максимальная допустимая масса на стоянке превышает максимальную взлетную массу на 4 кг (9 фунтов). На момент отрыва превышение максимальной допустимой взлетной массы запрещается.

ПРИМЕЧАНИЕ

Максимальная масса без топлива — это наибольшая масса самолета с пустыми топливными баками.

ЦЕНТРОВКА

Плоскость отсчета (или Базовая плоскость, БП);

Плоскость отсчета (ПО) — 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, плоскость отсчета вертикальна. Плоскость отсчета расположена на расстоянии 2,194 м (86,38 дюйма) спереди от крайней передней точки корневой нервюры крыла.

Ограничения по центровке

Центр тяжести (ЦТ) для полетных условий должен располагаться в следующих пределах:

Крайнее переднее положение ЦТ:

На 2,40 м (94,5 дюйма) сзади от плоскости отсчета при массе от 940 до 1080 кг (от 2072 до 2381 фунта).

На 2,46 м (96,9 дюйма) сзади от плоскости отсчета при массе 1280 кг (2822 фунта) Если доработано по МАМ 40-662:

на 2,469 м (97,2 дюйма) сзади от ПО при массе 1310 кг (2888 фунтов)

в указанных пределах — линейное изменение положения Крайнее заднее положение ЦТ:

На 2,53 м (99,6 дюйма) сзади от точки отсчета при массе от 940 кг (2072 фунта) до 1310 кг (2888 фунта).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Превышение пределов центровки ведет к ухудшению управляемости и устойчивости самолета.

ДОПУСТИМОЕ МАНЕВРИРОВАНИЕ

Самолет относится к категории самолетов Обычного типа и эксплуатируется в соответствии с требованиями правил JAR 23.

Разрешенные маневры

- 1) Все маневры, присущие полету ВС данной категории;
- 2) сваливание (за исключением динамического сваливания);
- 3) плоские восьмерки, боевые развороты, а также крутые развороты и аналогичные маневры с углом крена не более 60°.

ВНИМАНИЕ

Выполнение маневров высшего пилотажа, штопора и полетных маневров с углом крена более 60° на самолетах нормальной категории запрещается.

ВНИМАНИЕ

Намеренное выполнение маневров с отрицательной перегрузкой запрещается

ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В следующей таблице приводится информация о конструктивных ограничениях. Превышение максимальных ограничений по перегрузке ведет к возникновению чрезмерной нагрузки на самолет.

ВНИМАНИЕ

Намеренное выполнение маневров с отрицательной перегрузкой запрещается.

	при vO	при vNE	с закрылками в положении T/O (взлет) или LDG (посадка)
Положительная	3,8	3,8	2,0
Отрицательная	-1,52	0	0

ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ВЫСОТА

Максимальная барометрическая эксплуатационная высота составляет 16 400 футов (5000 м).

ЛЕТНЫЙ ЭКИПАЖ

Минимальный экипаж : 1 (один человек)

Максимальное число человек на борту : 4

ВИДЫ ПОЛЕТОВ

На самолете разрешены следующие виды полетов, при условии соблюдения национальных эксплуатационных требований:

- полеты по ПВП в дневное время
- с соответствующим оборудованием: полеты по ПВП в ночное время (NVFR)
- с соответствующим оборудованием: полеты по ППП
- взлет и посадка на ВПП с искусственным покрытием
- взлет и посадка на ВПП без искусственного покрытия

Выполнение полетов в условиях фактического или прогнозируемого обледенения запрещается.

Выполнение полетов в фактических условиях грозовой деятельности запрещается.

Перечень минимального оборудования (рабочего)

Таблица ниже приводит Перечень минимального рабочего оборудования, необходимого в соответствии с требованиями правил JAR-23 Национальные правила эксплуатации могут устанавливать дополнительные требования к минимальному оборудованию на борту для конкретных вариантов предполагаемой эксплуатации, а также маршрутов полетов.

ПРИМЕЧАНИЕ

Многие приборы, входящие в перечень минимального оборудования, приведенный в следующей таблице, входят в состав комплекса G1000 (для самолетов, оснащенных этим комплексом).

	Для полетов по ПВП в дневное время	Дополнительно для полетов по ПВП в ночное время	Дополнительно для полетов по ППП
Пилотажные и навигационные приборы	Указатель воздушной скорости Высотомер Компас магнитный 1 гарнитура для командира экипажа	Вариометр Указатель пространственного положения Указатель поворота и крена Гиродатчик курса УКВ-радиостанция (COM) Приемник VOR Ответчик GPS-приемник (входит в состав G1000 для самолетов, оснащенных этим комплексом) Вторая гарнитура (для самолетов, оснащенных системой внутренней связи PM 1000)	Второй указатель воздушной скорости (на основном пилотажном индикаторе и резервный; для самолетов, оснащенных комплексом G1000) Второй высотомер Второй указатель пространственного положения (на основном пилотажном индикаторе и резервный; для самолетов, оснащенных комплексом G1000) Вторая УКВ - радиостанция (COM) Приемник VOR-LOC-GP Второй GPS- приемник (входит в состав G1000 для самолетов, оснащенных этим комплексом)

	Для полетов по ПВП в дневное время	Дополнительно для полетов по ПВП	Дополнительно для полетов по ППП
Приборы контроля двигателя	Топливомер Манометр масла Термометр масла Термометр охлаждающей жидкости Уровнемер охлаждающей жидкости Термометр редуктора Указатель перегрузки Указатель частоты вращения воздушного винта Термометр топлива (левый и правый баки) Указатель расхода топлива Сигнализатор давления топлива Предупредительный сигнализатор ECU A/B (блок упр-я A/B) Сигнализация ENGINE (двигатель) (для самолетов, оснащенных панелью сигнализации White Wire)	Амперметр Вольтметр	

	Для полетов по ПВП в дневное время	Дополнительно для полетов по ПВП в ночное время	Дополнительно для полетов по ППП
Световое оборудование		Аэронавигационные огни Проблесковые огни (проблесковые световые маяки) Посадочная фара Подсветка приборов Заливающее освещение Проблесковый маяк	
Прочее минимально необходимое эксплуатационное оборудование	Система предупреждения о сваливании Резервные средства индикации количества топлива (см. раздел 7.9) Ремни безопасности для каждого занятого кресла Руководство по летной эксплуатации	Система обогрева приемника полного давления Кран резервного приемника статического давления	Резервная батарея (для питания резервного указателя пространственного положения и приборов заливающего освещения)

ТОПЛИВО

Разрешенные марки топлива:	JET A, JET A-1 (ASTM D 1655)
	TS-1(Russia, GOST 10227-86)
	TS-1 (Ukraine, GSTU 320.00149943.011-99)
	RT (Russia, GOST 10227-86)
	RT (Ukraine, GSTU 320.00149943.007-97)
	No. 3 Jet Fuel (China, GB 6537-2006)
	JP-8 (F34) (USA, MIL-DTL-83133G-2010)
	и смеси вышеупомянутых марок

ПРИМЕЧАНИЕ

Рекомендуется использовать топливо с цетановым числом не ниже 37 по EN ISO 5165/ASTM D613.

ПРИМЕЧАНИЕ

Следует использовать только чистое незагрязненное топливо, полученное из надежных источников.

Любое смешение различных марок топливных присадок не разрешается.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ С АНТИМИКРОБНЫМИ ТОПЛИВНЫМИ ПРИСАДКАМИ

Разрешается применение следующих присадок:

- KATHON FP 1.5 : макс. 100 частей на миллион
- BIOBOR JF: макс. 270 частей на миллион при первом использовании
макс. 135 частей на миллион для продолжительного использования после первой добавки

ОСТОРОЖНО

В случае попадания в топливо неизвестного присадка или излишнего количества присадка топливную систему следует промыть, пока дозировка не войдет в допустимые пределы.

ПРИМЕЧАНИЕ

Приведенные присадки разрешены к эксплуатации с сертифицированными марками топлива.

Очистка ТС от большой дозы присадка разрешается только с учетом инструкций поставщика присадка. Во время очистки двигатель не должен работать.

ПРИМЕЧАНИЕ

Следуйте инструкциям поставщика присадка.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ С ПРОТИВООБЛЕДИТЕЛЬНЫМИ ПРИСАДКАМИ

Разрешается применение следующих присадок

- PRIST Hi-Flash: max. 1500 частей на миллион

ОСТОРОЖНО

Использование топливного присадка PRIST Hi-Flash разрешается только с марками JET A, JET A-1 (ASTM D 1655) и JP-8 (F34).

ПРИМЕЧАНИЕ

Следуйте инструкциям поставщика присадка.

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)
Максимальное отображаемое количество топлива	14 ам. галл (53 л) на один бак
Максимальная допустимая разница количества топлива между левым и правым баками	9 ам. галл (приблизительно 34 л)

ВНИМАНИЕ

Если количество топлива по показаниям топливомера составляет 14 ам. галл, для расчета разницы количества топлива в левом и правом баках принимать значение 19,5 ам. галл.

ПРОЧИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

ТЕМПЕРАТУРА

Эксплуатация самолета разрешается только в том случае, если температура самолета не ниже -40°C (-40°F).

В случае охлаждения самолета до температуры ниже -20°C (-4°F) перед эксплуатацией необходимо прогреть двигатель и кабину при помощи внешнего обогревателя.

Эксплуатация самолета с установленной входной перегородкой топливного радиатора разрешается только в том случае, если температура наружного воздуха (ТНВ) при взлете не превышает 20°C (68°F).

Если ТНВ на взлете ниже -30°C (-22°F) должна быть установлена входная перегородка радиатора хладагента (ОАМ 40-364). Эксплуатация самолета с установленной входной перегородкой радиатора хладагента разрешается только в том случае, если ТНВ при взлете не превышает 0°C (32°F).

В случае охлаждения самолета до температуры ниже -30°C (-22°F) перед эксплуатацией необходимо прогреть аккумуляторы при помощи внешнего обогревателя (ОАМ 40-363).

ЗАРЯДКА АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ

Запрещается взлет для выполнения ночного полета по ПВП или полета по ППП с разряженной главной аккумуляторной батареей.

С разряженной главной аккумуляторной батареей самолета запрещается запуск двигателя с использованием внешнего источника электропитания, если предполагаемый последующий полет будет ночным полетом по ПВП или полетом по ППП. В этом случае необходимо сначала произвести зарядку главной аккумуляторной батареи самолета.

АВАРИЙНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ

Запрещается выполнение полетов по ППП, если нарушена пломба на аварийном выключателе.

ЗАМОК ДВЕРИ

Во время эксплуатации самолета запрещается запирасть замки фонаря и пассажирской двери.

ЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Использование и включение электронного оборудования, не входящего в состав оборудования самолета, не допускается, поскольку это может привести к созданию помех для работы БРЭО.

Примеры оборудования, использование которого не рекомендуется:

- Мобильные телефоны
- Пульты дистанционного управления, работающие по радиоканалу
- Оборудование с экранами на ЭЛТ
- Оборудование записи на дисках MiniDisc

Этот перечень не является исчерпывающим.

Разрешается пользование портативными компьютерами, включая компьютеры с приводами CD-ROM, CD- и MiniDisc-плеерами в режиме воспроизведения, кассетными плеерами и видеокамерами. Тем не менее, все перечисленное оборудование перед взлетом и посадкой следует отключать.

КУРЕНИЕ

Курить в самолете запрещается.

Базовый конспект для самостоятельной подготовки летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

1.7. Особенности выполнения полетов в условиях
низких температур

Особенности выполнения полетов в условиях низких температур.

В соответствии со спецификацией и технической документацией, *самолёт Diamond-40 NG допущен к эксплуатации в странах СНГ только при температуре воздуха от -35°C до $+45^{\circ}\text{C}$ и только в том случае, если продолжительность стоянки самолета при температуре ниже -20°C не превышала 5 часов.*

Запуск поршневых двигателей, к которым относится двигатель AustroEngine, затруднен при температуре окружающего воздуха ниже 5°C и невозможен при температуре ниже минус $3-6^{\circ}\text{C}$ без предварительного их подогрева. Заглушка радиатора, должна быть установлена во избежание переохлаждения топлива (прим.: заглушка устанавливается при температуре воздуха $<+20^{\circ}\text{C}$). Изморозь на поверхности подлежит удалению перед полетом волосяными щетками или резиновыми скребками. Также необходимо убедиться в отсутствии отложений в узлах крепления и щелях. Руление при установившемся снежном покрове производится на пониженной скорости и с усиленной осмотрительностью.

Безопасность, экономичность и эффективность всех видов полетов зависит от качества подготовки к полету. Из-за наличия таких опасных метеоявлений, как: обледенение, туманы, гололёд, метель, ливневые осадки, грозовая деятельность, пилоту перед каждым полетом необходимо проанализировать метеоусловия. Следует обращать внимание на дефицит точки росы и высоту слоя замерзания. Если зоны облачности, определенные по картам АТ, совпадают с температурами порядка от 0°C до -20°C , то в таких облаках следует ожидать обледенение самолета. Проанализировав метеоусловия КВС определяет зоны опасных явлений и планирует маршруты их обхода, ухода на запасной аэродром.

Из-за пониженных температур, характерных для ОЗП, плотность воздуха увеличивается, что оказывает влияние на точность показаний пилотажных приборов (барометрический высотомер, указатель скорости), а также на аэродинамические характеристики самолёта. Именно поэтому пилот во время штурманской подготовки должен особое внимание уделить расчёту минимальной безопасной высоты, крейсерской скорости, учесть повышение тяговой вооруженности и лётных характеристик воздушного судна.

В полёте визуальная ориентировка затруднена. Ландшафт имеет однообразный цвет и структуру. Реки и озёра трудноразличимы т.к. они покрываются льдом, найти их можно только по очерченной береговой черте, растительности на ней и теням от крутых берегов. Железные дороги и автодороги (в зависимости от снежного покрова и наезженности) опознаются по фонарным столбам, остановкам, станциям, перекрёсткам, чёрным, темно-серым ниточкам. Трудности возникают и при поиске маленьких посёлков. Определить их можно по пёстрой окраске крыш домов, а также по расположению относительно других ориентиров.

Базовый конспект для самостоятельной подготовки
летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

1.8. Влияние низких температур на взлетно-посадочные
характеристики.

Влияние низких температур на взлетно-посадочные характеристики ВС

1. Что такое температура, международные шкалы для ее измерения, среднегодовые значения

Температура — это величина, количественно характеризующая тепловое состояние тела.

В течение многих веков температура представлялась одним из сложных физических понятий. Ее нельзя измерить путем сравнения с эталоном. Долгое время нагретость тела объясняли количеством особого вещества — флогистона (теплорода). М.В. Ломоносов впервые раскрыл истинную природу тепловых процессов, обусловленных движением частиц газа

Для измерения температуры приняты:

- международная практическая температурная шкала (Цельсия)
- абсолютная термодинамическая шкала (Кельвина).

Температура, измеренная по этим шкалам, обозначается соответственно t и T .

Для построения шкалы Цельсия принимается, что при нормальном атмосферном давлении = **101 325,0 Па** температура таяния льда и кипения воды равны соответственно 0 и 100 °С. Температура $T = 0$ К (по шкале Цельсия минус 273,15 °С) называется **абсолютным нулем**, а температура, отсчитываемая от него, — абсолютной. Связь между абсолютной температурой T и температурой t по практической шкале выражается формулой

$$T = 273,15 + t$$

Среднегодовое значение температуры воздуха на уровне моря для средних широт принято: 15 °С и $T_0 \Rightarrow 273,15 + 15 = 288,15$ К.

2. Непосредственное влияние низкой температуры на полеты воздушного судна

Температура воздуха оказывает прямое и косвенное влияние на работу авиации.

Прямое – это характер погоды, в значительной степени обуславливаемый температурой. Очень низкие, наблюдаемые у поверхности земли, сильно усложняют работу технического состава по подготовке авиационной техники, а также усложняют её эксплуатацию.

Косвенно температура влияет на плотность воздуха, которая определяет режимные характеристики полёта ВС.

Изменение скоростного напора вызывает изменение тяги двигателей, подъёмной силы, лобового сопротивления и, следовательно, горизонтальной и вертикальной скоростей ВС.

Температура, близкая к 0° С, может привести к:

-замерзанию воды в радиаторах;

-образованию гололёда, лёд на ВПП в свою очередь осложняет руление, взлёт и посадку ВС. Торможение на скользкой ВПП может привести к выкатыванию ВС за пределы рабочей части ВПП;

-при полёте в облаках при температуре ниже 0°С может произойти обледенение ВС, что представляет большую опасность для летящего ВС.

Низкая температура очень негативно влияет на такие этапы полета как руление, взлет и посадка:

В английской авиационной терминологии есть такое понятие как «**Black Ice**». Под этим понятием понимается очень тонкий лёд на поверхности ВПП.

При наличии такого льда на ВПП, время и дистанция разбега и пробега увеличиваются, затрудняется торможение и разгон ВС, становится проблематично вести руление.

3.Обледенение самолета

Обледенение самолета является одним из опасных для полета метеорологических явлений. Обледенение ухудшает аэродинамические и летные характеристики самолета, его устойчивость и управляемость, а также увеличивает полетную массу самолета, отрицательно влияет на работу его силовой установки

Обледенение характеризуется степенью и интенсивностью обледенения

Степень обледенения — это количество льда в миллиметрах, отложившегося на поверхности самолета за все время выполнения полета в зоне обледенения.

По шкале указателя различают:

- 1) слабое обледенение — *толщина льда до 15 мм;*
- 2) среднее — *от 15 до 30 мм;*
- 3) сильное — *более 30 мм.*

Интенсивность обледенения — это скорость нарастания льда в миллиметрах в минуту.

По шкале указателя различают:

- 1) слабую интенсивность обледенения — *лед откладывается со скоростью до 2 мм/мин;*
- 2) среднюю — *от 2 до 4 мм/мин;*
- 3) сильную — *более 4 мм/мин.*

Отложение льда изменяет форму обтекаемых частей самолета и увеличивает шероховатость их поверхностей. Это ведет к более раннему срыву потока (при меньших углах атаки, чем без обледенения) и более раннему переходу ламинарного течения в турбулентное.

С началом срыва потока на обтекаемых поверхностях самолета увеличивается его профильное сопротивление, поскольку при срыве потока сопротивление давления возрастает. Увеличение профильного сопротивления самолета при обледенении происходит и вследствие более раннего перехода ламинарного течения в турбулентное, так как при этом возрастает сопротивление трения.

Также обледенение самолета вызывает значительное ухудшение его летных характеристик. Это происходит прежде всего вследствие увеличения потребных скорости, тяги и мощности для выполнения заданного режима полета и уменьшения располагаемых тяги и мощности силовой установки самолета. Увеличение потребной скорости для осуществления заданного режима полета самолета обусловлено падением коэффициента аэродинамической подъемной силы, а увеличение потребных тяги и мощности — уменьшением аэродинамического качества.

Базовый конспект для самостоятельной подготовки
летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

1.9. Особенности эксплуатации двигателей и систем ВС
в ОЗП

ЛТК СПбГУ ГА

Особенности эксплуатации двигателей и систем ВС в ОЗП

Особенности подготовки и запуска двигателя

При температуре самолета ниже -20°C перед запуском двигателя, необходимо обогреть двигатель с помощью МП (моторного подогревателя) на рисунке 1 представлен пример такого обогревателя – МП-85.

При неуспешном запуске двигателя при минусовых температурах к самолету подключается внешний источник питания с напряжением **24 В**, представленный на рисунке 2. Это делается, потому что низкая температура уменьшает ёмкость бортового аккумулятора, которой может не хватить для запуска двигателя.

Следует обратить внимание!!! Поскольку при эксплуатации в ОЗП двигатель может запуститься не с первой попытки, необходимо учитывать следующие ограничения:

- Нельзя допускать работы двигателя стартера более **10 секунд**;
- Перед повторным запуском двигателя необходимо подождать **60 секунд**;
- Если в течение **3 секунд** после запуска давление масла не выходит из красного сектора, следует ENGINE MASTER перевести в положение OFF.

Особенности и контроль качества топлива перед заправкой



Зимой вода, имеющаяся в топливе, кристаллизуется. Эти кристаллы могут засорить фильтры и ограничить подачу топлива в двигатель. Для этого в ОЗП уделяют особое внимание сливу отстоя для проверки топлива. В этот период перед заправкой, отстой из топливозаправщика сливается уже не раз в 6, а раз в 3 часа, или чаще при резком изменении температуры воздуха. На рисунке 3 представлен отстой, слитый из топливозаправщика для проверки топлива. Также следует обращать особое внимание на слив отстоя из самолета.



Базовый конспект для самостоятельной подготовки
летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

- 1.10. Условия и виды обледенения. Рекомендации по пилотированию воздушных судов в условиях обледенения применительно к эксплуатируемым типам ВС.

ЛТК СПбГУ ГА

УСЛОВИЯ И ВИДЫ ОБЛЕДЕНЕНИЯ. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПИЛОТИРОВАНИЮ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ, ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ЭКСПЛУАТИРУЕМЫМ ВС.

Обледенением называется отложение льда на обтекаемых частях самолетов и вертолетов, а также на силовых установках и внешних деталях специального оборудования при полете в облаках, тумане или мокром снеге. Обледенение возникает в том случае, если в воздухе на высоте полета имеются переохлажденные капли, а поверхность воздушного судна имеет отрицательную температуру.

Обледенение ВС происходит лишь при определенных сочетаниях температуры и влажности воздуха. Чаще всего оно начинается, если в воздухе имеется переохлажденная вода. Обледенение происходит при столкновении переохлажденных капель воды с частями ВС.

Наибольшая вероятность обледенения - в облаках, состоящих только из переохлажденных водяных капель, т.е. в чисто водяных. Поскольку водяные капли могут существовать в переохлажденном состоянии, главным образом, при температуре от 0 до -10 °С, то именно эти значения температуры являются наиболее опасными в отношении обледенения. Такие температуры чаще всего встречаются в нижних слоях атмосферы, поэтому обледенение возникает в основном на высотах до 3000 м.

Обледенение возможно и на больших высотах, в так называемых высококучевых облаках, располагающихся обычно выше 3000 м. Капли воды могут существовать в высококучевых облаках в переохлажденном состоянии при температурах значительно ниже -10 °С, поэтому здесь обледенение может происходить при температурах от —25 до —30 °С.

Для оценки скорости льдообразования и соответствующей степени опасности обледенения используется понятие интенсивности обледенения — скорости изменения толщины слоя льда, образующегося на поверхности самолета. Выделяют три интенсивности обледенения: слабая — до 1 мм/мин; средняя — от 1 до 2 мм/мин; сильная — свыше 2 мм/мин. Известны случаи, когда в особо благоприятных для обледенения условиях его интенсивность достигала 20...25 мм/мин.

Одна из основных мер по обеспечению безопасности полетов в условиях обледенения — своевременное включение противообледенительной системы (ПОС). Отложение льда на несущих поверхностях самолета при неработающей

ПОС и вызванное этим увеличение сопротивления могут быть частично или полностью компенсированы поддержанием рекомендованной РЛЭ скорости полета, а также повышенным режимом работы двигателей.

Основная опасность обледенения заключается в том, что лед, откладываясь на обтекаемых частях ВС, увеличивает их размеры и массу, изменяет форму. Связанные с этим падение подъемной силы и рост сопротивления приводят к увеличению потребной тяги или мощности, а значит, к уменьшению избытка последних. В результате уменьшаются потолок, крейсерская и максимальная скорости полета, его дальность и продолжительность. Ухудшаются маневренные характеристики ВС, возрастает расход топлива.

Отложение льда на несущих поверхностях самолета вызывает торможение воздушного потока, вследствие чего могут возникать местные срывы даже при малых углах атаки, что создает условия для возникновения раннего общего срыва потока. Таким образом, при обледенении несущих поверхностей велика вероятность приближения к срывному режиму, что приводит к уменьшению критического угла атаки и подъемной силы.

Обледенение винтов сопровождается тряской самолета, возникающей вследствие появления дисбаланса лопастей, так как лед намерзает на лопасти неравномерно и по времени, и по количеству. Сначала он появляется на втулке винта, а затем распространяется к концевым частям лопастей. Обледенение винтов опасно еще и тем, что куски льда могут сорваться с лопастей и повредить обшивку самолета или попасть в двигатель.

Обледенение ВС в большинстве случаев происходит в воздушной среде, содержащей капли переохлажденной воды, в основном в кучевых или слоистых облаках, в условиях тумана, мороси, дождя, мокрого снега при отрицательном или околонулевой температуре наружного воздуха. Наибольшая вероятность обледенения существует в условиях повышенной влажности воздуха на малых высотах в диапазоне температур от 0 до -20 °С и в особенности от -5 до -10 °С. Однако входные устройства авиационных двигателей могут подвергаться обледенению и при положительных температурах наружного воздуха (приблизительно до $+5$ °С) — вследствие адиабатического расширения воздуха во входном устройстве влага конденсируется на его стенках и в последующем замерзает. Особенно быстрое и сильное обледенение наблюдается во фронтальных инверсиях, когда при подъеме теплого воздуха над слоем холодного (теплый фронт) возникает «замерзающий дождь».

Обледенение - одно из наиболее неблагоприятных метеорологических явлений, от которого в значительной мере зависит безопасность и регулярность полетов самолетов и вертолетов. Сильное обледенение может привести к авиационному происшествию.

Лед, сухой снег и град обычно сносятся потоком не вызывая обледенения. Оседание этих частиц наблюдается только при достаточно больших положительных значениях температуры поверхности самолета, когда частица успевает сначала расплавиться, а затем снова замерзнуть при столкновении на поверхности ВС с себе подобными. Сублимация водяного пара имеет место в тех случаях, когда упругость водяного пара в воздухе превышает упругость насыщения пара над льдом. Это происходит при соприкосновении водяного пара (воздуха) с более холодными, чем воздух, частями самолета (при быстром снижении самолета из зоны холодного воздуха или при входе самолета в слой инверсии). При этом на поверхности самолета образуются кристаллы льда, которые быстро исчезают. В результате отложения льда на поверхности ВС изменяются аэродинамические условия обтекания самолета воздушным потоком. При этом увеличивается вес самолета и нарушается равновесие аэродинамических сил. Отложение льда на внешних частях воздухозаборника уменьшает поступление воздуха в двигатель, тем самым уменьшая его мощность и тягу. Отложение льда на антеннах ухудшает радиосвязь, а лед, образовавшийся на остеклении кабины, может исключить для экипажа возможность визуальной ориентировки. Неравномерный срыв кусков льда с обледеневшей поверхности ВС и их попадание в двигатель или просто столкновение с поверхностью воздушного судна может вызвать поломку отдельных агрегатов и узлов и тем самым стать причиной летного происшествия или предпосылки к нему.

Виды обледенения и их характеристики

Обледенению подвержены все типы воздушных судов, включая сверхзвуковые самолеты, так как при взлете и посадке любой сверхзвуковой самолет летит со сравнительно небольшой дозвуковой скоростью.

Отложения льда в полете, их вид и структура зависят от микроструктуры облаков, температуры воздуха на эшелоне полета и режима полета. По своему характеру эти отложения могут быть в виде льда, изморози или инея.

Лед может быть прозрачным, матовым (полупрозрачным, смешанным) и белым (крупнообразным).

Прозрачный лед образуется, как правило, при полете в облаках, состоящих только из переохлажденных капель, или под облаками в зоне

переохлажденного дождя при температурах от нуля до -10 . Лед отлагается весьма интенсивно, преимущественно на передних кромках крыла и стабилизатора, на носовом коке самолета и воздухозаборнике.

Образующийся лед гладкий плотно прилипает к поверхности самолета, удаляется с трудом. Обычно прозрачный лед незначительно искажает профиль несущих поверхностей самолета и мало опасен до тех пор, пока толщина льда небольшая. При значительной толщине такое отложение льда становится опасным.

Матовый (полупрозрачный, смешанный) лед возникает при полете в смешанных облаках, состоящих из большого количества мелких и крупных переохлажденных капель, а также из ледяных кристаллов и снежинок. Крупные капли растекаются и замерзают, а мелкие, сталкиваясь с самолетом, замерзают не растекаясь. Снежинки и кристаллы, прилипая к замерзающей водяной пленке, вмораживаются в нее и образуют ледяное отложение с матовой шероховатой поверхностью, резко ухудшающей аэродинамические характеристики самолета. Такое отложение возникает чаще всего при температуре воздуха от -6 до -10°C и является наиболее тяжелым и опасным видом обледенения.

Белый (крупнообразный) лед возникает вследствие замерзания мелких капель при температуре ниже -10°C . Обледенение такого характера обычно наблюдается в облаках, состоящих из сравнительно однородных мелких капель. Образующийся белый пористый лед, неплотно прилипает к поверхности самолета. При продолжительном полете и увеличении плотности льда он может представлять серьезную опасность.

Изморозь. Изморозь представляет собой белое крупнозернистое кристаллическое отложение, образующееся при полете в облаках при температуре значительно ниже -10°C . Изморозь возникает при замерзании капель вместе с ледяными кристаллами. Она имеет неровный шероховатый вид, непрочно прилипает к поверхности самолета и сдувается воздушным потоком.

Иней. Иней представляет собой белый мелкокристаллический налет, возникающий в результате сублимации водяного пара. При вибрации самолета он легко отделяется от его поверхности и обычно не создает трудностей для полета. Опасность представляет только отложение инея на остеклении кабины, что создает определенные трудности при визуальном обзоре и как следствие - при управлении самолетом. Ледяные отложения, встречающиеся в полете, можно также классифицировать по форме отложения льда на поверхности воздушного судна. При классификации ледяных отложений по этому признаку можно выделить следующие виды обледенения:

- - **профильное отложение льда.** Этот вид обледенения чаще всего наблюдается в облаках с небольшой влажностью при температуре воздуха ниже -20°C . Отложение льда по форме повторяет профиль (форму) той части воздушного судна, на которой этот лед отложился. Такой лед держится на поверхности очень прочно, но не очень опасен, так как только увеличивает вес самолета и не очень искажает (ухудшает) его аэродинамические характеристики.
- - **желобковый вид обледенения.** Такой вид обледенения наблюдается тогда, когда на передней кромке крыла температура воздуха выше нуля градусов, а на остальной части крыла - ниже нуля градусов. Иногда такой вид обледенения наблюдается и полете в крупнокапельных облаках. Капля в критической (передней) точке крыла из-за своих больших размеров не успевает сразу замерзнуть, растекается по поверхности крыла и замерзает на некотором удалении от передней кромки. За счет этого «наросты льда» появляются не на самой передней кромке, образуя желобковый вид обледенения. Этот вид обледенения образуется в облаках с большой влажностью при температуре воздуха от -5 до -8°C . Такой вид обледенения достаточно опасен, так как, с одной стороны, он сравнительно прочно держится на поверхности самолета, а, с другой стороны, значительно изменяет форму обтекаемых частей самолета и ухудшает его аэродинамику.
- **хаотический вид обледенения.** Этот вид обледенения наблюдается при полетах в смешанных облаках и осадках. Наросты льда при этом в буквальном смысле слова «торчат в разные стороны». Этот вид обледенения достаточно опасен и был бы даже опаснее предыдущего, но он очень непрочен и удерживается на поверхности самолета и легко сдувается потоком набегающего воздуха.

Метеорологические условия обледенения

Говоря о физике обледенения, можно еще раз подчеркнуть, что для его возникновения необходимыми условиями являются наличие отрицательной температуры поверхности воздушного судна (с учетом кинетического нагрева) и наличие в воздухе сконденсированной влаги (облака, осадки).

Справедливости ради нужно сказать, что иногда (сравнительно редко) обледенение поверхности ВС может произойти и при непосредственной сублимации водяного пара, но такое обледенение опасным, пожалуй, не назовешь, и перечисленных выше двух условий можно считать достаточным для возникновения обледенения.

Синоптические условия обледенения

Здесь в первую очередь нужно отметить, что в зоне атмосферных фронтов обледенение ВС встречается чаще, а его интенсивность значительно больше, чем при внутримассовой облачности. На теплых фронтах обледенение чаще всего наблюдается в теплом воздухе в интервале температур от -10 до -20°C . Чем активнее фронт, чем четче в зоне фронта прослеживаются все фронтальные характеристики и признаки, тем интенсивнее обледенение в зоне теплого фронта. На холодных фронтах, также как и на теплых, обледенение чаще наблюдается в теплом воздухе. Интенсивность обледенения зависит от типа холодного фронта. На холодных фронтах первого рода интенсивность обледенения, как правило, не превышает умеренную (если на этом фронте нет кучево-дождевой облачности), а на холодных фронтах второго рода интенсивность обледенения обычно сильная. На фронтах окклюзии обледенение чаще всего наблюдается в зоне точки окклюзии в районе холодного фронта.

Температурный слой, в котором обледенение ВС возникает наиболее часто, на всех фронтах остается примерно одинаковым: от -5 до -20°C .

С точки зрения выполнения полетов в условиях возможного обледенения для авиации наибольшую опасность представляют слоисто-дождевые облака при полетах магистральных самолетов и слоистые облака при полетах вертолетов и малой авиации.

Вертолеты более подвержены обледенению, чем самолеты, и их чисто технически значительно труднее защитить от обледенения. Это несмотря на то, что физические условия обледенения самолетов и вертолетов практически одинаковы.

Вертолеты могут обледеневать как при горизонтальном, так и при вертикальном полете. При горизонтальном полете с относительно большой скоростью в условиях, благоприятных для обледенения, лед обычно отлагается на винтах, лобовых частях вертолета, носовой части кабины, антеннах, приемнике воздушного давления и т.д. Во время полета с относительно малыми скоростями в режимах набора высоты и вертикального снижения или при висении обледеневают только винты. При переохлажденном дожде, мороси, мокром снеге кроме винтов могут обледеневать и другие части вертолета.

Наибольшую опасность представляет обледенение несущего винта, которое возможно при любом режиме полета вертолета. Обледенение лопастей винтов отличается значительным своеобразием. Скорость обтекания лопасти воздушным потоком изменяется в значительных пределах: от почти звуковой на конце лопасти до отрицательной в зоне обратного обтекания. Последняя

представляет собой зону в комлевой части лопасти, в пределах которой лопасть движется задней кромкой вперед. Интенсивность обледенения винтов при постоянном числе оборотов двигателя зависит от линейной скорости движения лопастей при вращательном движении, от материала, из которого сделаны лопасти, и качества его обработки, а также от метеорологических факторов. Среди последних наиболее существенны водность облака, размер облачных капель и температура воздуха. Интенсивность обледенения тем больше, чем больше водность облака и крупнее капли.

При температуре воздуха -10°C и ниже лопасти несущего винта большинства вертолетов обледеневают практически по всей длине. При полете с поступательной скоростью лед отлагается вдоль лопасти неравномерно. Так, в зоне обратного обтекания интенсивность обледенения невелика и лишь немного возрастает вдоль лопасти. По мере удаления от оси винта интенсивность обледенения начинает довольно быстро увеличиваться. Когда температура воздуха выше некоторой предельной величины, концевые части лопастей перестают обледеневать, поскольку кинетический нагрев этой части лопастей становится достаточным для того, чтобы температура здесь была положительной.

Вследствие совместного воздействия температуры воздуха и скорости потока отложение льда по длине лопасти может иметь разные формы. На форму отложения льда влияют также различные небольшие неровности поверхности лопасти.

По сравнению с самолетами вертолеты более чувствительны к обледенению, так как на лопастях винтов лед откладывается быстрее, чем на плоскостях самолетов при одних и тех же погодных условиях. Поэтому очень часто в тех случаях, когда в прогнозах погоды указывается умеренное или сильное обледенение, полеты вертолетов не производятся. Обледенение вертолетов наиболее вероятно при полетах в облаках, в зоне переохлажденного дождя и над открытыми водными пространствами при температурах воздуха от 0 до -10°C . Если полет выполняется при температурах воздуха -20°C и ниже, лед может образоваться на внутренней поверхности фонаря кабины вертолета, в результате чего сильно ухудшаются условия обзора и затрудняется визуальная ориентировка.

Условия возникновения обледенения

Отложение льда на самолетах и вертолетах наблюдается как на земле, так и в полете. Обледенение на земле отмечается при выпадении переохлажденного дождя и других метеорологических явлениях, связанных с образованием

гололеда или инея. Выпускать в полет самолет, покрытый льдом, снегом или инеем, запрещается.

Обледенение самолета обычно происходит при полете облаках, мокром снеге, переохлажденном дожде, тумане и мороси, а также в условиях повышенной влажности воздуха, как при отрицательной, так и при небольшой положительной температуре наружного воздуха. Наиболее часто возникает обледенение при температуре от 0 до -20°C (на высотах ниже 5000 м). Обледенение самолета на больших высотах полета встречается редко, но возможно в любое время года.

Обледенению подвергаются крыло, оперение, воздухозаборники двигателей, стекла фонаря и другие выступающие детали на поверхности самолета. Интенсивность обледенения обычно характеризуется толщиной образовавшегося льда за одну минуту и колеблется от нескольких сотен сотых миллиметра до 5-7 мм/мин. Наблюдались случаи обледенения с интенсивностью до 25 мм/мин.

При малых скоростях полета отложение льда облачности обычно происходит на передних кромках деталей самолета. Особую опасность для полета вызывает обледенение передних кромок крыла, стабилизатора, киля и воздухозаборников двигателей.

При больших скоростях вследствие адиабатического сжатия и трения воздуха в пограничном слое потока значительно повышается температура поверхности самолета, отчего интенсивность обледенения и температуры воздуха уменьшается. Кроме того, изменяются формы ледяных наростов и их расположение на поверхности самолета. Наибольшему нагреву подвергается передняя кромка крыла, стабилизатора и киля.

В зависимости от скорости полета форма отложения льда может быть клинообразная (профильная, гладкая), желобкообразная (рогообразная, шероховатая), бугристая (грибовидная).

Методы борьбы с обледенением

Обледенение воздушного судна в полете настолько опасно, что практически на каждом типе самолета и вертолета предусмотрена и используется какая-нибудь противообледенительная система (ПОС). Все способы борьбы с обледенением можно разделить на несколько групп.

Основные из них следующие :

Механический способ. Этот способ заключается в механическом удалении образовавшегося льда с лобовых частей самолета, его плоскостей и хвостового оперения. Способ применялся давно на не скоростных самолетах.

Его суть заключается в следующем. В передних кромках крыла, хвостового оперения и т.д. прокладываются резиновые протекторы (проще - резиновые шланги), через которые периодически пропускают сжатый воздух.

Протекторы начинают пульсировать, ломать лед, который на них отложился, а остальное делает воздушный поток, который этот лед сдувает. Недостатком этой противообледенительной системы является нарушение аэродинамических характеристик крыла и оперения при вздутии протекторов, а также их слабая эффективность.

Физико-химический способ. Физико-химический способ борьбы с обледенением основан на уменьшении сцепления льда с поверхностью самолета или на уменьшении температуры замерзания воды. Для уменьшения силы сцепления льда с обшивкой самолета или вертолета использовались различные защитные покрытия в виде лаков, паст или смазок, а также вещества, не смачиваемые водой (парафин, вазелин, жиры и т.д.), однако эти средства не дали желаемого эффекта.

Тепловой (термический) способ. Тепловой способ борьбы с обледенением основан на термическом способе удаления льда. Этот способ в настоящее время получил самое широкое распространение. А для удаления льда всего-то нужно повысить температуру обледеневающих поверхностей до значений более 0°C. С этой целью широко применяются воздушно-тепловые противообледенительные устройства, обеспечивающие нагрев передних кромок крыла и хвостового оперения, воздухозаборников и остекления кабины экипажа. Воздушно-тепловые системы достаточно просты, однако они имеют один существенный недостаток. Дело в том, что если после двигателя горячие газы не сразу попадают в выходное сопло, а «гуляют» по самолету (даже делая «доброе дело» - борясь с обледенением), то в этом случае происходит заметная потеря мощности двигателя. Поэтому в последнее время все большее применение находят электротепловые противообледенительные системы, в которых рабочей частью является токопроводящий слой. Располагая его между изоляционными слоями и пропуская ток, можно обеспечить нагрев обледеневающей поверхности и удаление льда. Для уменьшения расхода электроэнергии электротепловая система работает в импульсном режиме, но исправно делает свое дело. Обогрев остекления кабины также осуществляется электрическим способом. В стекла кабины (а это далеко не обычное оконное стекло) вмонтирована тонкая проволока, по которой при необходимости пропускают электрический ток. При прохождении тока стекло нагревается как в обычной

бытовой электроплитке, лед тает, и у экипажа пропадают все проблемы, связанные с обледенением.

Комбинированный способ. Этот способ заключается в совместном использовании всех трех, изложенных выше. Однако обычно так не делается. На воздушных судах одного типа, как правило, используется только какой-нибудь один способ борьбы с обледенением.

Косвенные приемы борьбы с обледенением. Косвенные приемы борьбы с обледенением заключаются в комплексном анализе метеорологических условий на предмет оценки возникновения обледенения и при возможности - изменения маршрута и профиля полета, а также в увеличении скорости полета.

Если позволяют условия и полетное задание, то можно изменить маршрут полета, т.е. обойти стороной зону возможного обледенения. При изменении высоты полета экипажу следует или выйти из облаков, или снизиться так, чтобы на высоте полета была положительная температура воздуха, или, наоборот, набрать высоту так, чтобы на эшелоне температура воздуха оказалась ниже - 20°C. Что же касается увеличения скорости полета, то это тривиальный кинетический нагрев, который доводит поверхность ВС до положительных температур.

Обледенение самолета обычно происходит при полете в облаках, мокром снеге, переохлажденном дожде, тумане и мороси, а также в условиях повышенной влажности воздуха как при отрицательных, так и при небольших положительных температурах наружного воздуха. Обледенению подвергается крыло, оперение, воздухозаборники двигателей, стекла фонаря и другие выступающие детали на поверхности самолета

Интенсивность обледенения обычно характеризуется толщиной образующегося льда за одну минуту и колеблется от нескольких сотых миллиметра до 5 ...7 мм/мин. Наблюдались случаи обледенения с интенсивностью до 25 мм/мин.

Форма ледяных наростов и интенсивность их образования в основном определяются метеорологическими условиями, но в значительной степени также зависят от формы деталей самолета и скорости полета. Причем, с увеличением скорости до какой-то определенной величины интенсивность обледенения возрастает, так как за единицу времени к единице поверхности самолета подходит большее количество переохлажденных капель воды, находящихся в воздушном потоке.

При малых скоростях полета отложение льда обычно происходит на передних кромках деталей самолета. Особую опасность для полета вызывает

обледенение передних кромок крыла, стабилизатора киля и воздухозаборников двигателей.

При больших скоростях вследствие адиабатического сжатия и трения воздуха в пограничном слое потока повышается температура поверхности самолета. Вследствие этого интенсивность обледенения и температура воздуха, в котором оно возможно, уменьшается. Кроме того, изменяется форма ледяных наростов и их расположение на поверхности самолета. Наибольшему нагреву подвергается передняя кромка крыла, стабилизатора и киля, точнее их критическая линия (линия, на которой происходит полное затормаживание потока).

Прирост температуры в критической точке профиля крыла при различных скоростях полета вне облаков:

V , км/ч 300 400 500 600 700 800 900 1000

$\Delta t^\circ\text{C}$ 3,5 6,2 9,6 13,9 19 24,6 31,2 38,7

При полете в облаках (в условиях обледенения) нагрев несколько меньше, так как происходит некоторая потеря тепла вследствие испарения капельной влаги. По мере удаления от критической линии к задней кромке профиля температура постепенно понижается, а это значит, что на передней кромке крыла температура может быть положительной, в то время как на задней части она отрицательная. При таком характере изменения температуры по крылу переохлажденные капли воды на передней кромке нагреваются и лед не образуется. Перемещаясь по направлению течения пограничного слоя, вода постепенно охлаждается и в определенном месте на поверхности крыла замерзает.

Учитывая нагрев воздуха в точках торможения потока и в пограничном слое, можно сделать вывод, что обледенение скоростных самолетов происходит при более низких температурах. Причем, на больших скоростях температура вероятного обледенения ниже (рис. 91,а).

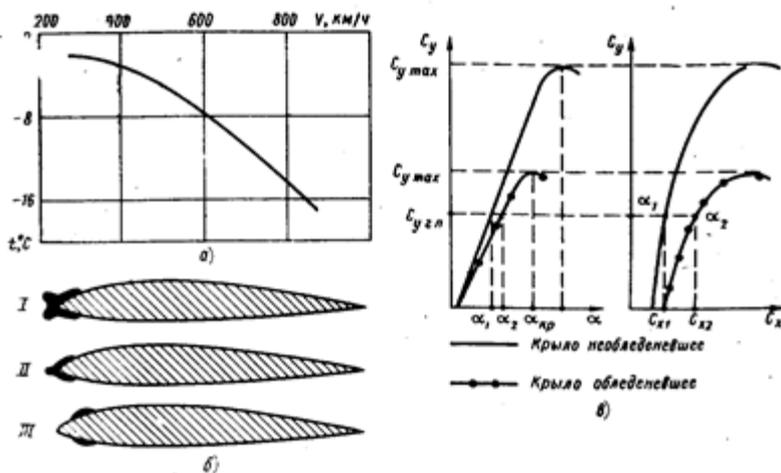


Рис. 91. Полет в условиях обледенения:

а—зависимость $t^\circ\text{C}$ воздуха от скорости полета V , при которой возможно обледенение самолета; б—виды обледенения крыла; в—изменение аэродинамических характеристик при обледенении самолета

При температурах, соответствующих кривой и более низких, обледенение возможно.

При обледенении значительно нарушается плавность обтекания крыла, горизонтального и

вертикального оперения. Наиболее значительно ухудшается обтекание профилей в случае обледенения первого вида (см. рис. 91,б, 1), при котором уже на передней кромке, у рогообразных ледяных выступов, происходит интенсивное вихреобразование. Такой вид ледяных наростов может иметь место при полете на малых скоростях в зоне с очень интенсивным обледенением или при неработающей противообледенительной системе.

Нарушение плавности обтекания вызывает значительное перераспределение давления по профилю и изменяет величину сил трения. Вследствие этого на каждом угле атаки коэффициент C_u уменьшается, C_x возрастает, а аэродинамическое качество самолета резко уменьшается. Критический угол атаки крыла и оперения, а также $C_{u_{\max}}$ и $C_{u_{\text{доп}}}$ уменьшаются (см. рис. 91,в). Такое изменение аэродинамических характеристик самолета вызывает ухудшение и летных характеристик на всех этапах полета.

Скорость и тяга, необходимые для горизонтального полета, возрастают вследствие уменьшения C_u , увеличения C_x и падения аэродинамического качества самолета. В случае обледенения воздухозаборников двигателей возможно падение тяги силовой установки, а также повреждение двигателей. Увеличение потребной тяги и некоторое уменьшение располагаемой вызывает уменьшение запаса тяги. Минимальная и минимально допустимая скорость горизонтального полета увеличиваются, а максимальная и число M уменьшаются. Диапазон скоростей, практический потолок, скороподъемность и угол подъема самолета уменьшаются.

Нарушение плавности обтекания крыла и оперения значительно уменьшает диапазон центровок, при которых возможно обеспечить устойчивое продольное равновесие, а также вызывает ухудшение и боковой устойчивости самолета. Значительно ухудшается эффективность рулей.

Для обеспечения безопасности полета следует перед вылетом тщательно изучить метеобстановку на трассе, особенно в районе аэродромов взлета и посадки, учитывая, что большинство случаев обледенения самолетов наблюдается на меньших высотах (менее 5000 м). Обледенение самолета на больших высотах полета встречается редко, но возможно в любое время года.

При интенсивном обледенении полет производить запрещается в связи с возможным повреждением двигателей, а также значительным ухудшением летных характеристик самолета.

Взлет на обледеневшем самолете производить запрещается, так как вследствие ухудшения обтекания значительно увеличивается скорость отрыва и длина

разбега, а нарушение устойчивости и управляемости не гарантирует безопасности взлета. При взлете в условиях возможного обледенения: противообледенители двигателей, воздухозаборников и стекол фонаря кабины пилотов включаются после запуска двигателей; противообледенитель крыла и оперения после взлета в наборе высоты.

Набор высоты, горизонтальный полет и снижение в условиях обледенения при нормально действующих противообледенительных устройствах не имеют существенных отличий от нормального полета. Набор высоты при прохождении зон обледенения необходимо производить на номинальном режиме работы двигателей с максимальной вертикальной скоростью, которая будет при наивыгоднейшей скорости набора высоты. Противообледенительную систему (ПОС) крыла и оперения при полете на эшелоне необходимо включать за 3...5 мин до входа в зону возможного обледенения.

После выхода самолета из зоны обледенения противообледенители выключаются только после удаления льда с поверхности самолета. При заходе на посадку (до выполнения третьего разворота) осмотром убедиться в отсутствии льда на стабилизаторе.

Заход на посадку и посадка с нормально работающими противообледенительными системами выполняется нормально. Уход на второй круг необходимо выполнять с высоты не менее 20 м.

Руление на стоянку производить с выпущенной механизацией крыла и убирать ее только при отсутствии льда.

Учитывая ухудшение устойчивости и управляемости обледеневшего самолета в полете, особенно при снижении и посадке, следует создавать центровку, близкую к средней. При такой центровке самолет балансируется почти при нейтральном положении руля высоты, а это значит, что запас по рулю высоты для обеспечения равновесия и управляемости наибольший.

При посадке на обледеневшем самолете посадочная скорость и длина пробега самолета будут большими.

Базовый конспект для самостоятельной подготовки
летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

1.12. Порядок расчета взлетно-посадочных
характеристик с учетом фактической температуры
наружного воздуха во время взлета.

ЛТК СПбГУ ГА

Порядок расчета взлетно-посадочных характеристик с учетом фактической температуры наружного воздуха во время взлета

1. Взлетно-посадочные характеристики самолета

Взлетно-посадочные характеристики имеют очень важное значение для безопасности полетов, поскольку взлет и посадка являются самыми аварийными этапами полета.

К взлетно-посадочным характеристикам (ВПХ) относятся:

- максимально допустимые взлетная и посадочная массы
- характерные скорости на взлете и посадке.

Максимально допустимая взлетная масса (МДВМ) рассчитывается во время предполетной подготовки, так как она может ограничить коммерческую загрузку и заправку топливом. Взлетные скорости рассчитываются по фактической взлетной массе и должны обеспечить безопасность взлета.

2. Влияние температуры на ВПХ

Проявляющееся через изменение температуры и давления влияние на ВПХ плотности воздуха сказывается, во-первых, через изменение тяги двигателей, а во-вторых, через изменение скорости отрыва.

Так, при повышении температуры и уменьшении давления падает тяга двигателей и увеличивается истинная скорость отрыва (при том же значении приборной скорости), и, следовательно, для достижения этой увеличенной скорости, да еще при уменьшенной тяге, потребуется большая длина разбега, а градиент набора высоты после отрыва уменьшится. Если же длина ВПП ограничена, уменьшится МДВМ.

3. Порядок расчета ВПХ по номограммам РЛЭ

Для расчета ВПХ на самолете Diamond DA40NG используется номограмма, находящаяся в РЛЭ

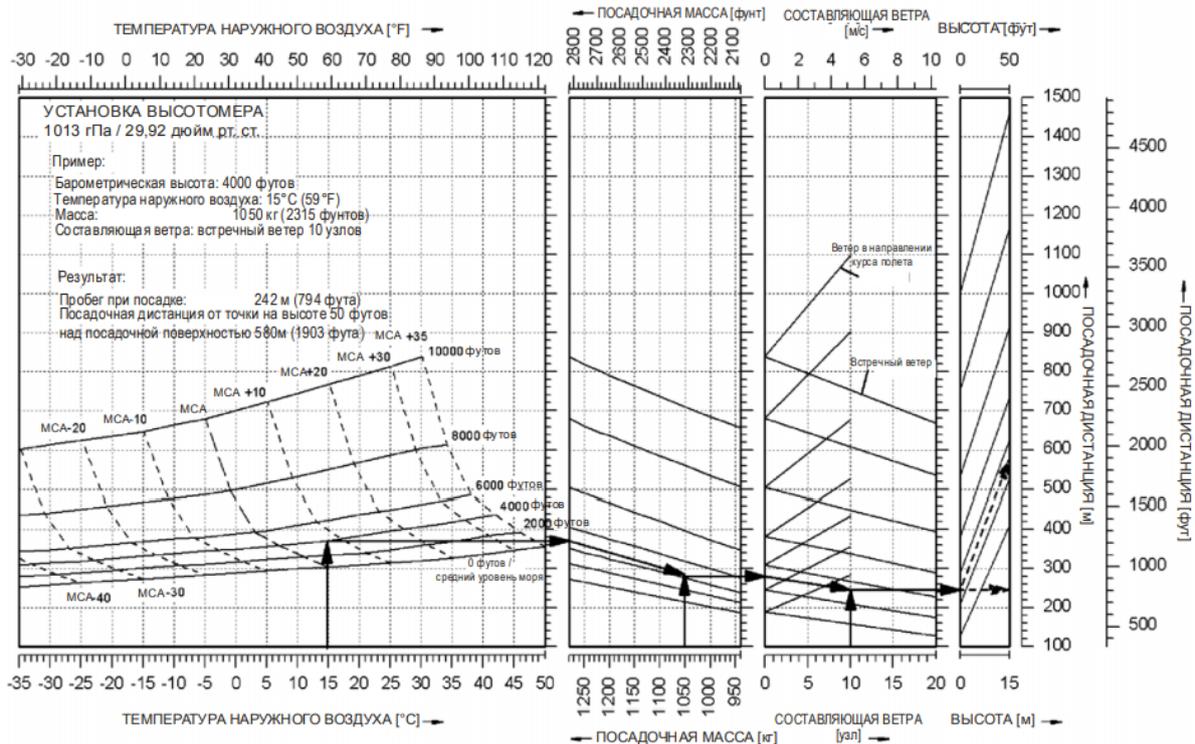
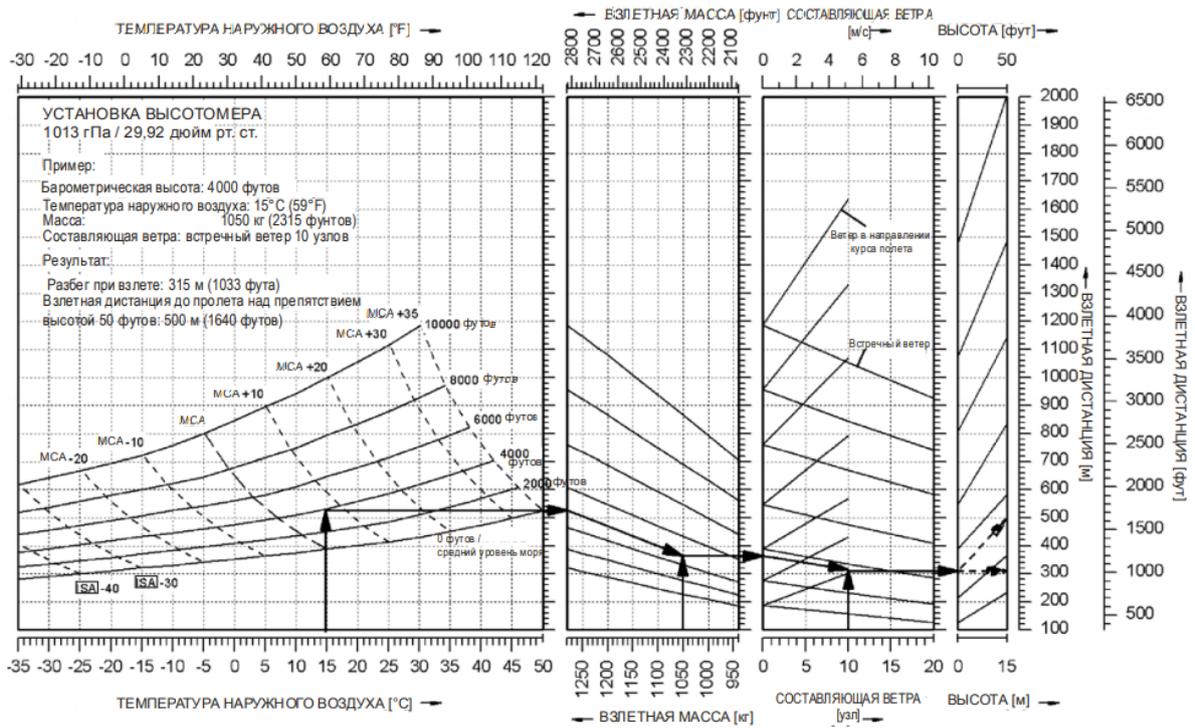


Рис. Номограммы взлетной и посадочной дистанции

Порядок расчета:

- 1) Соотнести температуру наружного воздуха с установкой высотомера;
- 2) Из получившейся точки пересечения провести прямую параллельную оси температур наружного воздуха до столбца «Взлетной/посадочной массы».
- 3) Провести прямую вертикальную линию вверх в месте значения вашей посадочной/взлетной массы к прямым на графике и затем соединить точку из п.2 с получившейся точкой. Прямая соединяющая эти точки должна быть параллельна одной из прямой в столбце «Взлетная/посадочная масса».
- 4) Из получившейся точки в п.3 проводим прямую параллельную оси посадочных/взлетных масс до столбца «Составляющая ветра».
- 5) Провести прямую вертикальную линию вверх в месте значения вашей составляющей ветра к прямым на графике и затем соединить точку из п.4 с получившейся точкой. Прямая соединяющая эти точки должна быть параллельна одной из прямой в столбце «Составляющая ветра». Вверх направлены прямые по направлению взлетно-посадочного курса, вниз-против (встречный ветер).
- 6) Из получившейся точки в п.5 проводим прямую параллельную оси «Составляющая ветра», до столбца «Высота».
- 7) В зависимости от того, что нам нужно: взлетная дистанция до $H=15\text{м}$ или длина разбега/пробега, соответственно проводим прямую параллельную прямым в этом столбце или прямую параллельную оси «Высота». Получившиеся значения и будут нужной длиной разбега/пробега(в метрах или футах) или взлетной дистанции до $H=15\text{м}$.

Базовый конспект для самостоятельной подготовки
летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

1.13. Расчёт необходимого запаса топлива до аэродрома
назначения и запасного.

ЛТК СПбГУ ГА

1.13 Расчёт необходимого запаса топлива.

$$Q_{\text{общ.}} = Q_{\text{АНЗ}} + Q_{\text{пол.}} + Q_{\text{зем.}}$$

1. Расчёт АНЗ ($Q_{\text{АНЗ}}$).

Аэронавигационный запас топлива – резерв топлива сверх расчётного количества для полёта от аэродрома вылета до аэродрома назначения, необходимый на случай изменения плана полёта, вызванного направлением на запасной аэродром, отклонением от утвержденного маршрута, усилением скорости

В общем случае АНЗ рассчитывается по формуле:

$$Q_{\text{АНЗ}} = Q_{\text{пол.З/А}} + Q_{\text{30 мин. круга}}$$

1.1. $Q_{\text{пол.З/А}} = t_{\text{пол.З/А}} \times q$, где $q=25\text{кг/час}$ (или **0.42 кг/мин**) – для DA-40NG

$$t_{\text{пол.З/А}} = S_{\text{З/А}} / W$$

Путевая скорость при полёте до запасного аэродрома рассчитывается по прогностическому ветру и среднему путевому углу до запасного аэродрома. При этом, учитывается только встречный ветер. При попутном ветре путевая скорость принимается равной истинной

1.2. $Q_{\text{30 мин. круга}} = q \times 30 \text{ мин.}$

Полученное значение АНЗ, вместе с расстоянием и временем полёта до З/А заносится в ШБЖ (в строку «Запасной аэродром _____» и в строчку «Посадка»)

Для учебных полётов запасным является аэродром вылета и АНЗ принимается равным 20 кг.

При полётах на другой аэродром расчёт топлива на запасной производится в зависимости от расстояния до него.

2. Расчёт топлива на полёт ($Q_{пол.}$)

Расчёт выполняется по норме расхода топлива на маршруте (см.таблицу расхода Q для типа ВС) и расчётному времени полёта на участках маршрута, а также по норме расхода при выполнении маневра выхода (2мин) и захода на посадку (5мин). Заполнение РПП (столбик «топливо расчётное») производится снизу – вверх включая строку «Взлёт».

3. Определение $Q_{зем.}$

Топливо, расходуемое на земле перед взлётом, складывается из топлива, расходуемого на запуск, опробование и прогрев двигателя, а также на руление от места стоянки до исполнительного старта.

Общее количество топлива, равное топливу в графе «взлёт» плюс $Q_{зем.}$ заносится в ШБЖ в графу «ВСЕГО ПО МАРШРУТУ _____» - «топливо расчетное».

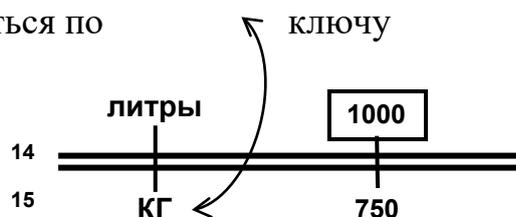
Фактическая заправка самолёта топливом должна быть не меньше рассчитанного количества.

ПРИМЕЧАНИЕ: При полётах на DA40NG пилоту необходимо знать значение $Q_{общ.}$ не только в «КГ», но и в литрах. При плотности керосина = 0.715

$$1 \text{ Литр} = 0.715 \text{ КГ}$$

$$1 \text{ КГ} = 1.4 \text{ Литра}$$

На НЛ-10 перевод из «КГ» в литры и наоборот, производится по



Базовый конспект для самостоятельной подготовки летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

- 1.14. Правила ведения визуальной осмотрительности в ОЗП на различных этапах полета. Действия экипажа при потере ориентировки в ОЗП. Правила ведения визуальной осмотрительности в ОЗП на различных этапах полета. Действия экипажа при потере ориентировки в ОЗП.

Правила ведения визуальной ориентировки.

При ведении визуальной ориентировки необходимо соблюдать следующие правила:

1. Перед сличением карты с местностью ориентировать её по странам света, чтобы расположение ориентиров на карте было подобным расположению ориентиров на местности.

2. Сочетать визуальную ориентировку с прокладкой пути, чтобы создать благоприятные условия для сличения карты с местностью в районе предполагаемого местонахождения самолёта.

3. Ожидать появления ориентиров в пределах видимости, т. е. знать, какой ориентир и с какого направления должен появиться. Соблюдая это правило пилот будет иметь больше времени на распознавание появившегося в поле зрения ориентира.

4. Вначале следует опознать крупные, наиболее характерные ориентиры, а затем переходить к опознаванию более мелких ориентиров, расположенных вблизи линии пути самолёта или под самолётом.

5. Ориентиры надо опознавать не по одному, а по нескольким отличительным признакам, чтобы не принять один ориентир вместо другого, похожего на первый. Основными признаками ориентиров являются их размеры, конфигурация, окраска. К дополнительным признакам относятся: тип, количество и направление дорог, подходящих к населённому пункту; наличие и взаимное расположение других ориентиров вблизи опознаваемого ориентира, например рек, озёр, дорог, леса и т. д. Использование дополнительных признаков позволяет безошибочно распознавать ориентиры и уверенно осуществлять ориентировку. Ориентир считается достоверно опознанным, если все его признаки совпадают с их изображениями на карте и если опознаются другие ориентиры, находящиеся вблизи линии пути самолёта.

Следует отметить, что ведение визуальной ориентировки в осенне-зимний период осложняется изменением земного покрова, наличием снега, «размыванием» или полным исчезновением привычных ориентиров, таких как реки, озёра, грунтовые дороги и т.д., Поэтому особое значение приобретает изучение района полётов и тщательная подготовка к каждому полёту.

Действие экипажа при потере ориентировки.

При потере ориентировки командир воздушного судна обязан:

- а) включить сигнал "Бедствие";
- б) передать по радио сигнал "Полюс";

в) доложить органу ОВД (управления полётами) об остатке топлива и условиях полёта;

г) с разрешения органа ОВД (управления полётами) занять наивыгоднейшую высоту для обнаружения воздушного судна наземными радиотехническими средствами и экономичного расхода топлива;

д) применить наиболее эффективный в данных условиях (рекомендованный для данного района полётов) способ восстановления ориентировки, согласовывая свои действия с органом ОВД (управления полётами);

е) в случаях, когда восстановить ориентировку не удалось, заблаговременно, не допуская полной выработки топлива и до наступления темноты, произвести посадку на любом аэродроме или выбранной с воздуха площадке.

При потере ориентировки снижение ниже безопасной высоты (эшелона) полёта запрещается.

При потере ориентировки вблизи Государственной границы Российской Федерации командир воздушного судна должен немедленно взять курс от Государственной границы вглубь территории Российской Федерации.

В приграничной полосе выполнять маневры для восстановления ориентировки запрещается.

Для вывода воздушного судна на аэродром посадки может использоваться самолет-лидер.

Базовый конспект для самостоятельной подготовки
летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

- 1.15. Причины, факторы и неблагоприятные условия полета: приводящие к потере контроля членами летного экипажа пространственного положения ВС. Действия и рекомендации экипажу по выводу из него.

Причины, факторы и неблагоприятные условия полета, приводящие к потере контроля членами летного экипажа пространственного положения ВС. Действия и рекомендации экипажу по выходу из него

Воздушная среда в ряде случаев подвергает пилотов суровым испытаниям на зрелость и мастерство, не прощая им даже малых ошибок. Внезапное ухудшение погодных условий и видимости в полете, воздействие пилотажных перегрузок, турбулентных возмущений атмосферы, нарушения предполетного режима отдыха в ряде случаев вызывают у совершенно здоровых пилотов нарушения сенсорной сферы и восприятия. Наиболее опасной формой этих расстройств является потеря пространственной ориентировки летчика в полете.

Другой разновидностью названных состояний может быть возникновение болезни движения в полете. Указанные состояния могут проявиться, например, в зрительных иллюзиях, искаженном восприятии летчиком направления силы земного тяготения или гравитационной вертикали, расстройстве интеллектуальных функций (например, способности вести в уме счет времени), нарушении регуляции двигательных навыков (например, умений избирательно распределять зрительное внимание при контроле параметров полета на дисплеях или выполнять цикл рабочих операций с органами управления в кабине самолета). В самых неблагоприятных случаях эти состояния могут вылиться в полную беспомощность и несостоятельность пилота эффективно и безопасно управлять самолетом.

Нарушение пространственной ориентировки как авиационный синдром.

В авиационной психофизиологии наиболее распространенным и общепринятым определением нарушения пространственной ориентировки пилота в полете является характеристика врача-летчика Кента Гиллингема (1992), описавшего названный синдром как “ошибочное ощущение летчиком своего пространственного положения и движения относительно плоскости земной поверхности”. Это определение охватывает все случаи искаженного и ложного восприятия летчиком пространственного положения своего самолета по углам тангажа, крена и высоте полета. Опыт свидетельствует, что практически каждому здоровому летчику в течение своей летной карьеры приходилось переживать более или менее мягкие формы этого необычного состояния в полете.

Однако в самых выраженных проявлениях нарушение пространственной ориентировки (НПО) сопряжено с тяжелыми последствиями для безопасности

полетов и даже фатальными исходами. Исследования голландских авиационных врачей (Куиперс, 1990) показали, что 30% летчиков истребительной авиации страны за всю свою жизнь, по крайней мере, однократно испытывали в полете тяжелые нарушения пространственной ориентировки (НПО), причем на каждые 300.000 часов суммарного налета самолетов этого ведомства регистрировалось одно трагическое происшествие, вызванное непосредственно нарушением пространственной ориентировки летчика. В ВВС и авиации ВМС США в 1980 - 1990 годы на долю нарушений пространственной ориентировки летчиков в полете выпадало 15 – 20% всех летных происшествий класса А с гибелью людей и объемами ущерба, превышающего сотни миллионов долларов. Хотя статистические показатели частоты летных происшествий по причине нарушений пространственной ориентировки у пилотов авиации общего назначения США составляют менее 5% всех летных катастроф, реальная частота встречаемости этой причины оценивается экспертами на уровне приблизительно в 15%.

Нарушения пространственной ориентировки (НПО) по Гиллингему (1992) классифицируются на 3 основных типа:

- а) тип I охватывает неосознанные или неопознанные нарушения,
- б) тип II - осознанные нарушения,
- в) тип III – нарушения пространственной ориентировки с полной утратой работоспособности летчика.

Первый тип описывает нарушения пространственной ориентировки, когда летчик по своим ощущениям убежден в том, что пилотируемый им самолет находится в устойчивом пространственном положении, на стабильной траектории полета. При этом показания основных пилотажно-навигационных приборов об опасных отклонениях самолета от нормального режима полета, которые противоречат внутренним соматическим ощущениям летчика о благополучном ходе полетного задания, могут остаться незамеченными из-за перегруженности пилота или отвлечения внимания от задач пилотирования на другие задачи сопутствующей или совмещенной деятельности, рассеянности или просто преднамеренного игнорирования инструментальной информации о полете. Статистика говорит о том, что на первый тип этого экстремального состояния (НПО-I), часто обозначаемый как “пилотируемый полет технически исправного воздушного судна до столкновения с землей”, приходится свыше 50% всех летных происшествий, вызванных нарушениями пространственной ориентировки.

Второй тип нарушений пространственной ориентировки (НПО–II) описывает состояние осознанного летчиком сенсорного конфликта, когда он явственно наблюдает несоответствие показаний пилотажно-навигационных приборов тому субъективному ощущению и восприятию, которые испытывают он (она), его (ее) психика, органы чувств и анализаторные системы. В ряде случаев летчик может отвергать такое проявление НПО, приписывая расхождения собственных ощущений о пространственном положении самолета с показаниями пилотажно-навигационных приборов отказу последних (что практически маловероятно при достигнутом уровне высокой надежности и научно-технического прогресса в современном авиаприборостроении!).

Третий тип (НПО – III) охватывает те случаи нарушений пространственной ориентировки НПО, когда летчик отдает себе отчет в этом состоянии, но не способен из него выйти в результате полной дезорганизации взаимодействия зрительного, вестибулярного и двигательного анализаторов в полете, например, при возникновении неконтролируемого нистагма глаз из-за вращения самолета в штопоре или неспособности выполнить целенаправленное двигательное действие, например, при переживании феномена “гигантской руки” - особого психического состояния, которое испытывается летчиком как полный отрыв от кабины самолета и вмешательство в управление полетом неких потусторонних сил.

Хотя нарушения пространственной ориентировки II и III типов, в отличие от НПО I типа, в целом считаются менее вероятными событиями и причинами летных происшествий, нарушения II типа продолжают фигурировать в авиамедицинской статистике летных происшествий как достаточно частые

Причины НПО разнообразны и включают в себя расстройства ряда сенсорных и перцептивных систем, а также интеллектуальных и двигательных функций пилота. Источником большинства иллюзий пространственного положения являются ошибочная интерпретация психикой пилота зрительных, вестибулярных и телесных сигналов-раздражителей.

Когнитивные нарушения, главным образом, в форме утраты ситуационной осмотрительности, могут прокладывать дорогу НПО, тогда как возникновение двигательного конфликта между системами корковой (произвольной) и подкорковой (непроизвольно-рефлекторной) регуляции движений может привести к развитию наиболее грозной формы НПО III типа с полной и внезапной утратой работоспособности пилота.

Зрительные иллюзии как причина НПО.

Различные зрительные иллюзии как причинные факторы НПО традиционно рассматриваются с позиций взаимодействия центрального (фокусированного) и периферического (окружающего) полей зрения пилота. Задачей центрального поля зрения является избирательная поисковая деятельность и опознавание объектов внешнего мира. Задачей периферического зрения, охватывающего все зрительное поле и его наиболее удаленные сегменты, является обеспечение пилоту оценки положения линии естественного горизонта и опорных визуальных ориентиров на поверхности земли, которые он воспринимает в своем представлении воздушного пространства неподвижными.

Периферическое поле зрения, взаимодействуя с механизмами восприятия, глазодвигательной регуляции и поддержания функции двигательного равновесия и позы, способствует сохранению в мозгу летчика вертикальной ориентации объектов внешнего мира, несмотря на постоянное изменение картины зрительного поля при перемещении его собственного тела в различных направлениях. В отличие от этого центральное зрительное поле, обладая высокой разрешающей способностью зрения, обеспечивает летчику селективную переработку зрительных сигналов, привлекающих его/ее внимание, считывание буквенно-цифровых символов, цветоразличение высвечиваемых на дисплеях параметров полета, и глубинный глазомер – определение удаления до целей на поверхности.

В рамках “всеохватного” периферического зрения фундаментальным механизмом его возникновения и развития НПО является утрата или искажение в условиях пониженной видимости восприятия летчиком “естественных” опорных точек отсчета своего пространственного положения относительно земной поверхности, и, в первую очередь линии естественного горизонта. Сказанное означает, что “отсечение” периферического зрения летчика от центрального, вызванное ухудшением погодных условий или астрономической сменой режимов освещения (день, ночь) вынуждает летчика замещать утрату опорных точек линии естественного горизонта в оценке пространственного положения пилотируемого самолета собственным мысленным представлением и отображением, которое он формирует путем последовательного, избирательного и многоступенчатого опроса показаний пилотажно-навигационных приборов в кабине самолета, используя дискретные механизмы переключения фокусированного внимания с одного параметра на другой через канал центрального поля зрения.

Такой инструментально-синтетический образ пространственного положения управляемого самолета отличается повышенной хрупкостью, нуждается в непрерывном подкреплении, связан с избыточным расходом ресурсов визуального внимания, этого важного потенциала летчика, и часто неспособен обеспечить безусловное, непререкаемое “доминирование” зрительного анализатора над другими незрительными (например, вестибулярными) или неинструментальными стимуляциями пространственного положения.

Формы и виды зрительных иллюзий НПО.

Наиболее распространенными формами и разновидностями зрительных иллюзий пилотов являются иллюзии, вызванные искажением или полной утратой картины периферического поля зрения, связанной в первую очередь с восприятием земли или линии естественного горизонта. Для пилотов особую опасность представляют иллюзорное ощущение или ложное восприятие линии горизонта или поверхности земли. Примерами таких опасных иллюзий являются зрительные искажения, когда пилот, принимая за линию естественного горизонта наклон верхней кромки надвигающегося с одной стороны сплошного облачного фронта, непроизвольно вводит в крен самолет.

Сходными являются иллюзии ложного горизонта, вызванные восприятием наклона рельефа пролетаемой местности или наклона линии полярных сияний. Хорошо известными примерами восприятия ложного горизонта по углу тангажа является пилотирование самолета в ночных условиях над береговой линией, которая в горизонтальном полете воспринимается пилотом удаляющейся под самолетом аналогично тому, как изменяется положение линии естественного горизонта при наборе высоты в дневных условиях. Это приводит к тому, что огни береговой линии ошибочно принимаются пилотом за линию горизонта и формируют у него ложное ощущение выхода самолета на большие углы тангажа.

Наклон одной из стен высокогорного ущелья достаточно большой площади и протяженности может вызвать у пилота ложное восприятие положения линии естественного горизонта или неправильную оценку угла возвышения рельефа местности. Наконец, искаженные градиенты освещенности облачного покрова, когда нарушена привычная восприятию пилота структура распределения освещенности зрительного поля с доминированием просветленных зон в верхней части воздушного пространства и затемненных зон вблизи нижней кромки облака, могут вызвать у него стойкую и неодолимую иллюзию полета в перевернутом положении.

Двумя наиболее известными разновидностями иллюзий искаженного градиента освещенности зрительного поля, провоцирующими подобные зрительные иллюзии, являются:

1) полет над водной поверхностью в направлении облачного фронта при низких углах возвышения солнца над линией естественного горизонта, когда в отличие от освещенного зеркала воды облачным покровом затемнен небосвод,

2) полет в облаках при низких углах возвышения солнца относительно линии того же горизонта с выраженным нарушением градиента освещенности, когда также затемнена верхняя часть небосвода.

Очень опасно для пилотов и полное исчезновение зрительных ориентиров периферического внекабинного пространства. В дневных условиях полетов в зоне пустынь, пыльная буря, сдув песчаных частиц создают ситуации непонятного пространственного положения, именуемые пилотами “желтой пеленой”. В северных районах аналогичные явления (метель, подъем массы снежинок) провоцируют состояние пространственной неопределенности, именуемое “белой пеленой”.

В обоих случаях нарушается визуальный контакт летчика с наземными ориентирами и страдает функция глубинного глазомера. Слабо прорисованный или нерегулярный рельеф местности может нейтрализовать благотворный эффект монокулярных ориентиров глубинного глазомера летчиков, каковыми являются градиенты текстуры грунта и слияние линий перспективы, помогающие пилотам правильно оценивать высоту и удаление самолета, например, от выступающих по курсу полета горных кряжей, экранированных падающими под прямым углом лучами солнечного света.

Ночные условия полета также могут разрушить восприятие опорных ориентиров наземного пространства за счет “размывания” линии естественного горизонта, контуров рельефа местности и слияния наземных огней освещения со светом звезд, Пониженные условия освещенности ночью могут спровоцировать НПО у пилотов при производстве дозаправки в воздухе, полетах в составе группы, при использовании в полете цветосигнальных устройств и множестве других аналогичных ситуаций, когда пилот наблюдает визуальные ориентиры, которые движутся независимо от линии естественного горизонта и плоскости земной поверхности.

Зрительную работу летчика в ночном полете затрудняют и световые блики на пилотажно-навигационных приборах. Особую сложность представляет выполнение захода на посадку ночью, в безориентирном пространстве, когда у летчика возникает иллюзия “черной дыры”, которая проявляется в том, что,

наблюдая контуры изолированной взлетно-посадочной полосы, он производит посадку с недолетом до ее торца. Иллюзия “черной дыры” при заходе на посадку особенно опасна при сочетании с взлетно-посадочной полосой зауженного по ширине размера, или построенной с уклоном на возвышение ее дальнего торца, а также при наличии возвышающегося за пределами дальнего конца взлетно-посадочной полосы рельефа местности. Сложные метеоусловия (дождь, туман) отягощают эту иллюзию.

В целом центральное поле зрения включается в процесс пространственной ориентировки пилота, когда затрудняется или исключается деятельность его периферического поля зрения. Однако, встречаются случаи, когда центральное поле зрения доминирует над незатрудненной влиянием метеофакторов или суточных колебаний освещенности деятельностью периферического поля зрения, что в авиационной психофизиологии обозначается термином “константность зрительного восприятия”. Эта способность обеспечивает пилоту сохранность глубинного глазомера, однако взлетно-посадочные полосы зауженной ширины или лесистый покров из атипично низкорослых деревьев могут спровоцировать нарушение этой важной зрительной функции

Иллюзии приборного полета при ведении пилотом пространственной ориентировки по авиационному горизонту.

Выше было сказано, что пространственная ориентировка летчика в полете является в значительной степени метеозависимой или метеочувствительной функцией. Наземные визуальные ориентиры внекабинного пространства являются для пилота наглядными, первоприоритетными, наиважнейшими сигналами оценки своего пространственного положения. Инструментальные сигналы полета, адресуемые когнитивной сфере (по И.П.Павлову - второсигнальной системе коры больших полушарий) пилота пилотажно-навигационными приборами и дисплеями, и неспособные стать полноценной заменой воспринимаемых визуально первосигнальных стимулов при определении пространственного положения самолета, являются искусственной, навязанной условиями погоды формой отображения воздушной обстановки, когда условия пониженной видимости затрудняют или исключают его прямой визуальный контакт с землей, нарушают взаимодействие с управляемым самолетом и окружающей средой.

Авиационный горизонт является инструментальным аналогом, искусственным заменителем линии естественного горизонта и используется пилотом при переходе из режима визуального пилотирования в режим приборного полета.

По конструктивному решению шкал отсчета углов крена и тангажа различают 2 основных типа названного индикатора:

а) прямой, с неподвижным индексом самолета, отображаемого в плоскости поперечного сечения (вид с хвоста) на фоне подвижной сферической фигуры, в которой небосвод кодирован цветом светлых тонов, земля – цветом темных тонов,

б) обратный, в котором линия горизонта неподвижно фиксирована, а индекс самолета вращается по оси крена.

Прямая индикация символически воспроизводит картину изменений линии естественного горизонта, которую пилот может наблюдать в визуальном полете в процессе оценки пространственного положения своего самолета по наземным опорным ориентирам рельефа местности. Обратная индикация в большей степени интуитивно воспроизводит летчику в кабине картину эволюций управляемого по оси крена самолета на фоне неподвижной линии естественного горизонта.

Концептуальное решение обратной индикации пространственного положения самолета априорно отождествляет линию естественного горизонта с положением линии водораздела между прозрачным фонарем (лобовым остеклением) и нижней непрозрачной частью (приборной доской и бортов) кабины самолета, а вертикаль кабины – с нейтральным положением ручки (штурвала) управления летательного аппарата.

Разработчики авиационного приборостроения стран Запада традиционно тяготеют к концепции прямой индикации угловых координат пространственного положения самолета, тогда как российские приборостроители при оборудовании самолетов военной авиации отдают предпочтение обратной, а точнее – смешанной или раздвоенной индикации авиагоризонта: с фиксированной линией горизонта – для отсчета в точках пересечения с цифровыми индикантами неподвижной шкалы углов крена левого или правого “крылышек” вращающегося индекса самолета, и с подвижным, расщепленным от фиксированной линии авиагоризонта центральным фрагментом, перемещающимся вместе с оцифрованными рисками шкалы тангажа барабана строго вверх или вниз относительно жестко фиксированной оси вращения индекса самолета по крену – для отсчета углов тангажа. Изломанный в точках выпуска шасси поперечный профиль вращающегося по оси крена индекса самолета с отображением “вид сзади” наглядно передает летчику эволюции самолета по крену, включая полет в перевернутом положении.

Миниатюризация систем отображения полетной информации, которая получила широкое развитие и повсеместное признание в создании и внедрении на борт самолетов коллиматорных авиационных индикаторов из полупрозрачных материалов, стимулировала к жизни в авиационной психологии, особенно в последние годы, ожесточенные споры о преимуществах прямой и обратной индикации пространственного положения самолета. Сторонники каждой из концепций отстаивают преимущества одной и отрицают право на существование другой, доходя до утверждений о невозможности использования каждой из них в решении задач пространственной ориентировки летчика в полете и требований отстранять от полетов авиаспециалистов, склонных отдавать бескомпромиссное предпочтение и поддержку каждой из названных концепций.

Противоречивая оценка преимуществ и недостатков прямой и обратной индикации угловых координат пространственного положения самолета, высказываемая разными летчиками-испытателями, профессиональными пилотами военной и гражданской авиации, авиационными психологами, наводит на мысль о том, что пространственная ориентировка летчика представляет собой не простое ощущение своего положения и движения в трехмерной воздушной среде, а сложный, непрерывный, динамичный и многомерный процесс.

В нем четко прорисовываются, по крайней мере, два составляющих подпространства: одно - внутри кабины и другое - за ее пределами (линия естественного горизонта). Когда условия пониженной видимости исключают визуальный контакт летчика с землей, его опорными ориентирами горизонтального положения становится линия водораздела между остеклением (верх) и непрозрачными элементами конструкции кабины (приборная доска, бортовые щитки, пол - низ) и дополняющая их вертикаль нейтрального положения ручки управления.

Этот вывод подтверждается тем, в приборном полете прекращается поисково-исследовательская деятельность пилота по определению местоположения линии естественного горизонта активными движениями шейной мускулатуры и голова летчика из-за выключения шейного оптико-кинетического рефлекса перестает отклоняться по осям крена и тангажа, устанавливаясь в нейтральное положение по зрительной вертикали кабины. Именно на эти ориентиры и переключается летчик при отсчете пространственного положения пилотируемого самолета по углу крена. Данный факт находит многократное подтверждение в материалах расследования летных происшествий зарубежных исследователей, описавших немало случаев, когда

оказавшись в сложном или непонятном пространственном положении в системе прямой индикации, пилот начинает “гонять” ручкой (штурвалом) подвижную линию авиагоризонта и выводит самолет на режимы полной потери управляемости.

Этот же вывод подтверждается и в высказываниях отечественных испытателей авиационной техники, заметивших, что пилотирование по авиагоризонту с обратной индикацией пространственного положения самолета неизбежно сопровождается феноменом “двойной ошибки” по углу крена, когда индицируемый индексом самолета на авиагоризонте угол правого или левого крена, скажем в 25° , соответствует фактическому положению крена самолета относительно земной поверхности в 50° , что летчик обнаруживает мгновенно при переносе взора с приборной доски на наземные ориентиры.

Эта ошибка заложена в самой интуитивной конструкции авиагоризонта с обратной индикацией крена, поскольку неподвижная шкала крена, как и вся приборная доска, отклоняются при вводе самолета в крен, и подвижный индекс самолета, дублируя положение гироскопического волчка, неизменно индицирует заниженные показания угла крена по прибору. Факт отсчета летчиками углов крена в точках пересечения левого или правого “крылышек” самолетного индекса на круговой шкале авиагоризонта с обратной индикацией был отслежен в моделируемом полете при использовании кино съемки движений глаз летчика с помощью взглядоотметчика японской фирмы NAC.

Таким образом, включение механизма внутрикабинной фиксации периферического поля зрения при ухудшении видимости вынуждает летчика вести отсчет пространственного положения самолета, сопоставляя положение всех подвижных индексов и стрелочных элементов дисплеев с положением визуальной горизонтали и визуальной вертикали кабины, что подтверждается, как указывалось выше, стабильной ориентацией его головы и туловища.

В этой системе отсчета летчику удобнее работать с обратной индикацией пространственного положения. И, наоборот, переключение зрительного внимания летчика на определение местоположения линии естественного горизонта в визуальном полете, когда он выравнивает положение головы и глаз с линией естественного горизонта в пределах доступной ему амплитуды отклонений головы $\pm 15^\circ$, облегчает ему оценку пространственного положения пилотируемого самолета по авиагоризонту с прямой индикацией, поскольку она совпадает с положением и движениями линии естественного горизонта.

Сказанное выше дает основание предположить и заподозрить, что при пилотировании самолета в сложных метеоусловиях по коллиматорному

авиационному индикатору с его миниатюрными и подвижными светящимися индикантами, сфокусированными на бесконечность, летчик также может вести отсчет пространственного положения самолета по опорным визуальным ориентирам рамы или фонаря кабины, что способно завести его в трудную ситуацию непонятного пространственного положения.

Будучи интуитивными по своему первоначальному замыслу, обе системы индикации пространственного положения самолета по авиагоризонту как с прямым, так и с обратным отображением линии естественного горизонта в полете, не в состоянии дать летчику надежное, убедительное отображение пространственного положения самолета в сложных метеорологических условиях, когда необходимо вести непрерывную пространственную ориентировку, особенно при пилотировании на больших углах атаки.

Можно предположить лишь, что интуитивное представление пространственного положения самолета по авиагоризонту с прямой индикацией наклона линии естественного горизонта в большей степени соответствует ситуации выхода самолета из приборного полета в режим визуального, тогда как интуитивное отображение пространственного положения самолета по авиагоризонту с обратной индикацией соответствует ситуации перехода самолета из визуального полета в режим пилотирования по приборам. Работы американских исследователей (летчик Уильям Эркойн и авиационный психолог Фред Превик 1999), проводивших сопоставительную оценку эффективности обеих систем индикации по выходу пилота из непонятного пространственного положения, дают основания для подобных предположений. Экспериментаторы установили, что авиагоризонт с обратной индикацией углов крена позволяет летчику уже первым движением ручки управления (благодаря совместимости ее отклонений по боковому каналу с ожидаемыми летчиком изменениями углового положения по крену) определить истинное текущее положение пилотируемого самолета, и в этом кроется его неоспоримое преимущество.

Исследователи, ссылаясь на выводы своих предшественников, показали, что выход из этого противоречивого положения может быть найден в реализации принципа частотного разделения прямой и обратной систем индикации линии искусственного горизонта. Сказанное означает, что при частых и быстрых вмешательствах летчика в управление самолетом, интеллектуальная автоматика включает авиагоризонт в режим обратной индикации, и, наоборот, при плавных, редких вмешательствах летчика в систему управления, автоматика переводит авиагоризонт в режим прямой индикации.

Однако несовершенство двухмерного отображения пространственного положения самолета на авиагоризонте с прямой и обратной индикацией углов крена вынуждает летчика обращаться к наземным ориентирам для определения истинного положения своего самолета, например, по удалению от цели или для сверки навигационных ориентиров пролетаемой местности. Сказанное означает, что летчик переходит на другую систему отсчета пространственных координат пилотируемого самолета, прежде всего, по линии естественного горизонта.

Следует заметить, что восприятие изменения пространственного положения тела и управляемого самолета в значительной мере может зависеть и от высоты полета. Приближение самолета к земле и наземным ориентирам превращает ее в мощный первосигнальный фон, на котором самолет воспринимается как отдельная фигура. При фиксации взора на наземных ориентирах местности, с включением механизмов глубинного глазомера, он будет ощущать эволюции самолета по крену как свое собственное и своего самолета перемещение в пространстве.

При фиксации же взора на опорных ориентирах внутри кабины периферическое поле зрения будет воспринимать эволюции самолета по углу крена как вращение линии естественного горизонта и наземных ориентиров. Из сказанного можно заключить, что процесс пространственной ориентировки летчика в полете реализуется через последовательное чередование визуальных механизмов когнитивного опроса центральным полем зрения пилотажно-навигационных приборов с фиксацией периферическим горизонталю по водоразделу между прозрачными и непрозрачными элементами рабочей кабины и визуальных механизмов дальнего глубинного зрения с фиксацией точек отсчета пространственного положения самолета на неподвижной линии естественного горизонта.

Такое переключение и чередование двух систем отсчета пространственного положения самолета и составляет основное содержание пространственной ориентировки летчика, ее существо и стержень. Представленные соображения подкрепляются исследованиями пространственной ориентировки космонавтов в длительных полетах, где доминирующую роль играет деятельность зрительного анализатора. Хорошо известна роль опорных ориентиров естественного горизонта в происхождении зрительной иллюзии Луны, впервые описанной российским физиком-оптиком С.И.Вавиловым: вблизи линии естественного горизонта размеры небесного спутника Земли воспринимаются во много раз превышающими его истинные

константные размеры по сравнению с тем, когда он находится в безориентирном пространстве в зените.

Таким образом, авиаприборостроителям, авиационным психологам и врачам предстоит провести большой объем научно-исследовательских работ по определению оптимальных режимов индикации пространственного положения самолета, выбору наилучших комбинаций приборной и визуальной оценки угловых пространственных координат летательного аппарата, смягчающих или исключаящих расстройство пространственной ориентировки летчика в полете.

Вестибулярные иллюзии как причина НПО.

Вестибулярная система состоит из 2 больших комплектов чувствительных органов или датчиков пространственного положения тела человека: 6 полукружных каналов (по одной паре в каждой из 3 взаимно перпендикулярных плоскостей движения слева и справа) и 4 отолитовых органов (1 маточки и 1 мешочка с каждой стороны). Полукружные каналы играют роль датчиков угловых ускорений при движениях головы человека. Они стимулируются запаздывающим перемещением эндолимфатической жидкости, движение которой приводит к отклонению волосяных клеток, прикрепленных к желеобразному образованию, называемому купулой.

Отолитовы органы благодаря относительно плотным кристаллам углекислого кальция на своих мембранах реагируют на изменения линейных ускорений или движений головы относительно гравитационной вертикали. Вестибулярная система имеет множество проекций и тесно связана с периферическим полем зрения в корковых представительствах центральной нервной системы. Она по существу является дополнением и продолжением периферического зрения человека, обеспечивающего пространственную ориентировку его тела и позы относительно плоскости земной поверхности и поддерживает зрение, перцептивно-двигательную активность за счет гравитоинерциальной стимуляции своих рецепторов.

Вестибулярная система является идеальным органом для обеспечения координации движения человека по земле, например, при ходьбе и поворотах головы, которые выполняются в частотном диапазоне выше 1 Гц. Но, в отличие от периферического зрения, она не приспособлена к восприятию продолжительных вращений головы или длительно действующих линейных ускорений. Например, при угловом движении длительностью в 1 сек полукружные каналы лабиринта эффективно интегрируют сигнал углового ускорения и достоверно информируют высшие нервные центры об угловой скорости движения головы.

Однако, поскольку инерциальное запаздывание эндолимфатической жидкости затухает через 5 – 10 секунд от момента ее первоначального возмущения, лабиринтные каналы могут просигнализировать поворот головы в противоположную сторону при замедлении константной скорости углового вращения. Аналогично полукружным каналам отолитовы рецепторы правильно информируют высшие нервные центры человека о скорости движения его головы в пространстве, если сигнал линейного ускорения длится меньше 1 – 2 секунд, тогда как смещение отолитовой мембраны в течение более продолжительного интервала времени ощущается человеком как отклонение головы от гравитационной вертикали. Таким образом, чрезмерная инерционность чувствительных элементов вестибулярного органа летчика при продолжительных воздействиях угловых и линейных ускорений является основным источником вестибулярных иллюзий НПО в полете.

Формы и виды вестибулярных иллюзий НПО.

Гиллингем и Превик различают 2 разновидности вестибулярных иллюзий: вызываемых угловыми ускорениями и линейными ускорениями. Следует заметить, однако, что во многих случаях вестибулярные иллюзии от воздействия угловых и линейных ускорений часто сочетаются с визуальными иллюзиями НПО.

Одной из самых грозных иллюзий, провоцируемых воздействием угловых ускорений, является так называемая “соматогиральная” иллюзия необратимого или “траурного штопора”. В основе этой иллюзии лежит неспособность полукружных каналов адекватно информировать высшие нервные центры пространственного анализатора пилота при выполнении продолжительного разворота. Например, для выхода из продолжительного левого плоского штопора пилот может попытаться использовать правую педаль и даже в том случае, когда этот маневр удался, прекращение вращения самолета моментально вызывает у него ощущение перехода самолета в правый штопор (иллюзия обратного крена), поскольку горизонтальные полукружные каналы ощущают торможение в правую сторону.

Другим примером вестибулярных иллюзий от угловых ускорений являются Кориолисова или “перекрестная” иллюзия пространственного положения, при которой движение головы в процессе непрерывного разворота приводит к остановке движения лимфы в канале, который вышел из плоскости движения и вызывает иллюзию движения в плоскости, перпендикулярной плоскости “отключившегося” канала (например, наклон головы по оси тангажа под углом в 90° при вращении человека в горизонтальной плоскости рыскания,

может спровоцировать ощущения крена, поскольку горизонтальные каналы, оказавшиеся в плоскости крена, испытывают стимуляцию от торможения эндолимфы, как только они выходят из плоскости вращения по оси рыскания).

Иллюзии НПО от воздействия угловых ускорений весьма распространены у пилотов авиации общего назначения, но они считаются менее опасными у пилотов высокоманевренных самолетов, у которых угловые скорости разворота ниже аналогичных показателей самолетов малой авиации.

Наиболее характерные иллюзии НПО от воздействия линейных ускорений полета вызываются:

1. Отклонением вектора результирующей гравитоинерциальной силы от положения истинной гравитационной вертикали

2. Изменением величины вектора гравитоинерциальной силы.

Эти изменения могут быть спровоцированы воздействием продолжительных линейных ускорений, например, при взлете или при вращении пилотов на центрифуге с внутренней стороны разворота или при выходе самолета из режима горизонтального полета. Одной из самых опасных иллюзий НПО от воздействия линейных ускорений является “соматогравическая” иллюзия, которая ощущается пилотом в процессе взлета и набора высоты как полет на чрезмерно высоких углах тангажа и атаки, а в процессе снижения, например, при заходе на посадку как полет в перевернутом положении.

Если в первом случае при наборе высоты пилот попытается уменьшить угол тангажа, этот маневр штурвалом приведет к возникновению центробежной силы, направленной через днище кабины, и может спровоцировать у него ощущение перевернутого полета.

Другой опасной иллюзией является уже упоминавшаяся выше “траурная спираль”, провоцируемая действием результирующей гравитоинерциальной силы, которая существенно отклонена от гравитационной вертикали. Эта иллюзия ощущается пилотом как горизонтальный режим полета при выполнении продолжительного маневра разворота.

Она обусловлена 2 основными факторами:

1. Неспособностью вестибулярного органа ощущать эволюцию продолжительного координированного разворота в течение нескольких секунд

2. Наложением на действующую силу тяжести центробежной гравитоинерциальной силы с внутренней стороны разворота, что приводит к возникновению результирующего гравитоинерциального вектора, проходящего через фонарь кабины самолета.

При выводе самолета из разворота в режим горизонтального полета у летчика возникает ощущение обратного крена (крена противоположного направления). Если летчик доверится своим телесным ощущениям, он непроизвольно вернет машину в положение первоначального крена. Наконец движения головы летчика в полете при воздействии факторов макрогравитационного поля могут вызвать иллюзию движения самолета по оси тангажа или крена, поскольку на фоне интенсивных пилотажных перегрузок при том же самом фактическом угле наклона головы происходит более выраженное растяжение рецепторов отолитовой мембраны.

Иллюзия избыточной пилотажной перегрузки (G-excess) считается особенно опасной, когда пилот смотрит вверх с внутренней стороны выполняемого разворота, поскольку чрезмерное перерастяжение отолитовой мембраны может быть истолковано как выход самолета из эволюции разворота в режим горизонтального полета. В результате этого летчик, чтобы сохранить ощущение координированного разворота, может непреднамеренно вывести самолет на еще большие углы крена.

К этому следует добавить, что воздействие интенсивных пилотажных перегрузок высокоманевренного полета провоцирует снижение работоспособности летчика за счет ухудшения кровоснабжения мозга, сетчатки глаз и ограничения объемов движений всей мышечно-двигательной сферы летчика, включая такие большие инерциальные массы, как голова и конечности летчика. Динамические нарушения мозгового и сетчаточного кровообращения, возникающие при перегрузках, могут спровоцировать сужение периферического поля зрения, изменения цветовосприятия в центральном поле зрения, тогда как вестибулярные нарушения проявляются в возникновении патологических глазодвигательных рефлексов, например, пульсирующего нистагма и уже упомянутой выше иллюзии НПО из-за избыточной пилотажной перегрузки.

Однако визуальные и вестибулярные эффекты воздействия пилотажных перегрузок остаются неизученными. Пока можно лишь утверждать, что они представляют основную угрозу для летчиков высокоманевренной военной и спортивной авиации и в меньшей степени – для пилотов гражданской авиации и авиации общего назначения.

Хотя надежные визуальные ориентиры пространственного положения самолета, наблюдаемые периферическим полем зрения пилота, обычно снимают иллюзорные ощущения, вызванные вестибулярными и другими неинструментальными стимуляциями, этот механизм защиты не может компенсировать полностью ухудшение условий видимости на борту самолета. В

этих условиях у пилотов обычно возникают комбинированные глазовестибулярные расстройства пространственной ориентировки, именуемые окулогиральными иллюзиями при воздействии угловых ускорений и окулогравическими иллюзиями— при воздействии линейных ускорений, при которых наступает суммация визуальных и вестибулярных обманов чувств.

Базовый конспект для самостоятельной подготовки летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

1.16. Действия экипажа при возникновении аварийных ситуаций на различных этапах полета и на земле. Действия экипажа при выполнении вынужденной посадки вне аэродрома в ОЗП и порядок использования АСО.

ЛТК СПбГУ ГА

Действия экипажа при возникновении аварийных ситуаций на земле и в полете.

В данном материале содержится информация по возможным отказам на земле и в воздухе, которые могут привести к аварийной ситуации и в случае ее развития к катастрофической. Пилоты должны внимательно ознакомиться со всеми возможными отказами на самолете, пройти программу тренировки на тренажере или тренаж в кабине в случае отсутствия тренажера по действиям в аварийных ситуациях до начала выполнения полетов.

Отказы в работе бывают полными и частичными.

Существуют следующие виды отказов по степени их опасности в полете и на земле.

- Отказ двигателя
- Отказ управления
- Отказ приборного оборудования
- Отказы тормозной системы

Самым сложным отказом являются отказы, не позволяющие продолжать полет. Такими отказами являются отказы двигателя. Частичные отказы позволяют продолжать полет с принятием определенных мер безопасности, к примеру, потеря мощности. Опасным отказом является пожар на двигателе. При таком виде отказа требуется немедленное принятие решения на вынужденную посадку, т.к. самолет DA-40 не имеет активных средств пожаротушения.

Отказ двигателя.

Если отказ произошел на разбеге необходимо остановить самолет на оставшейся части взлетной полосы с энергичным применением тормозов в случае опасности выкатывания за пределы полосы безопасности.

Если отказ произошел непосредственно после взлета, в большинстве случаев незамедлительно должна быть спланирована посадка с небольшим изменением курса для облета препятствий. Высота и воздушная скорость в данной ситуации редко являются достаточными чтобы выполнить планирующий разворот на 180 необходимый для возврата на взлетно-посадочную полосу.

Действия в перечне подразумевают наличие достаточного времени для того, чтобы обезопасить топливную систему и систему электропитания самолета до аварийного приземления.

При отказе двигателя во время полета самой важной задачей является продолжение полета и сохранение контроля над самолетом. При планировании к подходящей зоне приземления необходимо установить причину неисправности или отказа.

При наличии времени необходимо произвести попытку повторного запуска. При этом необходимо трезво оценивать ситуацию и соблюдать осторожность т.к. повторный запуск в некоторых случаях может привести к пожару на двигателе.

Действия по повторному запуску двигателя описаны в перечне операций в руководстве по эксплуатации самолета DA-40.

Эти же операции содержатся в картах контрольных проверок и нештатных ситуаций на борту самолета. В связи с тем, что карты являются рекомендательными необходимо регулярно оценивать изменения производителя по контрольному экземпляру «Руководства по эксплуатации».

Вынужденная посадка.

Если все попытки перезапустить двигатель не принесли результата и вынужденная посадка неизбежна необходимо выбрать подходящую зону

для посадки и подготовиться к ней, как описано в перечне действий «Аварийная посадка с неработающим двигателем».

Необходимо передать сигнал бедствия на аварийной частоте 121,5МГц, указав местоположение планируемые действия и код ответчика 7700. Перед попыткой посадки вне зоны аэропорта при работающем двигателе и достаточной высоте необходимо произвести облет зоны посадки чтобы изучить особенности местности на предмет наличия препятствий и состояния поверхности, выполняя действия в перечне действий «Вынужденная посадка с работающим двигателем».

При вынужденной посадке на воду необходимо трудно оценить расстояние до поверхности воды, поэтому при заходе на воду необходимо использовать скорости с минимально выпущенными закрылками, чтобы обеспечить более благоприятное пространственное положение самолета для посадки на воду с неработающим двигателем.

При вынужденной посадке не отключайте электропитание «Electric master» «Avionics» до выполнения приземления. Слишком раннее выключение приведет к отключению всех электрических систем самолета.

Перед выполнением вынужденной посадки необходимо активировать аварийный радиомаяк.

Отказы управления

При частичном или полном отказе органов управления самолета используются другие органы управления, такие как Руд двигателя, триммер.

Отказ приборного оборудования

В зависимости от целей и задач упражнения или полета пилот оценивает способность продолжать полет в данных условиях.

Наиболее сложным отказом являются отказы приборного оборудования в условиях полета по ППП, облаках и ночью. В таких условиях наиболее важным является способность пилота по дублирующим и резервным приборам, а также своевременность принятие решения на продолжение полета в более простых условиях.

Умение оценить обстановку и принять правильное решение на окончание полета и переход

Оборудование самолета позволяет осуществлять пилотирование по приборам при отказе некоторых из них.

Наиболее сложным является пилотирование при отказе приборов определяющих пространственное положение самолета, одновременный отказ приборов работающих от датчиков статического и воздушного давления (указателя скорости, высоты, вариометра). Наименее сложным пилотированием при отказе отдельных приборов.

Отказы тормозов.

Так же, как и другие отказы, данные отказы могут быть полными и частичными, т.е. невозможность их использования в связи с их неэффективностью или использование их на остаточной эффективности.

Отказы тормозов могут в следующих случаях:

- При их проверке
- На рулении
- После посадки на пробеге

При этом пилот должен руководствоваться безопасностью продолжения движения в случае возможного полного отказа. Скорость движения при освобождении полосы должна позволять полностью остановиться и использовать эффективное руление с использованием руля направления.

В случаях, когда руление невозможно необходимо прекратить руление, запросить помощь и выключить двигатель.

Вынужденная посадка вне аэродрома.

В случае крайней необходимости при невозможности продолжения полета командир ВС имеет право принять решение о выполнении вынужденной посадки вне аэродрома. Приняв такое решение, он обязан по возможности сообщить органу ОВД (управления полетами) о предполагаемых месте и времени посадки.

О предстоящей вынужденной посадке вне аэродрома командир ВС предупреждает всех членов экипажа и информирует пассажиров.

В случае вынужденной посадки ВС командир ВС руководит действиями лиц, находящихся на борту ВС, до передачи своих полномочий представителям службы поиска и спасения.

Вылет с места вынужденной посадки после устранения неисправностей на воздушном судне осуществляется с разрешения соответствующего органа ЕС ОрВД, а при отсутствии с ним связи и в случаях, не терпящих отлагательства по причинам безопасности, — по решению командира ВС.

Вынужденная посадка гидросамолета в море производится как можно ближе к берегу или кораблю (судну).

Вынужденная посадка гидросамолета в море ночью, когда невозможно определить состояние водной поверхности, скорость и направление ветра, производится, если возможно, по лунной дорожке с применением бортового светотехнического оборудования. Для обнаружения гидросамолета, совершившего вынужденную посадку в море ночью, аэронавигационные и проблесковые огни после посадки остаются включенными.

При отказе систем (агрегатов) ВС, вызывающих необходимость изменения плана полета, в том числе к вынужденной посадке, командир ВС обязан:

- а) при полете по ПВП произвести посадку на ближайшем аэродроме или вне аэродрома;
- б) при полете по ППП по возможности перейти на полет по ПВП, а когда нет уверенности в безопасности такого перехода, но имеется техническая возможность продолжения полета, необходимо следовать в район, где возможен переход на полет по ПВП, или следовать указаниям органа ОВД (управления полетами).

Базовый конспект для самостоятельной подготовки
летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

- 1.17. Правила принятия решения на вылет по ПВП и действия при встрече с погодными условиями, не позволяющими продолжить полет по ПВП, с учётом требований ФАП-128.

Правила принятия решения на вылет по ПВП и действия при встрече с погодными условиями, не позволяющими продолжать полет по ПВП, с учетом требований ФАП-128

Принятие решения на вылет (ФАП-128)

5.37. Полет, который планируется выполнять по ПВП, не начинается до тех пор, пока текущие метеорологические сводки или подборка текущих сводок и прогнозов не укажут на то, что метеорологические условия на маршруте или части маршрута, по которому воздушное судно будет следовать по ПВП, обеспечат к соответствующему времени возможность соблюдать ПВП.

5.38. За исключением случаев, указанных в пункте 5.39 настоящих Правил, запрещается начинать полет по ПВП до тех пор, пока КВС не будет получена информация, указывающая на то, что:

а) условия на аэродроме намеченной посадки к расчетному времени прилета будут соответствовать эксплуатационным минимумам аэродрома или превышать их;

б) условия на запасном аэродроме пункта назначения, если таковой требуется, к расчетному времени прилета будут соответствовать при планируемом заходе на посадку:

по категории II и/или III (а, б или с) - нижняя граница облаков (вертикальная видимость) не ниже 60 м, видимость (видимость на ВПП) должна быть не менее эксплуатационного минимума аэродрома для посадки при категории I;

по радиомаячным системам инструментального захода воздушных судов на посадку - кроме категории II и/или III нижняя граница облаков (вертикальная видимость) не ниже MDH для захода по схеме неточного захода на посадку, видимость (видимость на ВПП) должна быть не менее эксплуатационного минимума для посадки при выполнении захода по схеме неточного захода на посадку;

при заходе по схеме неточного захода на посадку - нижняя граница облаков (вертикальная видимость) должна превышать MDH для захода по схеме неточного захода на посадку не менее чем на 50 м, видимость (видимость на ВПП) должна превышать эксплуатационный минимум для посадки при выполнении захода по схеме неточного захода на посадку не менее чем на 500 м;

с применением визуального маневрирования (маневра "circle-to-land") - нижняя граница облаков (вертикальная видимость) должна превышать MDH для захода на посадку с применением визуального маневрирования не менее чем на

100 м, видимость (видимость на ВПП) должна превышать эксплуатационный минимум для захода на посадку с применением визуального маневрирования не менее чем на 1000 м.

При выборе запасных аэродромов используются эксплуатационные минимумы аэродрома для посадки, применимые на конкретной ВПП с учетом направления и скорости ветра.

В качестве указанной информации используются сведения из источников, которые эксплуатант считает достоверными.

Действия при попадании в метеоусловия, к полетам в которых экипаж не подготовлен

219. При попадании в метеоусловия, к полетам в которых экипаж не подготовлен, командир воздушного судна обязан доложить об этом органу ОВД (управления полетами), принять все возможные меры к выходу из них и в зависимости от обстановки продолжить или прекратить выполнение задания.

220. Если при снижении на посадочной прямой экипажем не был установлен необходимый визуальный контакт с ориентирами для продолжения захода на посадку или если положение воздушного судна в пространстве относительно заданной траектории полета не обеспечивает безопасной посадки, командир воздушного судна по достижении ВПП обязан прекратить дальнейшее снижение и перевести воздушное судно в набор высоты.

221. В случае, когда к моменту прибытия воздушного судна погода в районе аэродрома оказалась ниже установленного минимума для выполнения посадки и нет возможности по запасу топлива и состоянию авиационной техники произвести посадку на запасном аэродроме или использовать спасательные средства, руководитель полетов (диспетчер) данного аэродрома обязан принять все возможные меры для обеспечения посадки воздушного судна. Решение на выполнение посадки принимает командир воздушного судна.

Базовый конспект для самостоятельной подготовки
летного состава к полетам в ОЗП

Тема:

- 1.18. Особенности захода на посадку по неточным
системам.

Особенности захода на посадку по неточным системам

Главной особенностью захода по системе ОСП является отсутствие информации о действительном положении самолета относительно позиционной линии. Весь заход до ВПП выполняется по расчету экипажа методом подбора курса и вертикальной скорости. Это требует строгого распределения обязанностей между членами экипажа и четкого взаимодействия на заходе.

Как и при любом заходе в СМУ, капитан решает основную задачу по продольному каналу, с тем чтобы выйти к торцу ВПП со стабильными параметрами перемещения самолета: постоянной поступательной скоростью, расчетной вертикальной и подобранным режимом работы двигателей. Этим гарантируется плавный подвод машины к земле и мягкая посадка в расчетной точке.

Но для достижения стабильности параметров по тангажу капитан не должен быть сильно загружен подбором курса. Если при заходе по курсоглиссадной системе он может проконтролировать хотя бы положение машины относительно зоны курса, то при заходе по приводам такой возможности нет. Поэтому задача определения сноса и подбора курса на предпосадочной прямой значительно отвлекает пилота от главного на заходе – выдерживания расчетной, стабильной вертикальной скорости.

На тяжелом, инертном лайнере одному человеку трудно справиться с выдерживанием всех параметров на снижении. Это доступно только очень опытному, тренированному пилоту. Гораздо проще распределить обязанности по продольному и путевому каналам между членами экипажа.

Штурман решает задачу подбора курса следующим образом. Четвертый разворот надо выполнить по возможности подальше, с учетом времени от выхода из разворота до ТВГ. В процессе разворота необходимо производить контроль в двух точках: первые 30 градусов МПР будет изменяться значительно и будет уменьшаться большая разница между МПР и МКп; к последней трети разворота стрелка АРК будет сближаться с задатчиком посадочного курса медленнее, а в конце разворота должна совпасть с ним.

Надо помнить простое курсантское правило контроля 4-го разворота сравнением темпа изменения КУР и курса в развороте: «Стрелочка АРК спешит – летчик не спешит». То есть: если КУР стремится к нулю быстрее, чем курсозадатчик – к индексу курса, это значит, что самолет выйдет на посадочный курс раньше, и пилот для предотвращения этого должен уменьшить крен. Наоборот, если стремление стрелки АРК к нулю отстает от темпа выхода

самолета на посадочный курс, надо увеличить крен, чтобы не проскочить створ полосы.

Такой простой контроль доступен в развороте пилотирующему летчику. Контролирующий летчик должен вести анализ темпа выполнения четвертого разворота и по изменению КУР, и сравнивая МПР с МКп.

При снижении по глиссаде следует помнить, что изменение показаний АРК обычно отстает от действительного положения самолета относительно позиционной линии, и когда экипаж определит посадочный МПР, самолет уже пересечет линию курса. Поэтому, во избежание раскачки по курсу, угол выхода надо уменьшать еще тогда, когда МПР не сравнялся с ПМПУ, а стрелки АРК еще не установились параллельно друг другу.

Еще одна особенность: практика показала, что угол выхода и время выхода следует брать примерно вдвое меньше ожидаемых, особенно под ветер. Пилоту трудно к этому привыкнуть. Он берет угол выхода 15о и время 15-20 сек, а на самом деле достаточно 7-8; и 8-10 сек. соответственно, и чем ближе к ВПП, тем меньшими должны быть углы и время выхода. Только в этом случае «клин отклонений» будет сужаться, и не возникнет нежелательная раскачка по курсу.

Так называемый «уточненный» метод захода на посадку по системе ОСП предполагает снижение на предпосадочной прямой заведомо ниже глиссады с незначительным увеличением вертикальной скорости против расчетной в пределах, обеспечивающих ее корректировку малыми порциями. Такая методика позволяет пройти дальний привод гарантированно на расчетной высоте, при занятии которой не понадобятся большие расходы руля высоты и значительные изменения режима работы двигателей, чтобы исключить просадку.

Однако нередки случаи, когда экипаж, в силу тех или иных причин, не успевает снизиться и вынужден пройти дальний привод на высоте, значительно выше расчетной. Стремясь во что бы то ни стало произвести посадку, КВС в этих условиях подвергает самолет серьезному риску.

При полете выше глиссады пролет привода застает экипаж «как бы» врасплох, и КВС немедленно принимает меры к «догону» глиссады, надеясь успеть исправить положение до ВПП. При этом происходит разбалансировка машины по продольному каналу, значительно возрастает вертикальная скорость, а к моменту установления визуального контакта с земными ориентирами КВС все внимание начинает уделять определению «посадочности» самолета относительно оси ВПП и невольно отвлекается от контроля над вертикальной и

поступательной скоростями, пытаюсь исправить неизбежное при заходе по приводам боковое уклонение.

В результате таких энергичных, но глубоко ошибочных действий самолет на ВПП, оказывается разбалансированным как по продольному, так и по боковому каналам. И даже если пилоту ценой очень большого напряжения удастся более-менее стабилизировать заход и направить самолет примерно в район порога полосы, то уловить самое главное – тенденции изменения параметров – он уже не в состоянии.

На легком самолете, быстро реагирующем на действия органами управления, действительно, можно успеть уловить тенденции и произвести действия, скорее рефлекторные, по относительной стабилизации параметров на участке от ВПП до торца полосы. Чаще всего стабилизируется только курс, может, удастся изменить режим работы двигателей в сторону, противоположную тенденции изменения скорости, но все эти действия производятся второпях, вдогонку развитию ситуации. Про вертикальную скорость в таком случае зачастую забывают. А именно в неконтролируемой вблизи земли вертикальной скорости скрыта самая главная опасность: экипаж, не зная, какова в данный момент вертикальная скорость, а, тем более, не зная тенденции к ее изменению, начинает выравнивание, повинаясь сложившемуся стереотипу поведения, на привычной высоте, которая далеко не всегда соответствует высоте начала выравнивания для данной вертикальной скорости.

Здесь возможны две ошибки. Либо высота и темп выравнивания отстают от вертикальной скорости и самолет грубо ударяется о землю, либо, наоборот, высота и темп выравнивания опережают вертикальную скорость приближения к земле и самолет выравнивается значительно выше расчетной высоты, а затем начинаются проблемы с исправлением этой ошибки, заложенной фактически еще при пролете дальнего привода.

На более тяжелом, инертном самолете энергичный догон глиссады в районе ВПП исправить можно только энергичным уходом на второй круг. Промедление здесь может привести к катастрофе. Тяжелый самолет, оснащенный мощной механизацией крыла, имеет значительную тенденцию к потере скорости и держится на глиссаде только благодаря равновесию тяги двигателей и лобового сопротивления. Он, как говорят, «висит на газу» и очень чутко реагирует на малейшую разбалансировку по продольному каналу. Только в стабильности параметров на глиссаде, достигнутой до высоты 150 метров, кроется гарантия мягкой посадки.

Поэтому на тяжелом самолете догон глиссады можно допустить только в пределах, оговоренных РЛЭ, и только в условиях визуального захода с использованием системы ОСП.

На предпосадочной подготовке перед заходом на посадку по приводам в условиях минимума погоды капитан должен заранее настроить экипаж на заход по «уточненной» методике, особо оговорив, что 4-й разворот выполняется дальше обычного для того, чтобы иметь время погасить скорость до расчетной, выпустить механизацию, подобрать режим горизонтального полета и, запомнив его, установить при команде «Дальней нет!» в ожидании пролета привода. Расчетную вертикальную скорость, увеличенную примерно на один метр в секунду, необходимо установить немедленно после команды «Вход в глиссаду», строго ее выдерживать и контролировать, по возможности, всем экипажем.

Необходимо помнить, что затянувшееся на несколько секунд уменьшение вертикальной скорости надо немедленно, желательно на возможно большей высоте, исправить увеличением вертикальной скорости на величину, большую, чем расчетная, и выдерживать ее то же время, на которое было допущено ее уменьшение, а затем вернуться к прежней вертикальной.

По достижении ВПР и принятии решения о посадке КВС переходит на визуальное пилотирование.