

Утверждены приказом Начальника
Агентства «Туркменховаеллары»
Агентства Транспорта и
Коммуникаций при Кабинете
Министров Туркменистана

№ 193/18 от « 11 » 09 2023 г.

**ГОСУДАРСТВЕННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ ТУРКМЕНИСТАНА
ОХРАНА ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ ТОМ III –
ЭМИСИЯ CO² САМОЛЕТОВ**

Ашхабад 2023г.

ЛИСТ ПОПРАВКИ И ИСПРАВЛЕНИЙ

[illegible]

ОГЛАВЛЕНИЕ

ГЛАВА I. ОПРЕДЕЛЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ И ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ

Определения.....	2
Сокращения и единицы измерения.....	4

ГЛАВА II. Стандарт на сертификацию самолетов по эмиссии CO₂, основанный на потреблении топлива

5

§1. Административные вопросы	5
------------------------------------	---

ГЛАВА III. Дозвуковые реактивные самолеты массой более 5700 кг

Винтовые самолеты массой более 8618 кг	6
--	---

§1. Применимость.....	6
-----------------------	---

§2. Оценочный показатель эмиссии CO ₂	8
--	---

§3. Исходные значения массы самолета	8
--	---

§4. Максимально допустимое значение оценочного показателя эмиссии CO ₂	9
---	---

§5. Стандартные условия для определения удельной дальности полета самолета..	10
--	----

§6. Методика испытаний.....	11
-----------------------------	----

ДОБАВЛЕНИЯ

ДОБАВЛЕНИЕ 1. Определение значения оценочного показателя эмиссии CO₂

для самолетов.....	12
--------------------	----

Дозвуковые реактивные самолеты массой более 5700 кг.....	12
--	----

Винтовые самолеты массой более 8618 кг.....	12
---	----

§1. Введение.....	12
-------------------	----

§2. Методика определения удельной дальности полета.....	12
---	----

§3. Условия проведения сертификационных испытаний и измерений для определения удельной дальности полета.....	13
--	----

§4. Измерение удельной дальности полета самолета.....	16
---	----

§5. Расчет исходной удельной дальности полета по данным измерений.....	18
--	----

§6. Достоверность результатов.....	20
------------------------------------	----

§7. Расчет значения оценочного показателя эмиссии CO ₂	21
---	----

§8. Представление данных сертифицирующему органу	21
--	----

ДОБАВЛЕНИЕ 2. Исходный геометрический коэффициент.....	23
--	----

ГЛАВА I. ОПРЕДЕЛЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ И ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ

ОПРЕДЕЛЕНИЯ

АГАТ - Администрация гражданской авиации Туркменистана – Агентство «Туркменховаеллары» Агентства Транспорта и коммуникации при кабинете министров Туркменистана.

Государство разработчика. Государство, обладающее юрисдикцией в отношении организации, ответственной за конструкцию типа.

Дозвуковой самолет. Самолет, не способный выполнять установившийся горизонтальный полет на скоростях, превышающих число Маха 1.

Зона кабины летного экипажа. Часть кабины, исключительно предназначенная для использования летным экипажем.

Исходный геометрический коэффициент. Поправочный коэффициент, основанный на измерении размера фюзеляжа самолета с использованием двухмерной проекции фюзеляжа.

Конструкция типа. Набор данных и информации, необходимый для определения типа воздушного судна, двигателя или воздушного винта в целях установления летной годности.

Максимальная взлетная масса. Наивысшая из всех значений взлетной массы для конфигурации конструкции типа.

Максимальная пассажировместимость. Максимальное сертифицированное количество пассажиров для конструкции типа самолета.

Модель для расчета характеристик. Валидированное на основе скорректированных данных летных испытаний аналитическое средство или метод, который может использоваться для определения значений SAR в целях расчета значения оценочного показателя эмиссии CO₂ в стандартных условиях.

Модифицированный вариант самолета, не сертифицированного по CO₂. Отдельный самолет, соответствующий существующему сертификату типа, но не сертифицированный согласно настоящим ГАПГАТ, на котором до выдачи первого сертификата летной годности самолета произведено изменение в конструкции типа, которое увеличивает значение оценочного показателя эмиссии CO₂ более чем на 1,5% или считается значительным изменением по CO₂.

Модифицированный вариант самолета, сертифицированного по эмиссии CO₂. Самолет с внесенными в конструкцию типа изменением, которое увеличивает

его максимальную взлетную массу или значение его оценочного показателя эмиссии CO₂ более чем на:

- 1) 1,35 % при максимальной взлетной массе 5700 кг с линейным уменьшением до;
- 2) 0,75 % при максимальной взлетной массе 60 000 кг с линейным уменьшением до;
- 3) 0,70 % при максимальной взлетной массе 600 000 кг;
- 4) является постоянным и равным 0,70 % при максимальных взлетных массах, превышающих 600 000 кг.

Оптимальные условия. Сочетание значений абсолютной высоты и воздушной скорости в пределах указанного в руководстве по летной эксплуатации самолета утвержденного диапазона эксплуатационных режимов, которое обеспечивает наивысшее значение удельной дальности полета при каждой исходной массе самолета.

Самолет. Воздушное судно тяжелее воздуха, приводимое в движение силовой установкой, подъемная сила которого в полете создается за счет аэродинамических реакций на поверхностях, остающихся неподвижными в данных условиях полета.

Сертификат типа. Документ, выданный государством для определения конструкции типа воздушного судна, двигателя или воздушного винта и подтверждения того, что эта конструкция отвечает соответствующим нормам летной годности данного государства.

Удельная дальность полета. Расстояние, пролетаемое самолетом на крейсерском режиме полета, на единицу потребленного топлива.

Эквивалентная методика. Методика испытания или анализа, которая хотя и отличается от оговоренной в настоящих ГАПГАТ, дает, согласно технической оценке сертифицирующего органа, фактически то же самое значение оценочного показателя эмиссии CO₂, что и оговоренная процедура.

Сокращения и единицы измерения

В тех случаях, когда в настоящих ГАПГАТ употребляются приведенные ниже условные обозначения, они имеют следующие значения:

АГАТ - Администрация гражданской авиации Туркменистана – Агентство «Туркменховаеллары» Агентства Транспорта и коммуникаций при Кабинете Министров Туркменистана.

ГАПГАТ - Государственные авиационные правила гражданской авиации Туркменистана

Гц герц (циклы в секунду)

AVG средний

CG центр тяжести

CO₂ двуокись углерода

g₀ стандартное ускорение свободного падения на уровне моря и географической широте 45,5°, 9,80665 (м/с²)

MTOM максимальная взлетная масса (кг)

OML внешняя линия обвода

RGF исходный геометрический коэффициент

RSS корень из суммы квадратов

SAR удельная дальность полета (км/кг)

TAS истинная воздушная скорость (км/ч)

W_f суммарный расход топлива самолета (кг/ч)

ГЛАВА II. СТАНДАРТ НА СЕРТИФИКАЦИЮ САМОЛЕТОВ ПО ЭМИССИИ CO₂, ОСНОВАННЫЙ НА ПОТРЕБЛЕНИИ ТОПЛИВА

§1. АДМИНИСТРАТИВНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Положения чч. 2-11 §1 главы II применяются ко всем самолетам, включенным в классы, определенные для целей сертификации по эмиссии CO₂ в главе III настоящих ГАПГАТ, если такие самолеты заняты в международной аэронавигации.
2. Сертификат о соответствии нормам по эмиссии CO₂ выдается или ему придается сила государством регистрации самолета на основании убедительных данных о том, что этот самолет отвечает требованиям, которые по крайней мере равноценны применимым Стандартам, указанным в настоящих ГАПГАТ.
3. Государства признают действительной сертификацию по эмиссии CO₂, произведенную другим государством, при условии, что требования, в соответствии с которыми производилась сертификация, по крайней мере равноценны Стандартам, содержащимся в настоящих ГАПГАТ.
4. Поправкой к настоящим ГАПГАТ, которая будет использоваться государством, является та поправка, которая применима на дату подачи этому государству заявки на сертификат типа в случае нового типа, утверждения изменения в конструкции типа в случае модифицированного варианта, или подачи заявки в рамках эквивалентной процедуры, установленной сертифицирующим органом данного государства.
5. Если в настоящих ГАПГАТ не установлено иначе, датой, которая будет использоваться государствами для определения начала применения Стандартов настоящих ГАПГАТ, является дата подачи АГАТ разработчика заявки на сертификат типа или дата подачи заявки в рамках эквивалентной процедуры, установленной сертифицирующим органом АГАТ разработчика.
6. Заявка действует в течение периода, указанного в нормах летной годности применительно к конкретному типу самолета, за исключением особых случаев, когда сертифицирующий орган продлевает данный период. В том случае, если такой период действительности превышен, датой, используемой для определения применимости Стандартов настоящих ГАПГАТ, является дата выдачи сертификата типа или утверждения изменения в конструкции типа, или дата выдачи утверждения в рамках эквивалентной процедуры, установленной АГАТ, за вычетом этого периода действительности.
7. Для модифицированных вариантов самолетов, не сертифицированных по CO₂, и модифицированных вариантов самолетов, сертифицированных по CO₂,

положения, касающиеся применения Стандартов настоящих ГАПГАТ, относятся к дате подачи "заявки на сертификацию изменения в конструкции типа". Датой, которая будет использоваться государствами для определения начала применения Стандартов настоящих ГАПГАТ, является дата подачи заявки на изменение в конструкции типа государству, которое впервые сертифицировало изменение в конструкции типа.

8. Если положения, определяющие порядок применения Стандартов настоящих ГАПГАТ, относятся к дате, когда сертификат летной годности был впервые выдан для отдельного самолета, то датой, которая будет использоваться государствами для определения начала применения Стандартов настоящих ГАПГАТ, является дата выдачи первого сертификата летной годности любым государством.

9. Сертифицирующий орган публикует сертифицированное значение оценочного показателя эмиссии CO₂, присвоенное или подтвержденное этим органом.

10. Использование эквивалентных методик вместо методик, указанных в добавлениях к настоящим ГАПГАТ, утверждается сертифицирующим органом.

11. Государства признают действительными освобождения для самолетов, предоставляемые компетентным полномочным органом другого государства, обладающим юрисдикцией над организацией, ответственной за производство самолета, при условии использования соответствующей процедуры.

ГЛАВА III

ДОЗВУКОВЫЕ РЕАКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ БОЛЕЕ 5700 кг ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ БОЛЕЕ 8618 кг

§ 1. Применимость

12. За исключением самолетов-амфибий, самолетов, первоначально сконструированных или модифицированных и используемых для выполнения особых эксплуатационных требований, самолетов, сконструированных с нулевым исходным геометрическим коэффициентом (RGF) и тех самолетов, которые специально сконструированы или модифицированы и используются для целей борьбы с пожарами, Стандарты настоящих ГАПГАТ применяются в отношении:

1) дозвуковых реактивных самолетов, включая их модифицированные варианты, с максимальной взлетной массой более 5700 кг, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 1 января 2020 года или позже, за исключением самолетов с максимальной взлетной массой, равной 60 000 кг или менее, и максимальной пассажировместимостью 19 мест или менее;

2) дозвуковых реактивных самолетов, включая их модифицированные

варианты, с максимальной взлетной массой более 5700 кг и равной 60 000 кг или менее, и максимальной пассажироместимостью 19 мест или менее, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 1 января 2023 года или позже;

- 3) всех винтовых самолетов, включая их модифицированные варианты, с максимальной взлетной массой более 8618 кг, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 1 января 2020 года или позже;
- 4) модифицированных вариантов, не сертифицированных по эмиссии CO₂ дозвуковых реактивных самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 5700 кг, включая их последующие модифицированные варианты, сертифицированные по эмиссии CO₂, в отношении которых заявка на сертификацию изменения в конструкции типа была подана 1 января 2023 года или позже;
- 5) модифицированных вариантов, не сертифицированных по эмиссии CO₂ винтовых самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг, включая их последующие модифицированные варианты, сертифицированные по эмиссии CO₂, в отношении которых заявка на сертификацию изменения в конструкции типа была подана 1 января 2023 года или позже;
- 6) отдельных не сертифицированных по CO₂ дозвуковых реактивных самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 5700 кг, в отношении которых сертификат летной годности был впервые выдан 1 января 2028 года или позже;
- 7) отдельных не сертифицированных по CO₂ винтовых самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг, в отношении которых сертификат летной годности был впервые выдан 1 января 2028 года или позже.

13. Несмотря на ч. 12 §1 главы III, государство может признать, что применительно к самолетам, занесенным в его реестр, не требуется демонстрировать соответствие положениям Стандартов настоящих ГАПГАТ в случае замены двигателя на ограниченный срок, когда изменение типовой конструкции предусматривает, что самолет не может эксплуатироваться в течение периода, превышающего 90 дней, если в отношении такого изменения типовой конструкции не будет продемонстрировано соответствие действующим положениям настоящих ГАПГАТ. Это относится только к изменениям, обусловленным выполнением требуемых работ по техническому обслуживанию.

14. Сертифицирующий полномочный орган или компетентный полномочный орган, обладающий юрисдикцией над организацией, ответственной за

производство самолета, может предоставлять освобождения от применения положений, указанных в ч. 12 §1 главы III. В таких случаях полномочный орган выдает документ об освобождении. Предоставление освобождения регистрируется в постоянном формуляре самолета. Такой полномочный орган учитывает количество освобождаемых самолетов, которые будут производиться, и их воздействие на окружающую среду. Информация об освобождениях, определяемых по серийному номеру самолета, предоставляется через официальный государственный реестр.

§ 2. Оценочный показатель эмиссии CO₂

15. Этот показатель определяется как среднее из значений 1/SAR, установленных для трех значений исходной массы, указанных в §2 главы III, а RGF определяется в добавлении 2. Значение показателя рассчитывается по следующей формуле:

$$\text{Значение оценочного показателя эмиссии CO}_2 = \frac{\left(\frac{1}{\text{SAR}}\right)_{\text{AVG}}}{(\text{RGF})^{0,24}}.$$

Примечание 1. Значение показателя выражается в единицах кг/км.

Примечание 2. Оценочный показатель эмиссии CO₂ является показателем, основанным на удельной дальности полета (SAR) с учетом корректировки на размер фюзеляжа.

§ 3. Исходные значения массы самолета

16. Значение 1/SAR устанавливается по каждому из следующих трех значений исходной массы самолета при проведении испытаний в соответствии с настоящим ГАПГАТ:

- 1) большая масса брутто: 92 % максимальной взлетной массы (МТОМ);
- 2) средняя масса брутто: простая средняя арифметическая большой массы брутто и малой массы брутто;
- 3) малая масса брутто: $(0,45 \times \text{МТОМ}) + (0,63 \times (\text{МТОМ}^{0,924}))$.

Примечание. МТОМ выражается в килограммах.

17. В рамках сертификации по эмиссии CO₂ для МТОМ также проводится сертификация по эмиссии CO₂ для взлетных масс, меньших чем МТОМ. Однако помимо обязательной сертификации показателей CO₂ для МТОМ заявители могут добровольно подать заявку на утверждение показателей CO₂ для взлетных масс,

меньших чем МТОМ.

§ 4. Максимально допустимое значение оценочного показателя эмиссии CO₂

18. Значение оценочного показателя эмиссии CO₂ определяется в соответствии с методиками оценки, определенными в добавлении 1.

19. Значение оценочного показателя эмиссии CO₂ не превышает уровня, определенного в следующих пунктах:

- 1) для самолетов, указанных в п. 1), 2), 3) ч. 12 §1 главы III, с максимальной сертифицированной взлетной массой, равной 60 000 кг или менее:

Максимальное допустимо значение = $10^{(-2,73780 + (0,681310 * \log_{10}(\text{МТОМ})) + (-0,0277861 * \log_{10}(\text{МТОМ}))^2)}$

- 2) для самолетов, указанных в п. 1) и 3) ч. 12 §1 главы III, с максимальной сертифицированной взлетной массой более 60 000 кг, но менее или равной 70 395 кг:

Максимально допустимое значение = 0,764;

- 3) для самолетов, указанных в п. 1) и 3) ч. 12 §1 главы III, с максимальной сертифицированной взлетной массой более 70 395 кг:

Максимальное допустимо значение = $10^{(-1,412742 + (-0,020517 * \log_{10}(\text{МТОМ})) + (0,0593831 * \log_{10}(\text{МТОМ}))^2)}$

- 4) для самолетов, указанных в п. 4), 5), 6) 7) ч. 12 §1 главы III, с максимальной сертифицированной взлетной массой равной 60 000 кг или менее:

Максимально допустимое значение = $10^{(-2,57535 + (0,609766 * \log_{10}(\text{МТОМ})) + (-0,0191302 * \log_{10}(\text{МТОМ}))^2)}$

- 5) для самолетов, указанных в п. 4), 5), 6), 7) ч. 12 §1 главы III, с максимальной сертифицированной взлетной массой более 60 000кг, но менее или равной 70 107 кг:

Максимально допустимое значение = 0,797;

- 6) для самолетов, указанных в п. 4), 5), 6), 7) ч. 12 §1 главы III, с максимальной сертифицированной взлетной массой более 70 107 кг:

Максимально допустимое значение = $10^{(-1,39353 + (-0,020517 * \log_{10}(\text{МТОМ})) + (0,0593831 * (\log_{10}(\text{МТОМ}))^2)}$

§ 5. Стандартные условия для определения удельной дальности полета самолета

20. Стандартные условия включают следующие условия в пределах утвержденного диапазона номинальных эксплуатационных режимов самолета:

- 1) значения массы брутто самолета, определенные в §2 главы III;
- 2) сочетание значений абсолютной высоты и воздушной скорости, выбранное заявителем;

Примечание. Предполагается, что в целом эти условия будут соответствовать сочетанию значений абсолютной высоты и воздушной скорости, которое дает в результате наивысшее значение SAR и которое обычно характерно для числа Маха крейсерского полета на режиме максимальной дальности на оптимальной высоте. Выбор условий, отличающихся от оптимальных, не в интересах заявителя, так как это будет отрицательно сказываться на значении SAR.

- 3) устойчивый (без ускорения), прямой и горизонтальный полет;
- 4) самолет сбалансирован в продольной и поперечной плоскостях;
- 5) стандартная дневная атмосфера ИКАО¹;
- 6) гравитационное ускорение самолета, выполняющего полет в направлении истинного севера в спокойном воздухе на расчетной высоте и геодезической широте 45,5°, основано на g_0 ;
- 7) низшая теплота сгорания топлива равна 43,217 МДж/кг (18 580 БТЕ/фунт);
- 8) выбираемое заявителем исходное положение центра тяжести (CG) самолета соответствует среднему местоположению CG, характерному для расчетных крейсерских характеристик для каждой из трех исходных значений массы самолета;

Примечание. Для самолета, оборудованного системой управления продольной центровкой, исходное положение CG можно выбрать с ее помощью.

- 9) Условия нагрузки на конструкцию крыла выбираются заявителем для репрезентативных полетов, выполняемых с учетом грузоподъемности самолета и стандартной практики изготовителя в области управления расходом топлива;
- 10) Выбираемый заявителем режим отбора электрической и механической мощности и воздуха учитывает расчетные крейсерские характеристики и соответствует рекомендуемой изготовителем методике;

Примечание. Отбор мощности и воздуха связи с использованием дополнительного оборудования, например, информационно-развлекательных систем для пассажиров, учитывать необязательно.

11) Системы отбора воздуха от двигателей на нужды управления/стабилизации работают в соответствии с расчетными характеристиками данной модели двигателя, предусмотренными для конкретных условий;

12) Уровень ухудшения характеристик двигателя, выбираемый заявителем, соответствует начальному уровню ухудшения характеристик (минимум 15 взлетов или 50 ч наработки двигателя в полете).

21. Если условия испытаний отличаются от стандартных условий, вносятся поправки на разницу между условиями испытаний и стандартными условиями, как указывается в добавлении 1.

§ 6. Методика испытаний

22. Значения SAR, на которых основано значение оценочного показателя эмиссии CO₂, устанавливаются непосредственно на основе результатов летных испытаний или модели расчета характеристик, подтверждаемой летными испытаниями.

23. Конфигурация испытательного самолета соответствует конструкции типа, на которую запрашивается сертификация.

24. Методики испытаний и проведения анализа реализуются в установленном порядке для получения значений оценочного показателя эмиссии CO₂, как указывается в добавлении 1. Эти методики охватывает весь цикл летных испытаний и процесс анализа данных от предполетных мероприятий до послеполетного анализа данных.

Примечание. Используемое при каждом летном испытании топливо должно отвечать спецификациям, указанным в ASTM D1655-15², DEF STAN 91-91 Issue 7, Amendment 3³ или эквивалентным спецификациям.

ДОБАВЛЕНИЕ 1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗНАЧЕНИЯ ОЦЕНОЧНОГО ПОКАЗАТЕЛЯ ЭМИССИИ CO₂ ДЛЯ САМОЛЕТОВ

ДОЗВУКОВЫЕ РЕАКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ БОЛЕЕ 5700 кг

ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ БОЛЕЕ 8618 кг

§1. ВВЕДЕНИЕ

Процесс определения значения оценочного показателя эмиссии CO₂ включает:

- 1) определение RGF (см. добавление 2);
- 2) определение условий и методик сертификационных испытаний и измерений для определения SAR (раздел 3) путем проведения непосредственных летных испытаний или с помощью валидированной модели для расчета характеристик, включая:
- 3) измерение параметров, необходимых для определения SAR (раздел 4);
 - а) приведение измеренных данных к стандартным условиям для SAR (раздел 5);
 - б) валидацию данных, используемых для расчета сертифицированного значения оценочного показателя эмиссии CO₂ (раздел 6);
- 4) расчет значения оценочного показателя эмиссии CO₂ (§ 7 Добавления 1);
- 5) представление данных сертифицирующему органу (§ 8 Добавления 1).

Примечание. Инструкции и методики обеспечивают единообразие испытаний на соответствие и позволяют проводить сравнение между различными типами самолетов.

§ 2. МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ УДЕЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

1. SAR можно определять либо в ходе непосредственных летных испытаний путем выполнения измерений в точках замера для SAR, включая внесение в данные испытаний любых поправок для приведения их к исходным условиям, либо путем использования утвержденной сертифицирующим органом модели для расчета характеристик. Если используется модель для расчета характеристик, она подтверждается фактическими данными летных испытаний для определения SAR.

2. В любом случае, сбор данных при проведении летных испытаний для определения SAR осуществляется по методике, ГАПГАТ и утвержденной сертифицирующим органом.

3. Валидацию модели для расчета характеристик следует проводить только для точек замера и условий, имеющих отношение к демонстрации соответствия настоящим ГАПГАТ. Методики испытаний и анализа, включая любые алгоритмы, которые могут использоваться, следует описывать достаточно детально.

§ 3. УСЛОВИЯ ПРОВЕДЕНИЯ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ И ИЗМЕРЕНИЙ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УДЕЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

4. **Общие положения.** В настоящем разделе определяются условия, при которых проводятся сертификационные испытания на предмет определения SAR, и используемые методики измерения.

Примечание. Заявка на сертификацию значения показателя эмиссии CO₂ может быть связана только с незначительным изменением конструкции типа самолета. Соответствующее изменение значения показателя эмиссии CO₂ зачастую можно надежно установить путем использования эквивалентной методики, не проводя полномасштабного испытания.

5. **Методика проведения летных испытаний.** Предполетный этап. Предполетная методика утверждается сертифицирующим органом и включает следующие элементы:

1) **Соответствие самолета.** Подтверждается соответствие испытательного самолета конструкции типа, в отношении которой запрашивается сертификация.

2) **Взвешивание самолета.** Испытательный самолет взвешивается. Любое изменение массы после взвешивания и до испытательного полета учитывается.

3) **Низшая теплота сгорания топлива.** Для каждого испытательного полета отбирается проба топлива для определения его низшей теплоты сгорания. Результаты испытания пробы топлива используются для приведения измеренных данных к стандартным условиям. Методика определения низшей теплоты сгорания топлива и приведения к стандартным условиям утверждается сертифицирующим органом.

а) **Рекомендация.** Значение низшей теплоты сгорания топлива должно определяться в соответствии с методикой, которая по крайней мере равноценна методике, определенной в спецификации ASTM D4809-13¹.

б) **Рекомендация.** Проба топлива должна соответствовать топливу, используемому при каждом летном испытании, и на нее не должны влиять ошибки или отклонения, обусловленные заправкой топлива из различных источников, выбором топливного бака или расслоение топлива в баке.

- 4) **Удельный вес и вязкость топлива.** Для каждого летного испытания отбирается проба топлива для определения его удельного веса и вязкости при использовании объемных расходомеров.

Примечание. При использовании объемных расходомеров вязкость топлива используется для определения объемного расхода топлива по параметрам, измеряемым объемным расходомером топлива. Удельный вес (или плотность) топлива используется для перевода объемного расхода топлива в массовый расход топлива.

а). Удельный вес топлива должен определяться в соответствии с методикой, которая по крайней мере равноценна методике, определенной в спецификации ASTM D4052-11².

б). Кинематическая вязкость топлива должна определяться в соответствии с методикой, которая по крайней мере равноценна методике, определенной в спецификации ASTM D445-15³.

6. Методика летных испытаний. Летные испытания проводятся в соответствии с приводимой ниже методикой летных испытаний и стабильными условиями, указанными в ч. 9 §3 Добавления 1.

7. Минимальная продолжительность полета между точками замера при испытаниях составляет 2 мин или они разделяются путем превышения одного или нескольких пределов критериев стабильности, указанных в ч. 9 §3 Добавления 1.

8. Рекомендация. Во время испытаний условия, в которых выполняется полет для определения SAR, должны соответствовать следующим критериям:

- 1) по мере возможности самолет выполняет полет на постоянной барометрической высоте и с постоянным курсом вдоль изобар;
- 2) режим тяги/мощности двигателя остается неизменным в горизонтальном полете без ускорений;
- 3) для сведения к минимуму величины поправок самолет выполняет полет, насколько это практически возможно, в максимальном приближении к стандартным условиям;
- 4) не вносятся какие-либо изменения в балансировочное положение или режим мощности/тяги, отбор воздуха от двигателей на нужды стабилизации и управления, а также режим отбора электрической и механической мощности (включая поток отбираемого воздуха). Следует избегать любых изменений в использовании систем самолета, которые могут повлиять на результаты измерения SAR;
- 5) перемещение персонала на борту сводится к минимуму.

9. Стабильность условий испытаний. Для обеспечения достоверности результатов

измерения SAR следующие параметры выдерживаются в пределах указанных допусков как минимум в течение одной минуты, когда собираются данные по SAR:

- 1) число Маха в пределах $\pm 0,005$;
- 2) температура окружающей среды в пределах $\pm 1\text{ }^{\circ}\text{C}$;
- 3) курс в пределах $\pm 3^{\circ}$;
- 4) линия пути в пределах $\pm 3^{\circ}$;
- 5) угол сноса менее 3° ;
- 6) путевая скорость в пределах $\pm 3,7\text{ км/ч}$ ($\pm 2\text{ уз}$);
- 7) разница между путевой скоростью в начале испытаний и путевой скоростью в конце испытаний находится в пределах $\pm 2,8\text{ км/ч/мин}$ ($\pm 1,5\text{ уз/мин}$);
- 8) барометрическая высота в пределах $\pm 23\text{ м}$ ($\pm 75\text{ фут}$).

10. Можно использовать альтернативные критерии обеспечения стабильности условий испытания, при условии, что такую стабильность можно в достаточной мере продемонстрировать сертифицирующему органу.

11. От использования точек выполнения замеров при испытаниях, которые не соответствуют указанным в ч. 9 §3 Добавления 1 критериям стабильности условий испытаний, следует, как правило, отказываться. Однако могут быть приемлемы точки выполнения замеров при испытаниях, которые не соответствуют критериям стабильности, указанным в ч. 9 §3 Добавления 1, при условии их утверждения сертифицирующим органом.

12. Верификация массы самолета в условиях испытаний. Методика определения массы самолета в условиях каждого испытания подлежит утверждению сертифицирующим органом.

13. Рекомендация. *Массу самолета во время испытательного полета следует определять путем вычитания массы израсходованного топлива (т. е. общего расхода топлива) из массы самолета на момент начала летного испытания. Точность определения массы израсходованного топлива проверяется путем взвешивания испытательного самолета на откалиброванных весах до или после испытательного полета на предмет установления SAR, либо до и после другого испытательного полета с крейсерским участком, при условии, что этот полет выполняется в пределах одной недели или 50 ч полета (по мнению заявителя) после испытательного полета на предмет определения SAR и расходомеры не*

подвергались изменениям.

§ 4. ИЗМЕРЕНИЕ УДЕЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА

14. Система измерения. Регистрируются следующие параметры при минимальной частоте регистрации в 1 Гц:

- 1) воздушная скорость;
- 2) путевая скорость;
- 3) истинная воздушная скорость;
- 4) расход топлива;
- 5) параметр режима мощности двигателя (например, число оборотов вентилятора, степень повышения давления двигателя, крутящий момент, мощность на валу);
- 6) барометрическая высота;
- 7) температура;
- 8) курс;
- 9) линия пути;
- 10) использованное топливо (для определения массы брутто и положения центра тяжести (CG)).
- 11) Следующие параметры регистрируются с приемлемой частотой регистрации:
 - а) широта;
 - б) режимы отбора воздуха и мощности от двигателей;
 - в) отбор мощности (электрическая и механическая нагрузка).

15. Значение каждого параметра, используемого для определения SAR, за исключением путевой скорости, является простым среднеарифметическим замеренных значений этого параметра, полученных в стабильных условиях испытаний (см. ч. 9 §3 Добавления 1).

Примечание. Величину изменения путевой скорости в условиях испытания следует использовать для оценки и корректировки любого ускорения или

торможения, которое может иметь место в условиях испытания.

16. Разрешающая способность отдельных измерительных устройств является достаточной для обеспечения стабильности параметров, указанных в ч. 9 §3 Добавления 1.

17. Считается, что измерительная система SAR в целом представляет собой сочетание приборов и устройств (включая любые соответствующие методики), используемых для получения следующих параметров, необходимых для определения SAR:

- а) расход топлива;
- б) число Маха;
- в) абсолютная высота;
- г) масса самолета;
- д) путевая скорость;
- е) температура наружного воздуха;
- ё) низшая теплота сгорания топлива;
- ж) CG.

18. Точность отдельных элементов, входящих в общую измерительную систему SAR, определяется, исходя из ее влияния на SAR. Суммарная погрешность, связанная с общей измерительной системой SAR, определяется как корень из суммы квадратов (RSS) точности отдельных элементов.

Примечание. Точность параметров необходимо рассматривать только в пределах параметра, необходимого для демонстрации соответствия стандарту на эмиссию CO₂.

19. В том случае, если абсолютная величина суммарной погрешности общей измерительной системы SAR превышает 1,5 %, вводится поправочный коэффициент к значению SAR, приведенному к стандартным условиям, равный величине, на которую RSS превышает значение в 1,5 % (см. §5 Добавления 1). Если абсолютная величина суммарной погрешности общей измерительной системы SAR меньше или равна 1,5 %, поправочный коэффициент не применяется.

§ 5. РАСЧЕТ ИСХОДНОЙ УДЕЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА ПО ДАННЫМ ИЗМЕРЕНИЙ

20. Расчет SAR. SAR рассчитывается по следующей формуле:

$$SAR = TAS/W_f,$$

где:

TAS – является истинной воздушной скоростью;

W_f – является общим расходом топлива самолета.

21. Приведение условий испытаний к стандартным условиям. Для приведения измеренных значений SAR к стандартным условиям, указанным в §5 главы III, вносятся поправки. Поправки вносятся по каждому из следующих измеренных параметров, которые не соответствуют стандартным условиям:

- 1) **Абсолютная высота.** Высота, на которой выполняет полет самолет, влияет на расход топлива.
 - 2) **Аэроупругость.** Аэроупругость крыла может вызывать изменение лобового сопротивления как функции распределения массы крыла. На распределение массы крыла будет оказывать влияние распределение веса топлива в крыле и наличие каких-либо наружных подвесок.
 - 3) **Низшая теплота сгорания топлива.** Низшая теплота сгорания топлива определяет энергосодержание топлива. Низшая теплота сгорания топлива непосредственно влияет на расход топлива при заданных условиях испытания.
 - 4) **Отбор электрической и механической мощности и отбор воздуха.** Отбор электрической и механической мощности и отбор воздуха влияют на расход топлива.
- Примечание. Послеполетный анализ данных включает введение в измеренные данные поправки на характеристики чувствительности аппаратуры (например, задержки, запаздывание, рассогласование, буферизация и т. д. в системе).*
- 5) **Положение центра тяжести.** Положение центра тяжести самолета влияет на лобовое сопротивление вследствие продольной балансировки.
 - 6) **Температура.** Температура окружающей среды влияет на расход топлива. Исходной температурой является стандартная дневная температура согласно стандартной атмосфере ИКАО на исходной высоте.

- 7) **Уровень ухудшения характеристик двигателя.** На этапе первоначального использования топливная эффективность двигателей резко ухудшается. Затем темпы ухудшения характеристик значительно замедляются. Могут использоваться двигатели, уровень ухудшения характеристик которых ниже уровня ухудшения характеристик исходных двигателей при условии утверждения сертификационным органом. В этом случае расход топлива приводится к исходному уровню ухудшения характеристик двигателя с использованием утвержденной методики. Могут использоваться двигатели с большим уровнем ухудшения характеристик, чем уровень ухудшения характеристик исходного двигателя. В этом случае приведение к исходным условиям не допускается.
- 8) **Ускорение/торможение (энергия).** При определении лобового сопротивления предполагается установившийся полет без ускорений. Ускорение или торможение в условиях испытания влияет на оцениваемый уровень лобового сопротивления. Стандартное условие предполагает установившийся полет без ускорений.
- 9) **Фактическое ускорение силы тяжести.** Ускорение, вызванное влиянием локальной силы тяжести и инерцией, влияет на вес самолета при испытаниях. В условиях испытаний фактическая сила тяжести изменяется в зависимости от широты, высоты, путевой скорости и направления движения относительно земной оси. Исходное гравитационное ускорение представляет собой гравитационное ускорение самолета, выполняющего полет в направлении истинного севера в спокойном воздухе на исходной высоте, геодезической широте $45,5^\circ$, и оно основано на g_0 .
- 10) **Число Рейнольдса.** Число Рейнольдса влияет на лобовое сопротивление самолета. Применительно к заданному условию испытания число Рейнольдса является функцией плотности и вязкости воздуха при контрольных значениях высоты и температуры. Исходное число Рейнольдса выводится из плотности и вязкости воздуха на основе стандартной атмосферы ИКАО при исходных значениях абсолютной высоты.

22. Методика внесения поправок подлежит утверждению сертифицирующим органом. Если заявитель считает, что в какой-либо конкретной поправке нет необходимости, он предоставляет сертифицирующему органу приемлемое обоснование.

23. **Расчет удельной дальности полета.** Значения SAR для каждой из трех исходных масс, определенных в §3 главы III, рассчитываются непосредственно по данным измерений, выполненных в каждой достоверной точке замера при испытаниях и приведенных к стандартным условиям, или косвенным путем по модели расчета характеристик, подтверждаемой данными, полученными в этих точках замера. За окончательное значение SAR для каждого исходного значения массы принимается простое среднееарифметическое всех достоверных контрольных замеров при соответствующей массе брутто, или значения,

выводимые по подтвержденной модели расчета характеристик. Ни один из элементов данных, полученных в достоверной точке замера, не опускается без согласования с сертифицирующим органом.

Примечание. Может допускаться экстраполяция в соответствии с принятой практикой в области летной годности на значения массы, отличающиеся от использованных при испытании, при условии использования валидированной модели расчета характеристик. Модель расчета характеристик должна базироваться на данных, охватывающих адекватный диапазон коэффициентов подъемной силы, чисел Маха, удельных расходов топлива, с тем чтобы экстраполяция этих параметров не проводилась.

§ 6. ДОСТОВЕРНОСТЬ РЕЗУЛЬТАТОВ

24. По каждому значению SAR для трех исходных значений массы рассчитывается 90-процентный доверительный интервал.

25. Если данные для кластерного анализа получаются независимо по каждой из трех исходных точек для массы брутто, минимальный размер выборки, приемлемый для каждого из трех значений SAR применительно к массе брутто, равен шести.

26. В альтернативном порядке данные по SAR можно собирать, опираясь на диапазон значений масс. В этом случае минимальный размер выборки равен 12, а 90-процентный доверительный интервал рассчитывается для средней регрессии по этим данным.

27. Если 90-процентный доверительный интервал для значения SAR при любом из трех значений исходной массы самолета превышает $\pm 1,5 \%$, может использоваться значение SAR при этой исходной массе при условии утверждения сертифицирующим органом, если при этом применяется корректировка. Поправочный коэффициент равен величине, на которую 90-процентный доверительный интервал превышает предел в $\pm 1,5 \%$. Если 90-процентный доверительный интервал значения SAR меньше или равен $\pm 1,5 \%$, необходимость в применении поправочного коэффициента отпадает.

§ 7. РАСЧЕТ ЗНАЧЕНИЯ ОЦЕНОЧНОГО ПОКАЗАТЕЛЯ ЭМИССИИ CO₂

28. Значение оценочного показателя эмиссии CO₂ рассчитывается по формуле, определенной в §2 главы III.

§ 8. ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ДАННЫХ СЕРТИФИЦИРУЮЩЕМУ ОРГАНУ

29. Информация общего характера. По каждому типу и модели самолета, подлежащему сертификации по CO₂, запрашивается следующая информация:

- 1) обозначение типа и модели самолета;
- 2) общие характеристики самолета, включая диапазон CG, количество и обозначение типа двигателей и воздушных винтов, при их наличии;
- 3) MTOM;
- 4) относительные размеры, необходимые для расчета RGF;
- 5) серийный номер(а) самолета(ов), испытываемого(мых) для целей сертификации по CO₂ и, кроме того, любые модификации или нештатное оборудование, которые могут влиять на характеристики самолета по CO₂.

30. Исходные условия. Предоставляется информация об исходных условиях, в которых определялась SAR (см. §5 главы III).

31. Данные испытаний. По каждой точке замера при испытаниях предоставляются следующие измеренные данные испытаний, включая любые поправки на характеристики контрольно-измерительной аппаратуры:

- 1) воздушная скорость, путевая скорость и истинная воздушная скорость;
- 2) расход топлива;
- 3) барометрическое давление;
- 4) температура статической воздушной массы;
- 5) масса брутто самолета и CG в каждой точке замера при испытаниях;
- 6) уровни отбора электрической и механической мощности и воздуха;
- 7) характеристики двигателей:
 - а) для реактивных самолетов—режим мощности двигателей;

- б) для винтовых самолетов—мощность на валу или крутящий момент двигателя и скорость вращения воздушных винтов;
- 8) низшая теплота сгорания топлива;
- 9) удельный вес и кинематическая вязкость топлива, если используются объемные расходомеры топлива (см. ч. 6 §3 Добавления 1);
- 10) суммарная погрешность (RSS) общей измерительной системы (см. ч. 18 §4 Добавления 1);
- 11) курс, линия пути и широта;
- 12) критерии устойчивости (см. ч. 9 §3 Добавления 1);
- 13) описание приборов и устройств, используемых для замера параметров, необходимых для определения SAR, и показатели точности каждого из них в отдельности с точки зрения их влияния на SAR (см. ч.17 и 18 §4 Добавления 1).

32. Вычисления и поправки на исходные условия данных испытаний на определение SAR. Для каждой точки измерений при испытаниях приводится информация о замеренных значениях SAR, поправках на исходные условия и скорректированных значениях SAR.

33. Производные данные. Для каждого самолета, испытываемого в сертификационных целях, представляется следующая производная информация:

- а) SAR (км/кг) для каждого исходного значения массы самолета и соответствующий 90-процентный доверительный интервал;
- б) средний показатель инверсии значений SAR для трех исходных значений массы;
- в) RGF;
- г) значение оценочного показателя эмиссии CO₂.

ДОБАВЛЕНИЕ 2. ИСХОДНЫЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЙ КОЭФФИЦИЕНТ

1. RGF является безразмерным параметром, используемым для корректировки $(1/SAR)_{AVG}$. RGF основан на определении размера фюзеляжа, приведенного к 1 м^2 , и определяется следующим образом:

- 1) для однопалубных самолетов определяется площадь поверхности (выраженная в м^2), ограничиваемой максимальной шириной OML фюзеляжа, которая проецируется на плоскую поверхность, параллельную полу основной палубы;
- 2) для самолетов с верхней палубой определяется сумма площади поверхности (выраженной в м^2), ограничиваемой максимальной шириной OML фюзеляжа, которая проецируется на плоскую поверхность, параллельную полу основной палубы, и площади поверхности, ограничиваемой максимальной шириной OML фюзеляжа на уровне пола верхней палубы или над ним, которая проецируется на плоскую поверхность, параллельную полу верхней палубы;
- 3) вычисляется безразмерный RGF посредством деления площадей, определенных в п. 1) ч.1 Добавления 2 или п.2) ч.1 Добавления 2, на 1 м^2 .

2. RGF включает все объемы герметичной кабины на основной или верхней палубе, включая продольные и поперечные проходы между рядами кресел, вспомогательные отсеки, лестничные проемы и площади, в которых могут размещаться грузы и вспомогательные топливные емкости. В него не входят стационарные встроенные топливные баки в пределах кабины, негерметизированные обтекатели, а также места отдыха/работы экипажа или грузовые площади, не расположенные на основной или верхней палубе (например, отсеки или площади под полом). RGF не охватывает зону кабины экипажа.

3. Задней границей, используемой для расчета RGF, является задний гермошпангоут. Переднюю границу образует передний гермошпангоут, за исключением зоны кабины летного экипажа.

4. Зоны, доступные как для экипажа, так и для пассажиров, при определении зоны кабины летного экипажа не учитываются. Для самолетов, на которых установлена дверь кабины летного экипажа, задней границей зоны кабины экипажа является плоскость двери кабины экипажа. Для самолетов с изменяемой внутренней конфигурацией, допускающей различные места размещения двери кабины летного экипажа или отсутствие двери кабины, эта граница определяется конфигурацией, которая дает наименьшую зону кабины экипажа. В самолетах, сертифицированных для выполнения полетов с одним пилотом, зона кабины экипажа распространяется на половину ширины кабины.

5. На рис. A2-1 и A2-2 условно показаны границы, используемые для определения RGF.

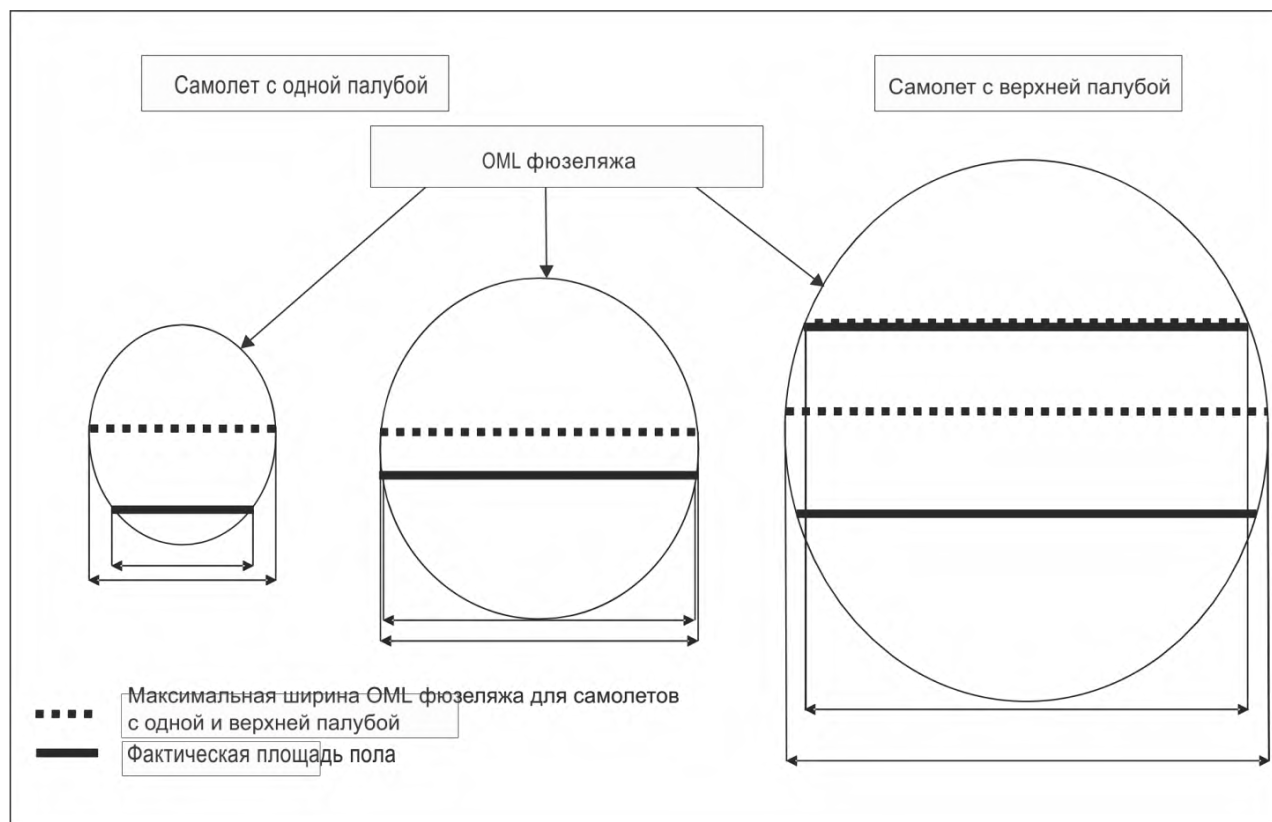


Рис. А2-1. Поперечное сечение

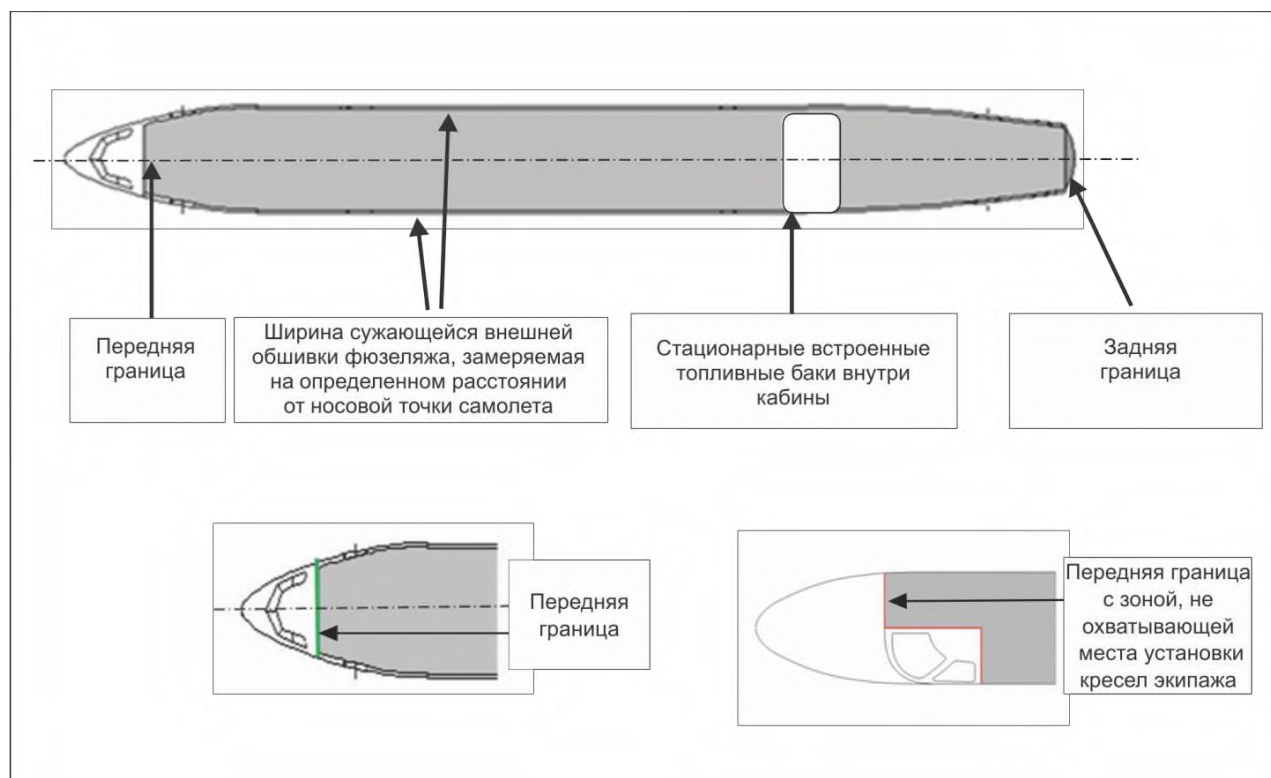


Рис. А2-2. Продольное сечение