

**Cir 337
AT/192**



Согласованное на совещании CAEP/9 требование к сертификации на соответствие стандарту на эмиссию CO₂ для самолетов

Утверждено Генеральным секретарем
и опубликовано с его санкции

Международная организация гражданской авиации

**Cir 337
AT/192**



Согласованное на совещании САЕР/9 требование к сертификации на соответствие стандарту на эмиссию CO₂ для самолетов

Утверждено Генеральным секретарем
и опубликовано с его санкции

Международная организация гражданской авиации

Опубликовано отдельными изданиями на русском,
английском, арабском, испанском, китайском и французском языках
МЕЖДУНАРОДНОЙ ОРГАНИЗАЦИЕЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ.
999 University Street, Montréal, Quebec, Canada H3C 5H7

Информация о порядке оформления заказов и полный список агентов по продаже
и книготорговых фирм размещены на веб-сайте ИКАО www.icao.int.

**Циркуляр ИКАО 337. *Согласованное на совещании САЕР/9 требование
к сертификации на соответствие стандарту на эмиссию CO₂ для самолетов***

Номер заказа: CIR 337

ISBN 978-92-9249-447-6

© ИКАО, 2014

Все права защищены. Никакая часть данного издания не может воспроизводиться,
храниться в системе поиска или передаваться ни в какой форме и никакими
средствами без предварительного письменного разрешения
Международной организации гражданской авиации.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Страница</i>
Согласованное на совещании CAEP/9 требование к сертификации на соответствие стандарту на эмиссию CO₂ для самолетов.....	1
1. Введение.....	1
2. Цель данного циркуляра.....	2
3. Подготовка стандарта ИКАО на эмиссию CO ₂ для самолетов.....	2
4. Заключение.....	5
Текст предлагаемого для включения в новый том III Приложения 16 требования к сертификации на соответствие стандарту на CO₂	7

СОГЛАСОВАННОЕ НА СОВЕЩАНИИ САЕР/9 ТРЕБОВАНИЕ К СЕРТИФИКАЦИИ НА СООТВЕТСТВИЕ СТАНДАРТУ НА ЭМИССИЮ CO₂ ДЛЯ САМОЛЕТОВ

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 Международная организация гражданской авиации (ИКАО) обеспечивает безопасное и упорядоченное развитие международной гражданской авиации во всем мире. ИКАО устанавливает глобальные стандарты в области безопасности полетов, авиационной безопасности и охраны окружающей среды. Комитет Совета ИКАО по охране окружающей среды от воздействия авиации (САЕР) осуществляет большую часть технической работы ИКАО в области охраны окружающей среды и разрабатывает ряд стандартов, касающихся авиационного шума и качества местного воздуха. 9-е совещание Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации (САЕР/9) проходило в Штаб-квартире ИКАО в Монреале с 4 по 15 февраля 2013 года. Данное совещание ознаменовало завершение трехлетней интенсивной деятельности по авиационному шуму, производству полетов и эмиссии рабочих групп САЕР с участием более 400 экспертов из различных государств и организаций всего мира.

1.2 Совещание САЕР/9 согласовало исчерпывающий комплекс из 18 рекомендаций, которые помогут ИКАО выполнить свои обязательства в области охраны окружающей среды от воздействия авиации. Большинство данных рекомендаций консолидируют работу, проведенную техническими экспертами САЕР за последние три года, включая согласование нового Стандарта на авиационный шум, обновленный перечень технических задач в области авиационного шума; комплекс эксплуатационных задач, к которым следует стремиться, в целях снижения расхода топлива; вопросы, касающиеся хода подготовки нового стандарта ИКАО на эмиссию нелетучих твердых частиц (нЛТЧ) для двигателей; а также вопросы, касающиеся хода работ по подготовке нового стандарта на эмиссию CO₂ для самолетов.

1.3 В настоящее время САЕР уделяет основное внимание разработке стандарта на эмиссию CO₂ для самолетов, исходя из рекомендации, представленной в программе действий ИКАО в области международной авиации и изменения климата, в рамках комплекса мер по снижению эмиссии парниковых газов, создаваемой воздушным транспортом. Соответственно, в октябре 2010 года 37-я сессия Ассамблеи (резолюция А37-19¹) поручила разработать стандарт ИКАО на эмиссию CO₂. Разработка стандарта ИКАО на эмиссию CO₂ приведет к созданию тома III Приложения 16 к Чикагской конвенции.

1.4 Работа по стандарту на CO₂ разбита на два этапа. К моменту составления данного циркуляра ИКАО работа в рамках этапа 1 была завершена и одобрена совещанием САЕР/9 в феврале 2013 года, а работа в рамках этапа 2 только началась. В результате работ в рамках этапа 1 была подготовлена система показателей эмиссии CO₂ и разработано требование к сертификации на соответствие стандарту на CO₂ для тома III Приложения 16, включенное в данный циркуляр. Дальнейшая работа в рамках этапа 2 будет связана с такими вопросами подготовки стандарта, как разработка нормативного предела и определение даты начала применения, что требуется для завершения процесса подготовки стандарта на CO₂.

1. Резолюция А37-19. Сводное заявление о постоянной политике и практике ИКАО в области охраны окружающей среды. Изменение климата (п. 24 е)). Ассамблея просит Совет разработать глобальный стандарт на CO₂ для воздушных судов, поставив целью 2013 год.

1.5 Начиная с 2010 года работу над стандартом на CO₂ усложняли технические и политические факторы. Зависимость этого вопроса от коммерческих факторов и возникшие технические проблемы привели к задержке сроков подготовки стандарта на CO₂, первоначально намеченных на 2013 год. Для продвижения работы и использования полученных существенных результатов САЕР проанализировал общий план работы по подготовке стандарта на CO₂ и согласился считать конец 2015 года сроком окончания работы с тем, чтобы одобрить ее итоги на совещании САЕР/10 в начале 2016 года.

2. ЦЕЛЬ ДАННОГО ЦИРКУЛЯРА

2.1 В данном циркуляре содержится обзор работы в подготовке стандарта на CO₂ в период до совещания САЕР/9 и в ходе его, и государствам – членам ИКАО предлагается подробное описание одобренного совещанием САЕР/9 требования к сертификации на соответствие стандарту на CO₂ для подготовки тома III Приложения 16. Содержащийся в циркуляре материал позволяет заинтересованным сторонам ознакомиться с согласованным совещанием САЕР/9 требованием к сертификации. Данный материал публикуется исключительно в информационных целях и сохранится в виде циркуляра ИКАО до тех пор, пока не будут полностью подготовлены согласованные на международном уровне Стандарты и Рекомендуемая практика (SARPS) ИКАО для стандарта на CO₂ (т. е. том III Приложения 16). **Данный материал не предназначен для использования в целях сертификации на эмиссию CO₂ до того, как том III Приложения 16 будет окончательно подготовлен САЕР и принят Советом ИКАО. В данном циркуляре от государств не требуется предпринимать в настоящее время каких-либо действий, и государствам не следует при подготовке каких-либо требований, отчетности или иных действий опираться на данный материал, поскольку в настоящее время материал подготовлен не полностью, как указано в п. 3.7.**

2.2 Содержащийся в данном циркуляре материал основан на документе, находящемся в настоящее время в работе, и САЕР определил будущую работу совещания САЕР/10, в ходе которого дополнительные обсуждения, анализы и решения помогут консолидировать требование к сертификации на соответствие стандарту на CO₂ для тома III Приложения 16 и упростить процесс его последующего внедрения. В результате в течение трех следующих лет ожидается подготовка дополнительных поправок к тексту требования к сертификации на соответствие стандарту на CO₂ в томе III Приложения 16, содержащегося в данном циркуляре.

2.3 С тем чтобы способствовать лучшему пониманию будущего стандарта на CO₂, материал в данном циркуляре представлен в форме SARPS ИКАО, т. е. так, как он будет приведен в будущем томе III Приложения 16. Данный формат не является основанием для использования материала в любых других целях, кроме информационных.

3. ПОДГОТОВКА СТАНДАРТА ИКАО НА ЭМИССИЮ CO₂ ДЛЯ САМОЛЕТОВ

Применимость стандарта на CO₂

3.1 Одним из первых решений, принятых САЕР на этапе 1 в ноябре 2010 года, было решение о том, что будущий стандарт на CO₂ будет применяться к дозвуковым реактивным самолетам и турбовинтовым самолетам с весовым порогом максимальной взлетной массы > 5700 кг (12 566 фунтов) для дозвуковых реактивных самолетов и > 8618 кг (19 000 фунтов) для винтовых самолетов. Это позволит охватить свыше 99 % глобальных показателей по расходу топлива, дальности полетов и числу операций. Также были достигнуты соглашения включить в сферу применимости "новые" типы самолетов, исключая "снятые с производства", и не исключать на

данном этапе самолеты, "находящиеся в производстве"². На этапе 2 предстоит дополнительная работа по вопросу применимости стандарта на CO₂, которая описана в п. 3.9 данного циркуляра.

Система показателей эмиссии CO₂

3.2 Важная веха в разработке стандарта на CO₂ на этапе 1 была достигнута 11 июля 2012 года, когда Руководящая группа САЕР единогласно согласилась с системой показателей эмиссии CO₂ для оценки показателей расхода топлива самолета и, соответственно, создаваемой эмиссии CO₂. Цель данной системы показателей эмиссии CO₂ заключается в том, чтобы соразмерно поощрять достижения в технологиях самолетостроения (например, в конструкции, в силовой установке и в аэродинамике), которые способствуют уменьшению эмиссии CO₂ самолета, а также проводить различия между самолетами с различными поколениями таких технологий. Система показателей эмиссии CO₂ была разработана с тем, чтобы создать единую систему для различных категорий воздушных судов вне зависимости от целей использования или возможностей воздушного судна, а также принять во внимание весь спектр технологических и конструкторских решений, которые изготовители могут использовать для уменьшения эмиссии CO₂.

3.3 Для оценки топливной эффективности самолета в системе показателей эмиссии CO₂ используется ряд точек замера для определения эффективности расхода топлива в ходе крейсерского полета. Существуют три равновзвешенных точки, представленных значениями веса самолета в виде высокого, среднего и низкого процента от максимальной взлетной массы (МТОМ³), и каждая из них представляет массу брутто самолета в крейсерском режиме полета, как правило, встречающуюся на практике. Цель использования трех точек массы брутто в крейсерском полете заключается в том, чтобы обеспечить актуальность оценки эффективности расхода топлива при повседневной эксплуатации самолетов. Показатель топливной эффективности самолета представлен величиной 1/удельная дальность полета (SAR), которая представляет собой расстояние, пролетаемое самолетом в ходе крейсерского полета на единицу потребленного топлива. Более подробно показатель 1/SAR описан в требовании к сертификации, представленном в данном циркуляре (добавление 1 будущего тома III Приложения 16).

3.4 В конструкциях некоторых самолетов изменения размеров самолета могут не отражать изменения в весе самолета, например в случае, когда самолет в своей конфигурации представляет собой удлиненный вариант существующего самолета. С тем, чтобы лучше учитывать такие ситуации, а также широкое разнообразие типов самолетов и используемых в них технологий, размер самолета устанавливался с помощью корректирующего фактора. Он определяется как исходный геометрический коэффициент (RGF) и представляет собой параметр, характеризующий размер кабины самолета и основанный на двухмерной проекции кабины. Это повысило эффективность системы показателя эмиссии CO₂, сделав ее более объективной и позволяющей учитывать конструкции различных самолетов. Определение RGF приводится в требовании к сертификации, содержащемся в данном руководстве (добавление 2 будущего тома III Приложения 16).

3.5 Общая конструкция воздушного судна представлена в системе показателя эмиссии CO₂ в виде максимальной сертифицированной взлетной массы (МТОМ). Это позволяет учитывать большинство особенностей конструкции воздушного судна, обеспечивающих соответствие типа воздушного судна потребностям рынка.

2. Типы самолетов, находящихся "в производстве", представляют собой типы самолетов, в отношении которых уже получен сертификат типа и изготовитель или уже имеет действительные, не выполненные заказы на продажу, или готов и может принять новые заказы на продажу.

3. МТОМ может также означать максимальный взлетный вес (MTOW).

Сертификационное требование

3.6 На основании системы показателей эмиссии CO₂ CAEP разработал процедуры сертификации, включая, помимо прочего, условия проведения летных испытаний и измерений; измерение SAR; приведение к стандартным условиям; а также определение RGF, используемое в системе показателей эмиссии CO₂. CAEP создал Группу специалистов по сертификации (СЕ) и привлек ее к обсуждению сертификационного требования, а также для того, чтобы упростить контроль за коммерческими аспектами использования информации. Группа СЕ выявила используемый изготовителями порядок измерения расхода авиационного топлива и высокоскоростных характеристик для того, чтобы понять, как можно было бы использовать или развить существующую практику. На основе этой информации было окончательно выработано требование к сертификации на соответствие стандарту на CO₂ для тома III Приложения 16 ИКАО, которое было одобрено на совещании CAEP/9 в феврале 2013 года. Одобренный текст сертификационного требования, который станет основным элементом стандарта на CO₂ в томе III Приложения 16, представлен в данном циркуляре.

3.7 Признавая, что работа по процедурам сертификации проводится быстрыми темпами при ограниченном доступе к данным, были определены дополнительные пункты программы работы, дальнейшее обсуждение которых позволит после их принятия ИКАО и государствами-членами улучшить содержание тома III и обеспечить беспрепятственное осуществление работ по сертификации типа. В их число входят: критерии стабильности и доверительные интервалы; методики приведения данных испытаний к стандартным условиям; экстраполяция данных; топливо, расходуемое в ходе летных испытаний для определения SAR; верификация значения массы испытательного самолета; демонстрация номинальных эксплуатационных режимов отбора мощности; RGF для негерметизированных самолетов; цифровые типовые доверительные интервалы; корректировка показателей топливной эффективности двигателя; а также альтернативы путевой скорости. С учетом данных текущих задач важно понимать, что требование к сертификации на соответствие стандарту на эмиссию CO₂ представляет собой документ, находящийся в работе, и который будет обновлен после публикации данного циркуляра.

Следующий этап разработки стандарта на CO₂

3.8 Работа по подготовке стандарта на CO₂ продолжается на этапе 2 процесса подготовки стандарта, и для завершения работы над стандартом на CO₂ для самолетов для тома III Приложения 16 к концу 2015 года необходимо рассмотреть следующие пункты программы работы:

- a) определение критериев отсутствия изменений с тем, чтобы избежать необходимости повторно сертифицировать самолеты после внесения незначительных модификаций;
- b) требования в отношении применимости с тем, чтобы точно определить, когда новый стандарт на CO₂ будет применяться к "новым" типам самолетов и возможно новым "находящимся в производстве";
- c) нормативный предел "соответствует/не соответствует".

3.9 CAEP принял решение о том, что на этапе 2 будет также проведена оценка вариантов ужесточения принципа "соответствует/не соответствует" для "новых" типов самолетов, но не для "снятых с производства", с датами начала применения 2020 и 2023 гг. Кроме этого, также будет проведена оценка предлагаемых вариантов ужесточения требований, требований применимости и дат применения для находящихся в производстве типов воздушных судов. В принципе было решено, что стандарт на CO₂ следует применять только к воздушным судам с самыми высокими значениями всех сертифицированных максимальных взлетных масс для конкретных сочетаний двигателя/планера и любых других значений МТОМ, проведения сертификации на эмиссию CO₂ которых требует заявитель. Это основано на том, что в случае с самой высокой массой будет иметься минимальный запас по отношению к нормативному пределу, а все варианты с меньшей массой будут автоматически соответствовать требованию. Это будет проверено на втором этапе работы по подготовке стандарта на CO₂, завершающемся в конце 2015 года.

3.10 Для завершения работы на этапе 2 по установлению стандарта, включая разработку нормативного предела и требований в отношении применимости, принятые в ходе цикла САЕР/10 решения будут подкреплены результатами тщательной оценки данных природоохранного и экономического характера.

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

4.1 В настоящее время САЕР уделяет основное внимание подготовке стандарта на эмиссию CO₂ для самолетов, выполняя указание 37-й сессии Ассамблеи. В результате проведенной в последние три года работы совещание САЕР/9 подготовило согласованное требование к сертификации на соответствие стандарту на CO₂. Это существенное достижение описано в данном циркуляре, который содержит согласованный текст сертификационного требования.

4.2 Сложность работы над стандартом на CO₂ связана с техническими и политическими аспектами, а также с коммерческими аспектами темы, что привело к задержке сроков подготовки стандарта на CO₂. Далее, опираясь на существенные результаты, достигнутые в ходе цикла САЕР/9, Комитет САЕР проанализировал детальный план работы по установлению стандарта на CO₂ и согласился считать конец 2015 года датой завершения работы с тем, чтобы утвердить стандарт на совещании САЕР/10 в 2016 году.

4.3 **Материал в данном циркуляре представлен только для информации.** Он не предназначен для использования в целях сертификации на эмиссию CO₂ до того, как том III Приложения 16 будет окончательно подготовлен САЕР и принят Советом ИКАО. Данный циркуляр не требует от государств предпринимать в настоящее время каких-либо действий, и государствам не следует при подготовке каких-либо требований, отчетности или иных действий опираться на данный материал.

**ТЕКСТ ПРЕДЛАГАЕМОГО ДЛЯ ВКЛЮЧЕНИЯ В НОВЫЙ ТОМ III
ПРИЛОЖЕНИЯ 16 ТРЕБОВАНИЯ К СЕРТИФИКАЦИИ
НА СООТВЕТСТВИЕ СТАНДАРТУ НА CO₂**

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Страница</i>
Предисловие	<i>(vii)</i>
ЧАСТЬ I. ОПРЕДЕЛЕНИЯ И УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ.....	I-1-1
ГЛАВА 1. Определения.....	I-1-1
ГЛАВА 2. Условные обозначения.....	I-2-1
ЧАСТЬ II. СЕРТИФИКАЦИОННЫЙ СТАНДАРТ НА ЭМИССИЮ CO₂ ДЛЯ САМОЛЕТОВ, ОСНОВАННЫЙ НА ПОТРЕБЛЕНИИ ТОПЛИВА	II-1-1
ГЛАВА 1. Административные вопросы.....	II-1-1
ГЛАВА 2.	
1. Дозвуковые реактивные самолеты массой более 5700 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 20xx года или после этой даты	
2. Винтовые самолеты массой более 8618 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 20xx года или после этой даты	II-2-1
2.1 Применимость.....	II-2-1
2.2 Оценочный показатель эмиссии CO ₂	II-2-1
2.3 Исходные значения массы самолета	II-2-2
2.4 Максимально допустимый оценочный показатель эмиссии CO ₂	II-2-2
2.5 Стандартные условия для определения удельной дальности полета	II-2-2
2.6 Методика испытаний.....	II-2-3

ДОБАВЛЕНИЯ

ДОБАВЛЕНИЕ 1. Определение оценочного показателя эмиссии CO₂

1. Дозвуковые реактивные самолеты массой более 5700 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 20xx года или после этой даты

*Приложение 16. Охрана окружающей среды**Том III*

	<i>Страница</i>
2. Винтовые самолеты массой более 8618 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 20xx года или после этой даты	ДОБ 1-1
1. Введение	ДОБ 1-1
2. Методика определения удельной дальности полета	ДОБ 1-2
3. Условия сертификационных испытаний на удельную дальность полета и условия измерений	ДОБ 1-2
4. Измерение удельной дальности полета самолета	ДОБ 1-5
5. Расчет исходной удельной дальности полета по данным измерений	ДОБ 1-6
6. Достоверность результатов	ДОБ 1-8
7. Представление данных сертифицирующему органу	ДОБ 1-9
 ДОБАВЛЕНИЕ 2. Исходный геометрический коэффициент	 ДОБ 2-1

ПРЕДИСЛОВИЕ

Историческая справка

Стандарты и Рекомендуемая практика по охране окружающей среды были впервые приняты Советом 2 апреля 1971 года в соответствии с положениями статьи 37 Конвенции о международной гражданской авиации (Чикаго, 1944 год) в виде Приложения 16 к Конвенции. Настоящий том III Приложения 16 разрабатывался следующим образом:

На 36-й сессии Ассамблеи ИКАО в 2007 году Договаривающиеся государства приняли резолюцию А36-22 Ассамблеи, озаглавленную *"Сводное заявление о постоянной политике и практике ИКАО в области охраны окружающей среды"*. Этой резолюцией предусматривалось установление процесса для того, чтобы разработать и рекомендовать Совету программу действий в области международной авиации и изменения климата и общую стратегию ограничения или сокращения объемов эмиссии парниковых газов, относимой на счет международной гражданской авиации.

Разработка стандарта на эмиссию CO₂ для самолетов входила в число мер, направленных на решение проблемы эмиссии парниковых газов международной гражданской авиации, и была одним из рекомендованных элементов для включения в программу действий ИКАО в области международной авиации и изменения климата. Эта программа была впоследствии одобрена в октябре 2009 года на Совещании государств – членов ИКАО высокого уровня.

В соответствии с этой программой действий ИКАО на 8-м совещании Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации (САЕР/8) в феврале 2010 года было решено разработать Международные стандарты и Рекомендуемую практику по эмиссии CO₂ для самолетов. Это решение было утверждено Советом ИКАО в мае 2010 года. Впоследствии на 37-й сессии Ассамблеи ИКАО в 2010 году были приняты резолюции А37-18 и А37-19 с просьбой к Совету разработать глобальный стандарт на авиационную эмиссию CO₂. САЕР разработал проект Международных стандартов и Рекомендуемой практики по авиационной эмиссии CO₂ и после того, как в него были внесены изменения в результате обычных консультаций с Договаривающимися государствами Организацией, Совет ИКАО принял настоящий том III Приложения 16.

В таблице А указаны источники вносившихся в том III Приложения 16 поправок, а также перечень основных затрагиваемых вопросов, даты принятия Приложения и поправок Советом и даты их вступления в силу и начала применения.

Применимость

В части I тома III Приложения 16 приводятся определения и условные обозначения. В части II содержатся Стандарты, Рекомендуемая практика и инструктивные указания по сертификации самолетов по эмиссии CO₂ на основе потребления топлива, применимые к классам самолетов, указанным в отдельных главах этой части, когда такие самолеты заняты в международной аэронавигации.

Действия Договаривающихся государств

Уведомление о различиях. Внимание Договаривающихся государств обращается на налагаемое статьей 38 Конвенции обязательство, по которому Договаривающимся государствам надлежит уведомлять Организацию о любых различиях между их национальными правилами и практикой и содержащимися в настоящем Приложении Международными стандартами и любыми поправками к ним. Договаривающимся государствам предлагается направлять такое уведомление также о различиях с Рекомендуемой практикой, содержащейся в настоящем Приложении, и любых поправках к ней, если уведомление о таких различиях имеет важное значение для безопасности аэронавигации. Кроме того, Договаривающимся государствам предлагается своевременно информировать Организацию о любых различиях, которые могут впоследствии возникнуть, или об устранении каких-либо различий, уведомление о которых было представлено ранее. После принятия каждой поправки к настоящему Приложению Договаривающимся государствам будет незамедлительно направляться конкретная просьба представить уведомление о различиях.

Помимо обязательства государств по статье 38 Конвенции, внимание государств обращается также на положения Приложения 15, касающиеся публикации через посредство служб аэронавигационной информации различий между их национальными правилами и практикой и соответствующими Стандартами и Рекомендуемой практикой ИКАО.

Использование текста Приложения в национальных правилах. 13 апреля 1948 года Совет принял резолюцию, в которой обратил внимание Договаривающихся государств на желательность использования ими в своих национальных правилах, насколько это практически возможно, точной формулировки тех Стандартов ИКАО, которые носят нормативный характер, а также уведомления об отклонениях от Стандартов, в том числе о любых дополнительных национальных правилах, имеющих важное значение для безопасности и регулярности международной аэронавигации. Положения настоящего Приложения сформулированы по возможности таким образом, чтобы облегчить их включение, без существенных изменений текста, в национальное законодательство.

Статус составных частей Приложения

Приложения состоят из указанных ниже частей, которые, однако, необязательно присутствуют в каждом Приложении; эти части имеют следующий статус:

1. *Материал собственно Приложения:*

- a) *Стандарты и Рекомендуемая практика*, принятые Советом в соответствии с положениями Конвенции. Они определяются следующим образом:

Стандарт. Любое требование к физическим характеристикам, конфигурации, материальной части, техническим характеристикам, персоналу или правилам, единообразное применение которого признается необходимым для обеспечения безопасности и регулярности международной аэронавигации и которое Договаривающиеся государства будут соблюдать согласно Конвенции; в случае невозможности соблюдения Стандарта Совету в обязательном порядке направляется уведомление в соответствии со статьей 38.

Предисловие**Приложение 16. Охрана окружающей среды**

Рекомендуемая практика. Любое требование к физическим характеристикам, конфигурации, материальной части, техническим характеристикам, персоналу или правилам, единообразное применение которого признается желательным в интересах безопасности, регулярности и эффективности международной аэронавигации и которое Договаривающиеся государства будут стремиться соблюдать в соответствии с Конвенцией.

- b) *Добавления*, содержащие материал, который сгруппирован отдельно для удобства пользования, но является составной частью Стандартов и Рекомендуемой практики, принятых Советом.
- c) *Положения*, определяющие порядок применения Стандартов и Рекомендуемой практики.
- d) *Определения* употребляемых в Стандартах и Рекомендуемой практике терминов, которые не имеют общепринятых словарных значений и нуждаются в пояснениях. Определение не имеет самостоятельного статуса, но является важной частью каждого Стандарта и Рекомендуемой практики, в которых употребляется термин, поскольку изменение значения термина может повлиять на смысл требования.

2. *Материал, утвержденный Советом для опубликования вместе со Стандартами и Рекомендуемой практикой:*

- a) *Предисловия*, содержащие исторические справки и пояснения к действиям Совета, а также разъяснение обязательств государств по применению Стандартов и Рекомендуемой практики, вытекающих из Конвенции и резолюции о принятии.
- b) *Введения*, содержащие пояснительный материал, помещаемый в начале частей, глав или разделов Приложения для облегчения понимания порядка применения текста.
- c) *Примечания*, включаемые, где это необходимо, в текст, чтобы дать фактологическую информацию или ссылки, имеющие отношение к соответствующим Стандартам и Рекомендуемой практике; эти примечания не являются составной частью Стандартов или Рекомендуемой практики.
- d) *Дополнения*, содержащие материал, который дополняет Стандарты и Рекомендуемую практику или служит руководством по их применению.

Выбор языка

Настоящее Приложение принято на четырех языках: русском, английском, испанском и французском. Каждому Договаривающемуся государству предлагается выбрать для целей внутреннего использования и для других предусмотренных Конвенцией целей текст на одном из указанных языков непосредственно или в переводе на свой язык и соответственно уведомить Организацию.

Редакционная практика

Для быстрого определения статуса каждого положения принят следующий порядок: *Стандарты* печатаются светлым прямым шрифтом; *Рекомендуемая практика* – светлым курсивом с добавлением впереди слова "**Рекомендация**"; *примечания* – светлым курсивом с добавлением впереди слова "*Примечание*".

*Приложение 16. Охрана окружающей среды**Том III*

Следует иметь в виду, что при формулировании технических требований на русском языке применяется следующее правило: в тексте Стандартов глагол ставится в настоящем времени, изъявительном наклонении, а в Рекомендуемой практике используются вспомогательные глаголы "следует" или "должен" в соответствующем лице с инфинитивом основного глагола.

Используемые в настоящем документе единицы измерения соответствуют Международной системе единиц (СИ), как указано в Приложении 5 к Конвенции о международной гражданской авиации. В тех случаях, когда Приложение 5 допускает использование альтернативных единиц, не входящих в систему СИ, эти единицы указываются в скобках после основных единиц. В тех случаях, когда приводятся единицы двух систем, нельзя считать, что пары значений равнозначны и взаимозаменяемы. Однако можно исходить из того, что при исключительном использовании единиц той или другой системы обеспечивается эквивалентный уровень безопасности полетов.

Любая ссылка на какой-либо обозначенный номером раздел данного документа относится ко всем его подразделам.

Таблица А. Поправки к Приложению 16

<i>Поправка</i>	<i>Источник(и)</i>	<i>Вопрос(ы)</i>	<i>Даты принятия, вступления в силу, начала применения</i>
1-е издание	xx совещание Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации		xx марта 20xx xx июля 20xx xx ноября 20xx

МЕЖДУНАРОДНЫЕ СТАНДАРТЫ И РЕКОМЕНДУЕМАЯ ПРАКТИКА

ЧАСТЬ I. ОПРЕДЕЛЕНИЯ И УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

ГЛАВА 1. ОПРЕДЕЛЕНИЯ

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

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

Стандартные условия. Условия, которые могут влиять на удельную дальность полета и которые необходимо указывать для того, чтобы определить стандартное значение удельной дальности полета. Такие условия оговорены в п. 2.5.

Исходный геометрический коэффициент. Параметр, характеризующий размер кабины самолета и основанный на двухмерной проекции кабины, как показано в добавлении 1.

Максимальная сертифицированная взлетная масса. Наивысшая из всех значений максимальной сертифицированной взлетной массы для конкретного сочетания планер/двигатель и любая другая максимальная взлетная масса, в отношении которой заявитель запрашивает сертификацию по эмиссии CO₂.

Примечание. Требование в отношении сертификации наивысшего из всех значений максимальной сертифицированной взлетной массы является обязательным. При желании можно подавать заявку на сертификацию других значений взлетной массы, отличающихся от наивысшего из всех значений максимальной сертифицированной взлетной массы.

Модифицированный вариант самолета. Самолет с внесенными в конструкцию типа изменениями, которые могут неблагоприятно влиять на оценочный показатель эмиссии CO₂.

Примечание 1. В тех случаях, когда сертифицирующий орган считает, что предложенные изменения конструкции, конфигурации, мощности или массы настолько значительны, что требуется проведение новой проверки на соответствие нормам летной годности, самолет считается новым типом, а не модифицированным вариантом.

Техническое примечание (будет удалено после согласования текста тома III Приложения 16 в САЕР).

В отношении Примечания 2 (ниже). Будущая работа: необходимо определить "критерии изменения по CO₂" и, возможно, критерии "значительного" изменения.

Примечание 2. "Неблагоприятно" означает увеличение оценочного показателя эмиссии CO₂ более чем на xx.

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

Самолет, находящийся в производстве. Типы самолетов, на которые уже получен сертификат типа и на которые изготовители имеют заказы клиентов или хотят и могут принимать новые заказы.

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 Договаривающимся государством для определения конструкции типа воздушного судна и подтверждения того, что эта конструкция отвечает соответствующим нормам летной годности данного государства.

Удельная дальность полета. Пролетаемое самолетом расстояние в крейсерском режиме на единицу потребленного топлива.

Эквивалентные методики. Методика испытания или анализа, которая хотя и отличается от оговоренной в настоящем томе Приложения 16, дает в результате фактически тот же самый оценочный показатель эмиссии CO₂, что и оговоренная процедура.

ГЛАВА 2. УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

В тех случаях, когда в томе III настоящего Приложения употребляются приведенные ниже условные обозначения, они имеют следующие значения:

BCU	вспомогательная силовая установка
CG	центр тяжести
CO ₂	диоксид углерода
MTOM	максимальная сертифицированная взлетная масса (кг)
OML	внешняя линия обвода
RGF	исходный геометрический коэффициент (м ²)
RSS	остаточная сумма квадратов
SAR	удельная дальность полета (км/кг)
TAS	истинная воздушная скорость (км/ч)
W _f	суммарный расход топлива самолетом (кг/ч)

ЧАСТЬ II. СЕРТИФИКАЦИОННЫЙ СТАНДАРТ НА ЭМИССИЮ CO₂ ДЛЯ САМОЛЕТОВ, ОСНОВАННЫЙ НА ПОТРЕБЛЕНИИ ТОПЛИВА

ГЛАВА 1. АДМИНИСТРАТИВНЫЕ ВОПРОСЫ

1.1 Положения пп. 1.2–1.7 применяются ко всем самолетам, включенным в классы, определенные для целей сертификации по эмиссии CO₂ в главе 2 настоящей части, если такие самолеты заняты в международной воздушной навигации.

1.2 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 настоящем Приложении.

1.3 Договаривающееся государство признает действительной сертификацию по эмиссии CO₂, выполненную другим Договаривающимся государством, при условии, что требования, в соответствии с которыми производилась сертификация, по крайней мере равноценны Стандартам, содержащимся в настоящем Приложении.

1.4 Поправкой к настоящему тому Приложения, которая будет использоваться Договаривающимся государством, является та поправка, которая применима на дату подачи этому Договаривающемуся 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 Договаривающегося государства.

Примечание. Когда начинает применяться новое издание настоящего Приложения или поправка к настоящему изданию (согласно таблице А в предисловии), они заменяют все предыдущие издания и поправки.

1.5 Если в настоящем томе Приложения не установлено иначе, датой, которая будет использоваться Договаривающимися государствами для определения начала применения Стандартов настоящего Приложения, является дата подачи государству разработчика заявки на сертификат типа или дата подачи заявки в рамках эквивалентной процедуры, установленной сертифицирующим органом государства разработчика.

Примечание. Методы установления соответствия и использование эквивалентных процедур утверждаются сертифицирующим органом Договаривающегося государства.

1.6 Заявка действует в течение периода, указанного в нормах летной годности применительно к конкретному типу самолета, за исключением особых случаев, когда сертифицирующий орган соглашается на продление данного периода. В том случае, если такой период действительности превышен, датой, используемой для определения применимости Стандартов настоящего Приложения, является дата выдачи сертификата типа или утверждения изменения в конструкции типа, или дата выдачи утверждения в рамках эквивалентной процедуры, установленной государством разработчика, за вычетом этого периода действительности.

1.7 Сертифицирующий орган публикует в утвержденной карте данных сертифицированное значение оценочного показателя эмиссии CO₂, присвоенное или подтвержденное этим органом.

ГЛАВА 2

Техническое примечание (будет удалено после согласования текста тома III Приложения 16 в САЕР).
В отношении применимости Стандарта. Будущая работа: необходимо установить дату начала применения.

1. **ДОЗВУКОВЫЕ РЕАКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ БОЛЕЕ 5700 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 20xx года или после этой даты**
2. **ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ БОЛЕЕ 8618 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 20xx года или после этой даты**

2.1 ПРИМЕНИМОСТЬ

Примечание. См. также пп. 1.4, 1.5, 1.6 и 1.7 главы 1.

2.1.1 За исключением винтовых самолетов, специально сконструированных и используемых для целей борьбы с пожарами, Стандарты настоящей главы применяются в отношении:

- a) всех дозвуковых реактивных самолетов (включая их производные варианты) максимальной сертифицированной взлетной массой более 5700 кг, в отношении которых либо подана заявка на сертификат типа, либо осуществлена сертифицирующим органом иная эквивалентная предписанная процедура 1 января 20xx года или после этой даты;
- b) всех винтовых самолетов (включая их производные варианты), максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг, в отношении которых либо подана заявка на сертификат типа, либо осуществлена сертифицирующим органом иная эквивалентная процедура 1 января 20xx года или после этой даты.

Техническое примечание (будет удалено после согласования текста тома III Приложения 16 в САЕР).
В отношении применимости Стандарта. Будущая работа: следует ли применять и каким образом применять Стандарт в отношении обсуждаемых воздушных судов, находящихся в производстве. В главу 1, возможно, потребуется внести дополнительные изменения с учетом итогов обсуждения вопроса применимости.

2.2 ОЦЕНОЧНЫЙ ПОКАЗАТЕЛЬ ЭМИССИИ CO₂

Показатель, используемый для оценки эмиссии CO₂, определяется как $(1/SAR)_{AVG}/RGF^{0.24}$, где $(1/SAR)_{AVG}$ является средним из значений 1/SAR, установленных для каждого из трех значений исходной массы, указанных в п. 2.3.

2.3 ИСХОДНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ МАССЫ САМОЛЕТА

Значение 1/SAR устанавливается по каждому из следующих трех значений исходной массы самолета при проведении испытаний в соответствии с настоящими Стандартами:

- a) большая масса брутто: 92 % МТОМ;
- b) средняя масса брутто: среднее между большой массой брутто и малой массой брутто;
- c) малая масса брутто: $(0,45 \times \text{МТОМ}) + (0,63 \times (\text{МТОМ}^{0,924}))$.

2.4 МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ОЦЕНОЧНЫЙ ПОКАЗАТЕЛЬ ЭМИССИИ CO₂

Сертифицированный оценочный показатель эмиссии CO₂, определенный в п. 2.2, когда он устанавливается в соответствии с методикой оценки эмиссии CO₂, определенной в добавлении 1, не превышает следующих значений:

Техническое примечание (будет удалено после согласования текста тома III Приложения 16 в САЕР).
В отношении подпункта а) (ниже). Будущая работа: необходимо определиться в отношении возможного нормативного предела и механизма соблюдения.

- a) ...

2.5 СТАНДАРТНЫЕ УСЛОВИЯ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УДЕЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА

2.5.1 Стандартные условия, удовлетворяющие требованиям сертифицирующего органа, устанавливаются заявителем в соответствии с положениями настоящего раздела. Стандартные условия включают следующие условия в пределах утвержденного диапазона номинальных эксплуатационных режимов самолета:

- a) значения массы брутто самолета, определенные в п. 2.3;
- b) сочетание значений высоты и воздушной скорости, отобранное заявителем для каждого указанного значения массы брутто самолета;

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

- c) устойчивый (без ускорений), прямой и горизонтальный полет в направлении истинного севера;

- d) самолет сбалансирован в продольной и поперечной плоскостях;
- e) стандартная дневная атмосфера ИКАО;
- f) стандартное ускорение силы тяжести, g_0 ($9,80665 \text{ м/с}^2$);
- g) низшая теплота сгорания топлива равна 43,217 МДж/кг (18 580 БТЕ/фунт);
- h) исходное положение центра массы самолета, выбираемое заявителем и соответствующее срединному центру тяжести применительно к расчетным крейсерским характеристикам для каждого из трех исходных значений массы самолета;

Примечание. Для самолета, оборудованного системой продольной центровки, положение центра массы можно выбирать с ее помощью.

- i) выбираемый заявителем режим отбора электрической и механической мощности и воздуха применительно к расчетным крейсерским характеристикам и в соответствии с рекомендуемой изготовителем методикой;

Примечание. Отбор мощности и воздуха в связи с использованием дополнительного оборудования, например, систем развлечения для пассажиров, включать не обязательно.

- j) системы управляющего/стабилизирующего отбора от двигателя работают в соответствии с номинальной конструкцией данной модели двигателя применительно к оговоренным условиям;
- k) уровень ухудшения характеристик двигателя, выбираемый заявителем и соответствующий начальному уровню ухудшения характеристик (минимум 15 взлетов или 50 ч наработки двигателя).

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

2.6 МЕТОДИКА ИСПЫТАНИЙ

2.6.1 Значения SAR, на которых основаны значения оценочного показателя эмиссии CO_2 , устанавливаются либо непосредственно по результатам летных испытаний, или по модели, подтверждаемой летными испытаниями.

2.6.2 Конфигурация испытательного самолета соответствует конфигурации, на которую запрашивается сертификация.

2.6.3 Испытания и измерения проводятся и их данные обрабатываются согласно утвержденному порядку для получения оценочного показателя эмиссии CO_2 , как указывается в добавлении 1. Эти методики охватывают весь цикл летных испытаний и анализа данных от предполетных мероприятий до послеполетного анализа данных.

Приложение 16. Охрана окружающей среды**Том III**

2.6.4 Используемое при каждом летном испытании топливо отвечает спецификациям, указанным в ASTM D1655¹ или DEF STAN 91-91².

2.6.5 Любые методики испытаний или внесения поправок, отличающиеся от стандартных методик, подлежат утверждению сертифицирующим органом.

-
1. ASTM D1655-12 entitled “standard specification for aviation turbine fuels”. This ASTM publication may be obtained from the American National Standards Institute, 25 W 43rd Street, 4th floor, New York, NY 10036 U.S.A.
 2. Defence Standard 91-91, Issue 7, Amendment 1, entitled “Turbine Fuel, Kerosene Type, Jet A-1”. This Ministry of Defence Standard may be obtained from Defence Equipment and Support, UK Defence Standardization, Kentigern House, 65 Brown Street, Glasgow G2 8EX, U.K.

ДОБАВЛЕНИЕ 1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОЦЕНОЧНОГО ПОКАЗАТЕЛЯ ЭМИССИИ CO₂ ДЛЯ САМОЛЕТОВ

Техническое примечание (будет удалено после согласования текста тома III Приложения 16 в САЕР).

В отношении пп. 1 и 2 (ниже). Будущая работа: необходимо установить дату.

1. **ДОЗВУКОВЫЕ РЕАКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ БОЛЕЕ 5700 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 20xx года или после этой даты**
2. **ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ БОЛЕЕ 8618 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 20xx года или после этой даты**

1. ВВЕДЕНИЕ

Процесс определения значения оценочного показателя эмиссии CO₂ включает:

- a) определение исходного геометрического коэффициента (см. добавление 2);
- b) использование критериев и методик сертификационных испытаний и измерений для определения SAR либо путем проведения непосредственных летных испытаний, либо с помощью обоснованной модели для расчета характеристик, включая:
 - 1) измерение параметров, необходимых для определения SAR;
 - 2) приведение измеренных данных к стандартным условиям для SAR;
 - 3) установление достоверности данных, используемых для расчета сертифицированного оценочного показателя эмиссии CO₂;
- c) расчет оценочного показателя эмиссии CO₂;
- d) представление данных сертифицирующему органу.

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

2. МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ УДЕЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

2.1 Удельную дальность полета 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.

2.2 И в том, и в другом случае сбор данных при проведении летных испытаний для определения SAR осуществляется по методике, определенной в настоящем Стандарте и утвержденной сертифицирующим органом.

Примечание 1. Результаты подтверждения модели необходимо показывать только по точкам замера и условиям, имеющим отношение к демонстрации соответствия Стандарту. Методику испытаний и анализа, включая любые алгоритмы, которые могут использоваться, следует описывать достаточно детально.

Примечание 2. Понятие модели не подразумевает конкретного типа программного обеспечения. Модель представляет собой разработанное или подтвержденное скорректированными данными летных испытаний средство, которое используется для расчета значения SAR для любых заданных входных условий. Это может быть основанная на первых принципах модель, которая позволяет рассчитывать SAR по данным о подъемной силе, сопротивлении самолета и расходе топлива в двигателе для заданных значений массы, скорости и высоты, либо простая регрессионная кривая по скорректированным данным испытаний.

3. УСЛОВИЯ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ НА УДЕЛЬНУЮ ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА И УСЛОВИЯ ИЗМЕРЕНИЙ

3.1 Общие положения

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

Примечание. Многие заявки на сертификацию значения показателя эмиссии CO₂ связаны только с незначительными изменениями конструкции типа самолета. Соответствующее изменение значения показателя эмиссии CO₂ зачастую можно надежно установить путем использования эквивалентных методик, не проводя полномасштабного испытания.

3.2 Методика проведения летных испытаний

3.2.1 Предполетный этап

Предполетная методика утверждается сертифицирующим органом и включает следующие элементы:

- a) **Соответствие самолета.** Подтверждается соответствие испытательного самолета конфигурации конструкции типа, в отношении которой испрашивается сертификация.
- b) **Взвешивание самолета.** Испытательный самолет взвешивается. Любое изменение массы после взвешивания и до испытательного полета учитывается.

Часть II. Добавление 1**Приложение 16. Охрана окружающей среды**

- с) **Низшая теплота сгорания топлива.** Для каждого испытательного полета забирается проба топлива для определения его низшей теплоты сгорания. Результаты испытания пробы топлива используются для приведения измеренных данных к стандартным условиям.

Примечание 1. Низшая теплота сгорания топлива определяется в соответствии с методикой, которая по крайней мере равноценна методике, определенной в спецификации D4809-09A ASTM¹.

Примечание 2. Для обеспечения того, чтобы образец топлива соответствовал топливу, используемому для каждого летного испытания, используется методика, приемлемая для сертифицирующего органа.

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

Примечание 1. Удельный вес топлива определяется в соответствии с методикой, которая по крайней мере равноценна методике, определенной в спецификации D4052 ASTM².

Примечание 2. Кинематическая вязкость определяется в соответствии с методикой, которая по крайней мере равноценна методике, определенной в спецификации D445 ASTM³.

Примечание 3. При использовании объемных расходомеров вязкость топлива используется для определения объемного расхода топлива по параметрам, измеряемым объемным расходомером. Удельный вес (или плотность) топлива используется для перевода объемного расхода топлива в массовый расход топлива.

3.2.2 Условия летных испытаний

Летные испытания проводятся в соответствии с методикой летных испытаний и стабильными условиями, указанными в пп. 3.2.3 и 3.2.4.

3.2.3 Методика летных испытаний

При проведении летных испытаний на предмет определения SAR соблюдаются следующие критерии:

- a) по мере возможности самолет выполняет полет на постоянной барометрической высоте и с постоянным курсом вдоль изобар;
- b) режим тяги/мощности двигателя остается неизменным в горизонтальном полете без ускорений;

1. ASTM D4809-09A entitled “standard test method for heat of combustion of liquid hydrocarbon fuels by bomb calorimeter (precision method)”. This ASTM publication may be obtained from the American National Standards Institute, 25 W 43rd Street, 4th floor, New York, NY 10036 USA.
2. ASTM D4052-11 entitled “Standard test method for density and relative density of liquids by digital density meter”. This ASTM publication may be obtained from the American National Standards Institute, 25 W 43rd Street, 4th floor, New York, NY 10036 USA.
3. ASTM D445-12 entitled “Standard test method for kinematic viscosity of transparent and opaque liquids (and calculation of dynamic viscosity)”. This ASTM publication may be obtained from the American National Standards Institute, 25 W 43rd Street, 4th floor, New York, NY 10036 USA.

- с) для сведения к минимуму величины поправок самолет выполняет полет в максимальном приближении к стандартным условиям;
- д) не вносятся какие-либо изменения в балансировочное положение или режим мощности/тяги, устойчивость работы двигателей и управляющие отборы, 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;
- е) передвижения персонала на борту следует сводить к минимуму.

3.2.4 Стабильность условий испытаний

3.2.4.1 Для обеспечения достоверности результатов измерения SAR следующие параметры выдерживаются в пределах указанных допусков на протяжении трехминутного периода испытания, в течение которого собираются данные по SAR:

- а) число Маха в пределах $\pm 0,005$;
- б) внешняя температура в пределах $\pm 1^\circ\text{C}$;
- с) курс в пределах ± 3 градусов;
- д) линия пути в пределах ± 3 градусов;
- е) угол сноса менее 3 градусов;
- ф) путевая скорость в пределах $\pm 3,7$ км/ч (± 2 уз);
- г) барометрическая высота в пределах ± 23 м (± 75 фут).

Примечание. Можно использовать альтернативные критерии обеспечения стабильности условий испытания, отличающиеся от указанных выше, при условии, что такую стабильность можно в достаточной мере продемонстрировать сертифицирующему органу.

3.2.4.2 От режимов испытания, которые не соответствуют указанным в п. 3.2.4.1 критериям стабильности условий испытания, следует, как правило, отказываться. Однако могут быть приемлемы испытательные режимы, которые не соответствуют критериям стабильности, указанным в п. 3.2.4.1, при условии их утверждения сертифицирующим органом.

3.2.5 Верификация массы самолета и условий испытаний

Массу самолета во время испытательного полета можно определить путем вычитания массы использованного топлива (т. е. общего расхода топлива) из массы самолета на момент начала летного испытания. При использовании этого метода точность определения массы использованного 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, при условии, что этот полет выполняется в пределах одной недели после испытательного полета на предмет определения SAR и расходомеры не подвергались изменениям.

Примечание. Методика определения массы самолета в условиях испытаний, включая использование общего расхода топлива, подлежит утверждению сертифицирующим органом.

4. ИЗМЕРЕНИЕ УДЕЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА

4.1 Система измерения

4.1.1 Регистрируются следующие параметры при минимальной частоте регистрации в 1 Гц:

- a) воздушная скорость;
- b) путевая скорость;
- c) истинная воздушная скорость;
- d) расход топлива;
- e) параметр установки мощности двигателя (например, N1, EPR, крутящий момент, мощность на валу);
- f) барометрическая высота;
- g) температура;
- h) курс;
- i) линия пути;
- j) использованное топливо (масса брутто, положение центра масс).

4.1.2 Следующие параметры регистрируются с приемлемой частотой регистрации:

- a) широта;
- b) режимы отбора воздуха и мощности от двигателей;
- c) отбор мощности (электрическая и механическая нагрузка).

4.1.3 Значение каждого параметра, используемого для определения SAR, за исключением путевой скорости, является арифметическим средним значений этого параметра, измеренных в стабильных условиях испытания (см. п. 3.2.4.1).

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.

4.1.4 Разрешающая способность отдельных измерительных устройств является достаточной для обеспечения стабильности параметров, указанных в п. 3.2.4.1.

4.1.5 Считается, что измерительная система в целом представляет собой сочетание приборов и устройств (включая любые соответствующие методики), используемых для получения параметров, необходимых для определения SAR (см. пп. 4.1.1 и 4.1.2).

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

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

4.1.7 Абсолютная величина суммарной погрешности общей измерительной системы не превышает 1,5 %.

4.1.8 В том случае, если абсолютная величина суммарной погрешности общей измерительной системы превышает 1,5 %, вводится поправочный коэффициент к значению SAR, приведенному к стандартным условиям, равный величине, на которую RSS превышает значение в 1,5 % (см. раздел 5).

5. РАСЧЕТ ИСХОДНОЙ УДЕЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА ПО ДАННЫМ ИЗМЕНЕНИЙ

5.1 Расчет SAR

5.1.1 SAR рассчитывается по следующей формуле:

$$SAR = TAS/W_f.$$

5.2 Приведение условий испытаний к стандартным условиям

5.2.1 Для приведения измеренных значений SAR к стандартным условиям, указанным в п. 2.5 главы 2 части II, вносятся поправки. Поправки вносятся по каждому из следующих измеренных параметров, которые не соответствуют стандартным условиям:

Ускорение силы тяжести. Ускорение, вызванное силой тяжести, влияет на вес самолета при испытаниях. Сила тяжести изменяется с широтой и долготой. Исходная сила тяжести основана на ускорении объекта в свободном падении на уровне моря и на геодезической широте 45 градусов.

Сила Кориолиса. Ускорение, вызываемое силой Кориолиса, влияет на вес самолета при испытаниях. Сила Кориолиса возникает как результат влияния вращения Земли на самолет. Исходная сила Кориолиса основана на перемещении самолета в направлении истинного севера.

Часть II. Добавление 1**Приложение 16. Охрана окружающей среды**

Масса/ δ Коэффициент подъемной силы самолета является функцией массы/ δ и числа Маха, где δ – отношение атмосферного давления на заданной высоте к атмосферному давлению на уровне моря. Коэффициент подъемной силы применительно к условиям испытаний влияет на лобовое сопротивление самолета. Исходная масса/ δ выводится из сочетания исходной массы, исходной высоты и значений атмосферного давления, определяемых на основе стандартной атмосферы ИКАО.

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.

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 и температуры.

Положение центра масс. Положение центра масс самолета влияет на лобовое сопротивление вследствие продольной балансировки.

Масса (влияние аэроупругости). Аэроупругость может вызывать изменение лобового сопротивления как функции массы самолета.

Низшая теплота сгорания топлива. Низшая теплота сгорания топлива определяет энергосодержание топлива. Низшая теплота сгорания топлива непосредственно влияет на расход топлива при заданных условиях испытания.

Высота. Высота, на которой летит самолет, влияет на расход топлива.

Температура. Внешняя температура влияет на расход топлива. Исходной температурой является стандартная дневная температура согласно стандартной атмосфере ИКАО на исходной высоте.

Уровень ухудшения характеристик двигателя. Характеристики топливной эффективности новых двигателей резко ухудшаются. Затем темпы ухудшения характеристик значительно замедляются. Могут использоваться двигатели с меньшим числом взлетов или часов наработки, чем указано для стандартных условий. В этом случае и при условии утверждения сертифицирующим органом допускается приведение расхода топлива к исходному уровню ухудшения характеристик двигателя. Могут использоваться двигатели с большим числом взлетов или часов наработки, чем указано в исходных условиях. Однако в этом случае приведение к исходным условиям не допускается.

Отбор электрической и механической мощности и отбор воздуха. Отбор электрической и механической мощности и отбор воздуха влияют на расход топлива.

Примечание 1. Послеполетный анализ данных включает введение в измеренные данные поправки на характеристики чувствительности аппаратуры (например, задержки, запаздывание, рассогласование, буферизация и т. д. в системе).

Примечание 2. Если заявитель считает, что в какой-либо конкретной поправке нет необходимости, он должен предоставить сертифицирующему органу приемлемое обоснование.

5.2.2 Методика внесения поправок подлежит утверждению сертифицирующим органом.

5.3 Расчет удельной дальности полета и оценочного показателя эмиссии CO₂

5.3.1 Значения SAR для каждого из трех исходных значений масс, определенных в п. 2.3 части II главы 2, рассчитываются либо по данным измерений, выполненных в каждой достоверной точке замера при испытаниях и приведенных к стандартным условиям, либо косвенным путем по модели, подтверждаемой данными, полученными в этих точках замера. За окончательное значение SAR для каждого исходного значения массы принимается арифметическое среднее всех достоверных контрольных замеров при соответствующей массе брутто, или значения, выводимые по подтвержденной модели. Ни один из элементов данных, полученных в достоверной точке замера, не опускается без согласования с сертифицирующим органом.

Примечание. Экстраполяция в соответствии с принятой практикой в области летной годности на значения массы, отличающиеся от использованных при испытании, допускается, при условии утверждения сертифицирующим органом.

5.3.2 Значение оценочного показателя эмиссии CO₂ рассчитывается на основе средних значений 1/SAR для трех исходных значений массы и значения RGF, рассчитанного согласно методике, определенной в добавлении 2, по следующей формуле:

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

6. ДОСТОВЕРНОСТЬ РЕЗУЛЬТАТОВ

6.1 По каждому значению SAR для трех исходных значений массы рассчитывается доверительный интервал в 90 %.

6.2 Если данные для кластерного анализа добываются независимо по каждой исходной точке для массы брутто, минимальный размер выборки, приемлемый для каждого из трех значений SAR применительно к массе брутто равен шести.

6.3 В альтернативном порядке данные по SAR можно собирать, опираясь на диапазон значений масс. В этом случае рассчитывается 90-процентный доверительный интервал для средней регрессии по этим данным.

6.4 90-процентный доверительный интервал, связанный с каждым из трех значений SAR по исходной массе, не превышает $\pm 1,5$ %.

Примечание 1. При условии утверждения сертифицирующим органом значение SAR можно корректировать в том случае, если данные дают 90-процентный доверительный интервал, превышающий $\pm 1,5$ %. В этом случае вводится поправочный коэффициент к среднему значению SAR, равный величине, на которую 90-процентный доверительный интервал превышает предел в 1,5 %. Скорректированное таким образом среднее значение используется при расчете оценочного показателя эмиссии CO₂.

Примечание 2. Методика расчета 90-процентного доверительного интервала приводится в главе 3 тома I документа Doc 9501.

7. ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ДАННЫХ СЕРТИФИЦИРУЮЩЕМУ ОРГАНУ

Примечание. Информация разбивается на три группы: 1) общая информация с указанием характеристик самолета и методики анализа данных; 2) данные, полученные по результатам испытания(й) самолета; 3) результаты обработки данных испытаний.

7.1 Информация общего характера

По каждому типу и модели самолета, подлежащему сертификации по CO₂, испрашивается следующая информация:

- a) обозначение типа и модели самолета;
- b) общие характеристики самолета, включая диапазон центровок, количество и обозначение типа двигателей и, в случае их наличия, винтов;
- c) максимальная сертифицированная взлетная масса;
- d) относительные размеры, необходимые для расчета исходного геометрического коэффициента;
- e) серийный номер(а) самолета(ов), испытываемого для целей сертификации по CO₂ и, кроме того, любые модификации или нестандартное оборудование, которые могут влиять на характеристики самолета по CO₂.

7.2 Данные испытаний

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

- a) воздушная скорость, путевая скорость и истинная скорость;
- b) расход топлива;
- c) барометрическое давление;
- d) температура статической воздушной массы;
- e) масса брутто самолета и центровка в каждой точке замера при испытаниях;
- f) уровни отбора электрической и механической мощности и воздуха;
- g) характеристики двигателей:
 - 1) для реактивных самолетов – режим мощности двигателей (например, N₁, EPR);

Приложение 16. Охрана окружающей среды Том III

- 2) для винтовых самолетов – мощность на валу или крутящий момент двигателя и скорость вращения винтов;
- h) низшая теплота сгорания топлива;
- i) удельный вес и кинематическая вязкость топлива, если используются объемные расходомеры (см. п. 3.2.1d);
- j) суммарная погрешность (RSS) общей измерительной системы (см. п. 4.1.6);
- k) курс, линия пути и широта;
- l) критерии устойчивости (см. п. 3.2.4.1);
- m) описание приборов и устройств, используемых для получения параметров, необходимых для определения SAR, и показатели точности каждого из них в отдельности с точки зрения их влияния на SAR (см. пп. 4.1.5 и 4.1.6);

7.3 Производные данные

Для каждого самолета, испытываемого в сертификационных целях, представляется следующая производная информация:

- a) значения массы, высоты и воздушной скорости (или числа Маха), по которым представляется оценочный показатель эмиссии CO₂;
- b) удельная дальность полета (км/кг) для каждого исходного значения массы самолета и соответствующий 90-процентный доверительный интервал;
- c) средний показатель инверсии значений удельной дальности полета для трех исходных значений массы;
- d) исходный геометрический коэффициент, рассчитанный согласно добавлению 2;
- e) значение оценочного показателя эмиссии CO₂.

ДОБАВЛЕНИЕ 2. ИСХОДНЫЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЙ КОЭФФИЦИЕНТ

1. Исходный геометрический коэффициент (RGF) является параметром, характеризующим размеры фюзеляжа. Он определяется следующим образом:

- a) для одномоторных самолетов – площадь поверхности, ограниченной максимальной шириной внешнего обвода фюзеляжа (OML), спроектированного на плоскую поверхность, параллельную полу основной палубы или
- b) для самолетов с верхней палубой – сумма площади поверхности, ограниченной максимальной шириной внешнего обвода фюзеляжа (OML), спроектированного на плоскую поверхность, параллельную полу основной палубы, и площади поверхности, ограниченной максимальной шириной OML фюзеляжа на уровне пола верхней палубы или над ним, спроектированной на плоскую поверхность, параллельную полу верхней палубы.

2. RGF включает все объемы герметичной кабины на основной и верхней палубе, включая проходы, вспомогательные отсеки, проходы, лестничные колодцы и площади, на которых могут размещаться груз и вспомогательные топливные емкости. В него не входят постоянные 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, "лофт" или площади под полом).

3. Задней границей, используемой для расчета RGF, является задний гермошпангоут. Переднюю границу образует передний шпангоут, исключая зону кабины летного экипажа (зону самолета, предназначенную исключительно для использования экипажем).. При расчете RGF учитываются зоны, которые доступны как для экипажа, так и для пассажиров

Примечание 1. В самолетах, оборудованных дверью кабины летного экипажа, переднюю границу, используемую для расчета RGF, образует плоскость двери кабины экипажа. В самолетах с изменяемой внутренней конфигурацией, допускающей произвольное размещение двери кабины летного экипажа, эта граница определяется конфигурацией, которая дает самое большое значение RGF.

Примечание 2. В самолетах, не оборудованных дверью кабины летного экипажа, например в самолетах, которые могут выполнять полеты с одним пилотом, за переднюю границу, используемую для расчета RGF, принимается передний гермошпангоут зоны, не предназначенной для экипажа. Не доступные для пассажиров зоны при всех внутренних компоновках при расчете RGF не учитываются.

4. На рис. А2-1 и А2-2 условно показаны границы, используемые для определения RGF.

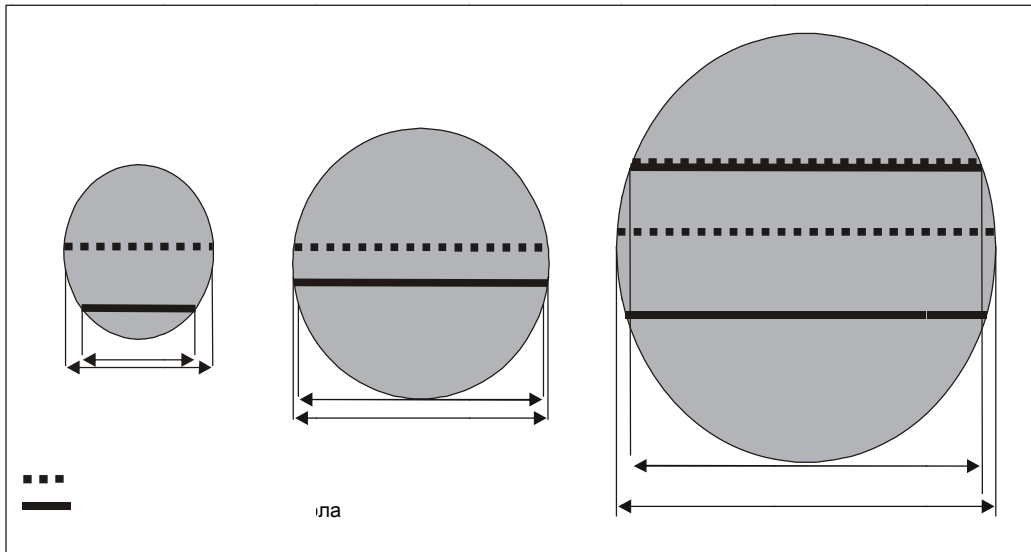


Рис. А2-1. Поперечный разрез

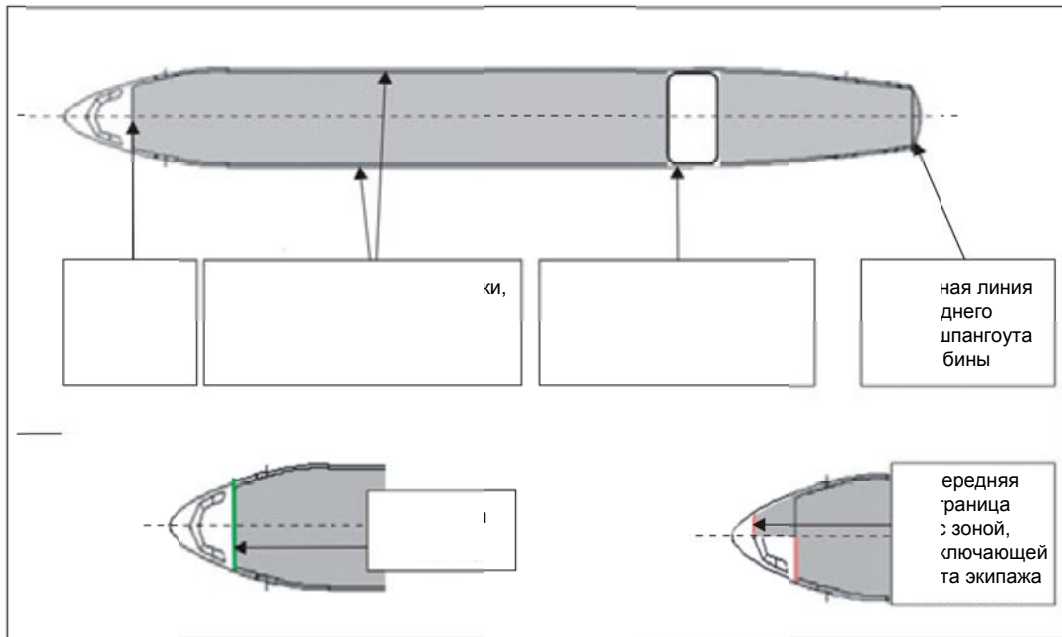


Рис. А2-2. Продольный вид

— КОНЕЦ —

— КОНЕЦ —

ISBN 978-92-9249-447-6



9 7 8 9 2 9 2 4 9 4 4 7 6