

МЕЖДУНАРОДНАЯ СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА – ИНСТРУМЕНТ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО СУВЕРЕНИТЕТА ПРИ СОЗДАНИИ И ИСПЫТАНИИ ВВСТ

Куприков М.Ю., д-р техн. наук, зав. кафедрой 904 «Инженерная графика» Московского авиационного института (НИУ)

Куприков Н.М., канд. техн. наук, доцент, старший научный сотрудник Института 9 Московского авиационного института (НИУ), главный специалист Российского института стандартизации

Будкин Ю.В., д-р техн. наук, советник генерального директора ФГБУ «Институт стандартизации», профессор Российского университета транспорта (МИИТ)

При проектировании летательных аппаратов (ЛА) все расчеты проводятся для условий Международной стандартной атмосферы (МСА), что позволяет сравнить результаты расчетов и летных испытаний нескольких ЛА, проводимых в различных климатических поясах, путем пересчета результатов испытаний на параметры международной стандартной атмосферы, «поместив» все ЛА в одинаковые условия – условия МСА [1]. Разработанная модель международной стандартной атмосферы позволяет сравнить результаты расчетов и летных испытаний нескольких ЛА, проводимых в различных климатических поясах, путем пересчета результатов испытаний на параметры международной стандартной атмосферы, «поместив» все ЛА в одинаковые условия – условия МСА. С развитием авиационной и космической техники список параметров атмосферы, подлежащих нормированию и стандартизации, расширяется.

Ключевые слова: самолет, МСА, атмосфера, стандартная, единство измерений, история, летчик, кадры, технологии, материальное обеспечение, метеорология.

АКТУАЛЬНОСТЬ

Физические процессы и явления, происходящие в атмосфере, в их неразрывной связи и взаимодействии с подстилающей земной поверхностью моря и суши требуют изучения [9-10]. На Земном шаре такое многообразие альтернативных зон базирования аэрокосмических аппаратов от Арктики и Антарктики до тропиков и пустынь, что вольно и невольно требуется их структурно-параметрическая декомпозиция для обеспечения единства измерений летно-технических характеристик. Для примера высоты измеряют относительно уровня моря. И, казалось бы, океаны и моря все сообщаются, однако в силу разных природных явлений единство измерений не обеспечивается. Уровень моря в разных регионах разный. Поэтому в России еще с Петровских времен в качестве единого мерил принято Кронштадтский футшток, который закрепляет нулевой уровень Балтийского моря. В других странах приняты свои нулевые уровни моря. Например, во Франции Марсельский футшток, а Амстердамским (На высоте 9 футов 5 дюймов над уровнем моря – Normal null) пользуются все страны северной Европы. Италия использует уровень Евразийской литосферной плиты, а Турция за начало отсчета приняла средний уровень Средиземного моря за период 1936 по 1971 год, измеренный в районе Анталии. Так

исторически получилось, что морское дело определило единство измерений высотности.

Метеорология – наука об атмосфере, окружающей земной шар, имеет несколько разделов:

1. Синоптическая метеорология - учение о погоде и ее предсказании.
2. Динамическая метеорология – изучает теоретическими методами атмосферные движения и их связи и взаимодействия с термодинамическими процессами в атмосфере.
3. Климатология – изучает климат.
4. Физика верхних слоев атмосферы – изучает состав, строение и процессы на высотах более 100 км.

Опираясь на эти разделы, авиационная метеорология изучает условия полета, которые зависят от параметров: давление, температура и влажность воздуха, направление и скорость ветра, облачность, осадки, видимость и атмосферные явления (грозы, ураганы, смерчи, туманы, метели и пыльные бури). Важным фактором в метеорологии является условие базирования (поверхность взлетно-посадочных полос и рулежных дорожек аэродрома).

Поэтому при проектировании и эксплуатации летательных аппаратов необходимо учитывать и анализировать метеорологическую обстановку. И решая обратную задачу формировать облик самолётов из условия их эксплуатации с учетом естественной и искусственной среды эксплуатации.

МОДЕЛЬ СТАНДАРТНОЙ АТМОСФЕРЫ

Изучение атмосферы и явлений, в ней происходящих, ведется в течении нескольких столетий, но это касается нижних слоев [9–10]. С развитием авиации и ракетостроения изучение приняло системный и всеобъемлющий характер. В настоящее время методы исследования атмосферы делятся на прямые и косвенные методы.

Прямые методы:

- метеорологические наблюдения на земле,
- зонды (состав воздуха, ветер, давление, температура и влажность на высотах от 0–40 км),
- самолеты (состав воздуха, ветер, давление, температура и влажность на высотах от 0–28 км),
- ракеты (состав и плотность воздуха, давление, температура и солнечный спектр на высотах от 0–400 км),
- спутники (состав и плотность воздуха, давление, температура и солнечный спектр на высотах выше 300 км).

Косвенные методы:

- наблюдение за серебристыми (ветер на высотах от 80–90 км) и перламутровыми (ветер и влажность на высотах 22–27 км) облаками;
- аномальное распространение звука (температура, плотность, давление, ветер и влажность на высотах 22–27 км),
- следы метеоров (температура, плотность, давление, ветер и влажность на высотах 50–200 км);
- прожекторный метод (плотность и температура на высотах от 10–65 км),
- спектральные исследования ультрафиолетовой радиации (от 20 до 70 км), изучение ночного неба (60–70 км), полярные сияния (от 80–1100 км),
- теоретические исследования (свыше 800 км),
- радиометоды (состав воздуха, температура, электрические свойства на высотах от 80 до 800 км).

Естественной внешней средой для современных ЛА является атмосфера Земли (от греч. *atmos* – пар и *sfera*) и околоземное космическое пространство. Атмосферой принято считать область вокруг Земли, в которой газовая (воздушная) среда вращается вместе с Землей как единое целое.

Условная усредненная модель стандартной атмосферы принята международными соглашениями является среднегодовым и среднеширотным состоянием. Зачем? Для ряда инженерных расчетов летно-технических характеристик самолета, в целях их сравнимости (например, при

расчете подъемной силы и лобового сопротивления, для градуировки различных аэронавигационных приборов, в частности высотомеров).

Атмосфера состоит из воздуха, представляющего собой смесь газов. Воздух – среда очень неустойчивая и непостоянная. Изменение основных параметров воздуха (давления, плотности, температуры) по высоте, неодинаковое распределение солнечной радиации на земном шаре, изменяющееся и по времени года, и в течение суток, вертикальные движения воздуха приводят к тому, что в зависимости от высоты над землей, географического места и других факторов весьма различны химический состав воздуха, его электрические характеристики.

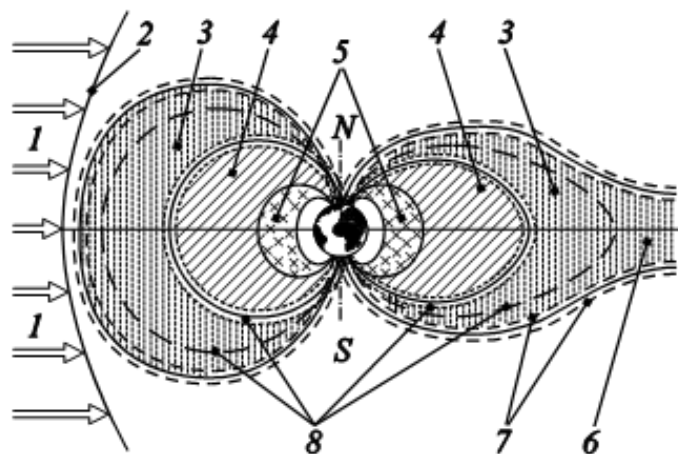


Рис. 1. Магнитосфера и радиационные пояса Земли. В плоскости рисунка Солнце и полюса Земли N и S [6]

Многолетние исследования атмосферы Земли приборами, поднимаемыми на различные высоты с помощью стратостатов, шаров-зондов, самолетов, геофизических ракет и искусственных спутников Земли, позволили установить, что до высот порядка 80 км с достаточной для практических расчетов степенью точности можно принять следующий объемный состав сухого воздуха: азот – 78%, кислород – 21%, углекислый газ и прочие газы – 1%.

Слой атмосферы до высот 80–100 км, в котором химический состав воздуха не изменяется с высотой, называется гомосферой (от греч. *homos* – равный, одинаковый). Выше, в гетеросфере (от греч. *heteros* – другой), с ростом высоты химический состав атмосферы изменяется. До высоты 400–600 км сохраняется азотно-кислородный состав атмосферы, однако начиная с высот 110–120 км практически весь кислород находится в атомарном состоянии, появляется также атомарный азот. Далее, до высоты порядка 1600 км, в атмосфере преобладает гелий, а с высот порядка 3000 км и выше – водород. Так постепенно атмосфера Земли переходит в межзвездный газ, состоящий по массе из примерно 76% водорода и 23% гелия. Изменения в химическом составе атмосферы вызваны процес-

сами диссоциации и ионизации, обусловленными действием космической радиации и солнечного излучения.

По электрическим характеристикам в атмосфере выделяют нейтросферу, простирающуюся до высоты порядка 60 км, в которой частицы воздуха практически не имеют электрического заряда (нейтральны), и ионосферу, в которой газы находятся в ионизированном состоянии (содержат свободные электроны и положительно заряженные ионы) и которая простирается до границы магнитосферы 2 Земли (рис. 1), определяемой равенством давления магнитного поля Земли (геомагнитного поля) и динамического давления солнечного ветра 1 (ионизированного газа, вытекающего из Солнца).

Магнитосфера включает внутреннюю замкнутую дипольную область геомагнитного поля 8, действующую как ловушка заряженных космических частиц, и внешнюю область 7, состоящую из магнитных силовых линий, «заметаемых» солнечным ветром с дневной стороны Земли на ночную и образующих на ночной стороне магнитный шлейф Земли 6. Захваченные геомагнитным полем заряженные частицы (протоны, электроны, α-частицы) образуют радиационный пояс Земли. Условно, в зависимости от распределения захваченных частиц по энергиям, радиационный пояс – зону квазизахвата 3 (от лат. quasi – как бы, наподобие) частиц солнечного ветра) – разделяют на внутренний пояс и внешний пояс. Внутренний пояс 5, начинающийся на высотах 300–1500 км и простирающийся до высоты около 10000 км, в котором преобладают протоны высоких энергий, представляет опасность для экипажей ЛА. Во внешнем поясе 4, простирающемся до высоты около 50000 км, преобладают электроны и протоны малых энергий.

Естественно, что границы, по которым разделяют атмосферу в зависимости от ее химических, электрических, радиационных параметров, являются размытыми; эти параметры так же существенно зависят от времени года, уровня солнечной активности и других факторов, как и основные параметры воздуха в атмосфере.

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И СВОЙСТВА ВОЗДУХА В АТМОСФЕРЕ

Давление характеризует интенсивность силового воздействия окружающей среды в данной точке [6]:

$$p = dF/dS,$$

- где p – давление, Па (1Па=1Н/м²);
- F – сила, перпендикулярная поверхности элементарной площадки, Н;
- S – площадь поверхности элементарной площадки, м².

Плотность характеризует количество массы воздуха, содержащегося в единице объема:

$$\rho = m/W,$$

- где ρ – плотность, кг/м³;
- m – масса воздуха, кг;
- W – объем, занимаемый воздухом, м³.

Относительная плотность характеризует изменение плотности в зависимости от высоты:

$$\Delta = \rho_H/\rho_0,$$

где ρ_H и ρ_0 – соответственно плотность на заданной высоте и на уровне Мирового океана.

Температура характеризует состояние теплового равновесия системы и является мерой кинетической энергии молекул. Абсолютная температура T (по шкале Кельвина) связана с температурой t (по шкале Цельсия) соотношением $T = 273 + t$.

Шкала Кельвина названа по имени английского физика У. Томсона, получившего за научные заслуги титул барона Кельвина, шкала Цельсия названа по имени шведского физика А. Цельсия.

Известные из элементарной физики законы для идеального газа хорошо описывают свойства воздуха в атмосфере, поэтому мы можем связать параметры воздуха уравнением состояния газа (уравнением Менделеева – Клапейрона):

$$pW = \frac{m}{M}RT,$$

- где p – давление;
- W – объем воздуха;
- m – масса воздуха;
- M – молярная масса воздуха (масса воздуха, взятого в количестве один моль);
- R – универсальная газовая постоянная,
 $R \approx 8,31 \text{ Дж}/(\text{моль} \cdot \text{К})$;
- T – абсолютная температура.

Уравнение состояния газа названо в честь русского химика Д. И. Менделеева и французского физика и инженера Б. Клапейрона.

Газовая постоянная может быть выражена через удельные теплоемкости воздуха:

$$R = c_p - c_v = c_v(\kappa - 1),$$

- где c_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении (для воздуха $c_p \approx 1000$ Дж/(кг·К));
- c_v – удельная теплоемкость при постоянном объеме (для воздуха $c_v \approx 716$ Дж/(кг·К));
- κ – отношение теплоемкостей c_p / c_v .

Таким образом, для воздуха $\kappa \approx 1,41$.

Напомним, что теплоемкость определяется количеством теплоты, которое нужно подвести к заданному объему воздуха (или отвести от него) для того, чтобы повысить (или понизить) его температуру на 1К.

Сжимаемость характеризует свойство воздуха изменять свой объем и плотность при изменении давления и температуры.

Упругость характеризует свойство воздуха возвращаться в исходное состояние после прекращения действия сил, вызвавших его деформацию. Естественно, что для воздуха такой деформацией может быть только деформация его объема при всестороннем сжатии.

Свойство сжимаемости и упругости воздуха проявляется в том, что всякое возмущение в нем, т. е. местное сжатие (местное повышение давления и плотности воздуха), распространяется в виде очень малых возмущений – колебаний давления и плотности. Эти колебания происходят со звуковыми частотами и распространяются в виде волн со скоростью звука. Таким образом, скорость звука a (скорость распространения звуковой волны в воздухе) характеризует упругость и сжимаемость воздуха.

Скорость движения волны можно определить соотношением

$$a^2 = dp/d\rho,$$

- где p – давление в волне;
- ρ – плотность распространяющейся волны.

Приближенно процесс распространения звуковой волны может рассматриваться как адиабатический, т. е. такой, при котором распространяющаяся волна не получает теплоты извне и не отдает ее окружающей среде. В этом

случае $\frac{dp}{d\rho} = \kappa \frac{p}{\rho}$ и скорость звука выразится соотно-

$$\text{шением } a = \sqrt{\kappa \frac{p}{\rho}}.$$

Определив из уравнения состояния газа давление через плотность и подставив значения параметров воздуха в уравнение для скорости звука, получим

$$a \approx 20 \sqrt{T},$$

- где a – скорость звука, м/с;
- T – температура воздуха, К.

Число M (число Маха, по имени австрийского ученого Э. Маха) – характеристика потока воздуха (газа), равная отношению скорости V воздушного потока (скорости движения тела в воздухе) к скорости звука a в данной точке потока:

$$M = \frac{V}{a},$$

Вязкость (или внутреннее трение) характеризует свойство воздуха оказывать сопротивление относительному перемещению своих частиц, а также перемещению в воздухе твердого тела. Причина вязкости – взаимодействие молекул при их хаотическом движении.

Вязкость проявляется в том, что при сдвиге соседних слоев воздуха возникает сила F (сила трения), противодействующая сдвигу:



Рис. 2. К объяснению понятия вязкости воздуха

$$F = \mu \frac{dV}{dy} S,$$

- где μ – коэффициент пропорциональности, называемый коэффициентом динамической вязкости, Н·с/м² (Па·с);

dV/dy – градиент изменения скорости слоя в направлении, перпендикулярном скорости движения воздуха, 1/с;

S – площадь слоя, для которого рассчитывается сила, м²;

F – сила, Н.

Представим себе две пластинки, между которыми находится слой вязкого воздуха (рис. 3.4).

Если одна из пластинок начнет двигаться со скоростью V_0 , то этой же скоростью будет обладать и слой воздуха, непосредственно прилегающий к пластинке. Каждый следующий слой в результате вязкости (трения между слоями) приобретет меньшую скорость. Слой, прилегающий к неподвижной пластинке, останется неподвижным. В этом случае сила F , которую необходимо приложить к пластинке, чтобы заставить ее двигаться со скоростью V_0 , определяется как $F = \mu(V_0/l)S$, где V_0/l – градиент изменения скорости слоя.

Коэффициент кинематической вязкости – отношение коэффициента динамической вязкости к плотности среды:

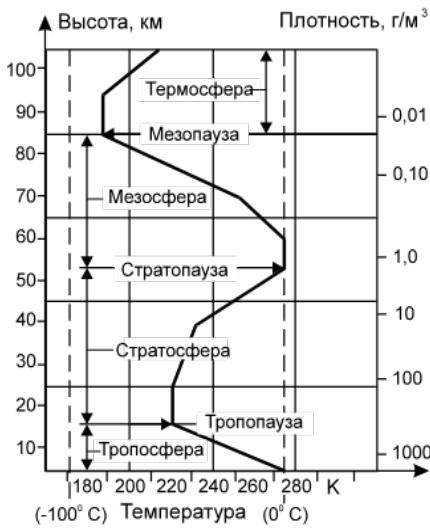


Рис. 3. Параметры МСА [6]

$$v = \mu/\rho.$$

МЕЖДУНАРОДНАЯ СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА (МСА)

Необходимость сравнения результатов летных испытаний ЛА [1–6] в различных условиях привела к созданию математической модели условной атмосферы. В соответствии с этой моделью по высоте атмосфера делится на несколько слоев, внутри которых температура изменяется по определенному закону, довольно близко совпадающему со среднегодовыми значениями на средних широтах в летнее время (рис. 3). Это тропосфера (от греч. tropos – поворот, изменение), стратосфера (от лат. stratum – слой), мезосфера (от греч. mesos – средний, промежуточный), термосфера (от греч. *thermē* – теплота, жар), экзосфера (от греч. *exō* – вне, наружу).

Сравнительно тонкие слои атмосферы, толщина которых измеряется десятками и сотнями метров, отделяющие друг от друга основные слои атмосферы, называются соответственно тропопаузой, стратопаузой, мезопаузой.

Единая для всех государств международная стандартная атмосфера – условная атмосфера, в которой распределение давления по высоте в поле силы тяжести получается при определенных предположениях о распределении температуры по вертикали из барометрической формулы

$$P_H = p_0 \cdot \exp(-Mgh/RT),$$

- где P_H – давление на высоте;
- p_0 – давление на уровне Мирового океана;
- M – молярная масса газа;
- g – ускорение свободного падения;
- R – универсальная газовая постоянная;
- T – температура;
- h – постоянная Больцмана (по имени австрийского физика Л. Больцмана).

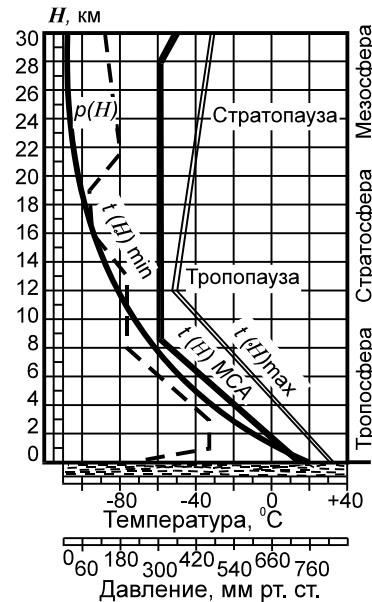


Рис. 4. Параметры МСА для малых высот [6]

В МСА за начало отсчета высоты принят уровень Мирового океана при следующих нормальных условиях: ускорение свободного падения $g_0 = 9,807 \text{ м/с}^2$; давление $p_0 = 101325 \text{ Па}$ (760 мм рт. ст.); плотность $\rho_0 = 1,2257 \text{ кг/м}^3$; температура $T_0 = 288 \text{ К}$ ($t_0 = 15^\circ\text{C}$); скорость звука $a_0 = 340 \text{ м/с}$.

Подробные таблицы параметров стандартной атмосферы приводятся в литературе. В специальном математическом

обеспечении ЭВМ есть стандартные программы, позволяющие рассчитывать параметры МСА.

Параметры МСА (изменение температуры и давления воздуха) для малых высот, на которых летают вертолеты и самолеты, приведены на рис. 4.

Здесь же приведены данные о распределении средних значений температуры $t(H)_{\max}$ и $t(H)_{\min}$.

В первом приближении для тропосферы ($H = 0 \div 11$ км) можно считать

$$t_H = 15 - 6,5H; a_H = a_0 - \frac{H}{0,25}; \rho_H = \rho_0 \frac{20 - H}{20 + H},$$

- где t_H – температура воздуха на высоте H , °С;
 a_H – скорость звука на высоте H , м/с;
 a_0 – скорость звука на уровне Мирового океана, м/с;
 ρ_H – плотность воздуха на высоте H , кг/м³;
 ρ_0 – плотность воздуха на уровне Мирового океана, кг/м³;
 H – расчетная высота, км.

В стратосфере (до высоты 20 км) в первом приближении

$$t_H = \text{const} = -56,5^\circ\text{C}; a_H = \text{const} = 295,1 \text{ м/с}; \rho_H = \rho_{11} e^{-\frac{H-11}{6,318}},$$

- где ρ_{11} – плотность воздуха на высоте 11 км, кг/м³;
 ρ_H – плотность воздуха на расчетной высоте H , кг/м³;
 H – расчетная высота, км.

Все расчеты при проектировании ЛА проводятся для условий МСА, что позволяет сравнить результаты расчетов и летных испытаний нескольких ЛА, проводимых в различных климатических поясах, путем пересчета результатов испытаний на параметры международной стандартной атмосферы, «поместив» все ЛА в одинаковые условия – условия МСА.

РЕШЕНИЕ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ ЗАДАЧ И НЕОПРЕДЕЛЕННОСТЬ ПО ПАРАМЕТРАМ ЕСТЕСТВЕННОЙ ВНЕШНЕЙ СРЕДЫ

Как уже отмечалось, при проектировании ЛА для выработки правильного решения необходимо моделировать как ЛА, так и внешнюю среду и процессы их взаимодействия. Модель МСА, включенная в общую модель проектирования ЛА, позволяет оценить его ЛТХ в полном диапазоне высот и скоростей, оговоренных ТЗ на проектирование. Однако реальные условия полета могут суще-

ственно отличаться от расчетных в силу того, что сложные атмосферные явления до конца не изучены и существует некоторая неопределенность по параметрам естественной внешней среды, в которой функционирует ЛА. Если в процессе проектирования выбирать параметры ЛА с учетом известных проектировщику самых неблагоприятных и исключительно редко встречающихся явлений, которые могут воздействовать на ЛА в процессе функционирования, то проектирование ЛА может окончиться неудачей – ЛА, способный противостоять абсолютно всем неблагоприятным воздействиям внешней среды, может оказаться неспособным к полету. Проектировщик вынужден идти на определенный технический риск для выполнения поставленной перед ним задачи, т. е. проектировать самолет не на экстремальные, а на наиболее вероятные уровни неблагоприятного воздействия.

Тем не менее проектировщик с самого начала должен знать, какой уровень неблагоприятных факторов приведет к катастрофическим последствиям. Естественно, что для снижения степени риска должны быть применены все доступные проектировщику средства.

Рассмотрим некоторые неблагоприятные факторы, влияющие на самолет [1–10].

Ветер. Действительное распределение давления в атмосфере отличается от предполагаемого (постоянного для данной высоты) распределения, принятого в неподвижной атмосфере, описываемой МСА. Различия давления в отдельных точках вызывает движение воздуха – ветер. Движение атмосферы поддерживается неравномерным ее нагревом солнечным излучением и имеет случайный характер. В тропосфере происходит очень интенсивное вертикальное перемешивание воздуха, с вертикальными скоростями до 15 м/с (в облаках) и до 50 м/с (в грозовом фронте). На высотах 8–10 км, где обычно пролегают трассы полетов пассажирских самолетов, возникают струйные течения, представляющие собой ураганный ветер со скоростями 10–30 м/с. Таким образом, полет проходит в турбулентной (от лат. *turbulentus* – бурный, беспорядочный), неспокойной атмосфере.

В стратосфере также происходит интенсивная циркуляция (от лат. *circulatio* – круговращение) воздуха с резкими ветрами, образуются горизонтальные струйные течения со скоростями 50–150 м/с шириной в сотни километров.

Полет в турбулентной атмосфере определяет колебательный характер траектории (от позднелат. *trajectorius* – относящийся к перемещению) – линии, описываемой в пространстве центром масс самолета («колебания центра масс самолета»), – и угловые колебания самолета относительно центра масс («болтанку»). При попадании самолета из нисходящего потока в восходящий, где вертикальная скорость

воздуха превышает 20–30 м/с, возможен резкий заброс самолета вверх на 1000–2000 м.

Это приводит к резкому увеличению нагрузок, действующих на конструкцию самолета. В исключительных случаях самолет может разрушиться. Болтанка вызывает в конструкции самолета постоянно действующие знакопеременные нагрузки. При полете самолета в болтанку отдельные элементы конструкции растягиваются, сжимаются, изгибаются. В результате материал конструкции «устает», в элементах конструкции возникают микротрещины, которые растут от полета к полету и в конечном итоге могут привести к так называемому усталостному разрушению конструкции.

Полет в болтанку утомляет пассажиров и экипаж, болтанка мешает точно пилотировать самолет, возникает опасность потери управляемости. Болтанка нарушает спектр потока воздуха, подходящего к воздухозаборникам двигателей, создается угроза самовыключения двигателей.

При разработке компоновки и конструкции самолета необходимо учитывать это явление: предусмотреть различные меры, повышающие усталостную прочность конструкции; создавать безопасно повреждаемые конструкции, в которых разрушение одного или нескольких элементов не ведет к катастрофическим последствиям; обеспечить возможность надежного визуального или инструментального контроля состояния конструкции, позволяющего обнаружить трещины при предполетном осмотре. Однако все эти меры в большинстве случаев ведут к увеличению массы конструкции и, как следствие, к снижению эффективности самолета.

Надежное прогнозирование погоды и струйных течений по трассе полета, создание бортовых систем обнаружения турбулентности не только в облачности, но и при ясной погоде позволяют значительно уменьшить вероятность попадания самолета в экстремальные ситуации.

Радикально проблема обеспечения безопасности полета в турбулентной атмосфере может быть решена созданием самолетов, геометрия крыла которых изменяется в полете активной системой управления (АСУ).

По командам от датчиков параметров движения АСУ автоматически отклоняет различные аэродинамические поверхности самолета для перераспределения, уменьшения или увеличения аэродинамических сил, т. е. непосредственно управляет ими с целью ослабления воздействия турбулентности, улучшения аэродинамических и эксплуатационных характеристик самолета и повышения эффективности его конструкции.

Солнечное излучение и радиационные пояса Земли. Атмосфера Земли подвержена постоянному воздействию из-

лучения Солнца и магнитного поля Земли. Солнечное излучение характеризуют качественные и количественные характеристики отдельных областей его спектра: рентгеновской, ультрафиолетовой, видимой, инфракрасной, радиоизлучения.

Воздействие солнечных лучей существенным образом влияет на физико-механические характеристики материалов, из которых изготовлен самолет: растрескиваются лакокрасочные покрытия, защищающие конструкцию от коррозии; теряет упругие свойства резина в различных уплотнениях; ухудшается прозрачность иллюминаторов.

Процессы, происходящие в ионосфере Земли под воздействием ультрафиолетового излучения Солнца, рентгеновского излучения солнечной короны, солнечных корпускулярных потоков и космических лучей, определяют качество радиосвязи. С увеличением высоты полета ЛА возрастает уровень неблагоприятного воздействия этих факторов на экипаж, конструкцию и системы радиоэлектронного оборудования ЛА.

Полет ЛА в пределах радиационных поясов Земли и в космическом пространстве требует специальной радиационной защиты экипажа и элементов оборудования. И поскольку существует некоторая неопределенность по параметрам этих неблагоприятных факторов, случайность в их проявлениях (например, при всплесках солнечной активности, которые недостаточно хорошо прогнозируются), степень риска, на который идет проектировщик, существенно возрастает.

Влажность и химический состав воздуха. В воздухе всегда находится определенное количество водяного пара. Пары воды, осадки в виде дождя и снега содержат частицы солей из водяных брызг с поверхности морей и океанов, растворы солей, кислот и щелочей из продуктов работы промышленных предприятий, которые вызывают коррозию элементов конструкции самолета. В результате коррозии тонкостенные элементы конструкции могут быть значительно повреждены, ослаблены и могут разрушиться под воздействием нагрузки.

Применение в конструкции самолета различных металлов требует специальных эффективных мер защиты от коррозии – нанесения на конструкцию защитных металлических и лакокрасочных пленок. Весьма сложной проблемой является защита от коррозии конструкции гидросамолетов, базирующихся на морских акваториях. Влага, попадая внутрь конструкции самолета на стоянке через открытые двери, люки, может скапливаться в различных местах, вызывая коррозию конструкции «изнутри». Поэтому конструктор должен предусматривать различные мероприятия, препятствующие скоплению влаги внутри конструкции и облегчающие ее удаление из конструкции самолета.

Озон, образующийся в стратосфере под действием ультрафиолетовой солнечной радиации, является очень сильным окислителем, оказывающим неблагоприятное воздействие на металлические и неметаллические конструкционные материалы. При длительных полетах ЛА в стратосфере могут возникнуть проблемы обеспечения безопасности экипажа и пассажиров в кабинах, вентилируемых воздухом непосредственно из окружающей среды, так как озон относится к числу веществ, чрезвычайно токсичных для человеческого организма.

Обледенение. При полете самолета в тропосфере и нижних слоях стратосферы, т. е. в слоях с низкой температурой окружающего воздуха, в условиях повышенной влажности образуется слой льда на поверхности самолета – происходит обледенение. Обледенение – это процесс образования льда на поверхностях агрегатов ЛА. В большинстве случаев обледенение ЛА происходит при полете в атмосфере, содержащей переохлажденные капли воды (т. е. воды в жидкой фазе при отрицательной температуре). При столкновении с лобовыми поверхностями агрегатов ЛА переохлажденные капли воды быстро кристаллизуются, образуя ледяные наросты различной формы и размеров.

Особенно интенсивно образуется лед на передних кромках крыла, оперения, воздухозаборниках двигателей, остеклении кабин. Если не бороться с этим явлением, лед быстро нарастает и на передних кромках крыла и оперения толщина льда может достигать 5–10 см. Отложения льда не только увеличивают массу самолета, но и резко ухудшают обтекание его воздушным потоком, полет становится невозможным.

В условиях обледенения лед образуется на лобовых поверхностях крыльев, рулей высоты и направления, на воздушных винтах, воздухозаборниках, остеклении фонарей, на находящихся в потоке датчиках пилотажно-навигационных приборов и обтекателях антенн.

Статистические данные о частоте случаев обледенения ЛА для различных географических районов Земли показывают, что наибольшая вероятность обледенения существует при полетах в диапазоне температур от 0 до -15°C . Зафиксированы случаи обледенения при температуре воздуха от -50°C и ниже.

Входные устройства и каналы воздухозаборников двигателей ЛА могут подвергаться обледенению и при положительных (до $+10^{\circ}\text{C}$) температурах. Это объясняется тем, что движущийся в каналах воздухозаборников воздух охлаждается при адиабатическом расширении и влага, находящаяся в нем, конденсируется и замерзает. Известны случаи обледенения сверхзвуковых воздухозаборников.

Рис. 5. иллюстрирует наиболее характерные формы льдообразования (ледяных наростов) на лобовых поверхно-

стях: а – клинообразная; б – желобообразная (корытообразная); в – рогообразная; г – промежуточная.

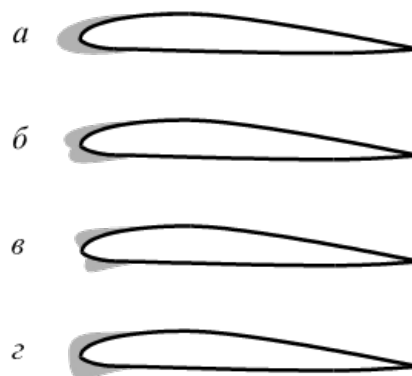


Рис. 5. Формы льдообразований на лобовых поверхностях [6]

Если не предпринимать меры по защите от образования льда, ледяные наросты быстро растут, развиваясь по направлению потока воздуха, что существенно увеличивает полетную массу ЛА.

Обледенение несущих поверхностей приводит к искажению формы профиля и резкому ухудшению аэродинамических характеристик. На рис. 5–6 показано, насколько существенно, иногда в 1,5–2 раза, уменьшаются в условиях обледенения значения основных аэродинамических характеристик крыла (аэродинамического качества K , коэффициента подъемной силы C_y , критического угла атаки $\alpha_{кр}$) и, как следствие, ЛА в целом. Срыв потока с крыла и сильная турбулизация потока за крылом в условиях обледенения происходят значительно раньше, чем на чистом крыле, что может привести к тряске самолета, нару-

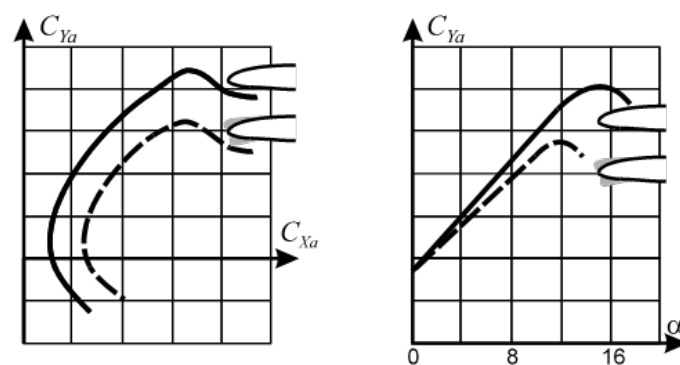


Рис. 6. Изменение аэродинамических характеристик крыла в условиях обледенения [6]

шению продольной балансировки, потере устойчивости и сваливанию самолета. Лед, сброшенный с крыла набегающим потоком, может поражать хвостовое оперение и лопатки компрессоров двигателей, расположенных в хвостовой части фюзеляжа.

Обледенение передних кромок рулевых поверхностей может привести к потере управляемости. Обледенение воздушных винтов, начинаясь с передних кромок, захватывает до 20–25% хорды лопасти. На крейсерских режимах концы лопастей не обледеневают из-за благоприятного влияния аэродинамического нагрева. При накоплении значительных масс льда (при толщинах 5 мм и более) под воздействием центробежных сил происходит его сброс, сопровождающийся нарушением балансировки винта, вибрациями силовой установки, создается опасность поражения обшивки фюзеляжа сброшенным льдом.

Обледенение несущих и хвостовых винтов вертолетов имеет некоторые особенности, обусловленные режимами их работы (расположением относительно потока набегающего воздуха), различными диаметрами и, как следствие, существенно различающимися скоростями вращения. Так, несущие винты могут обледеневать не только с передней, а и с задней кромки (при движении лопастей против вектора скорости полета), а сброс льда с хвостовых винтов может поражать не только фюзеляж, но и лопасти несущего винта.

Обледенение входных кромок воздухозаборников силовых установок нарушает течение потока воздуха, увеличивает неравномерность поля скоростей перед компрессором, что может вызвать помпаж (франц. *rompage* – откачка) – одну из форм автоколебаний, выражающуюся в пульсации подачи воздуха и, как следствие, в вибрации лопаток компрессора и всего двигателя, что может вызвать его разрушение. Сброс льда в каналах воздухозаборников приводит к повреждению лопаток компрессоров.

Обледенение лобовых стекол фонарей может резко ухудшить возможность визуального управления ЛА, а обледенение датчиков приборов систем навигации и управления является причиной их неправильной работы или отказа, что усложняет пилотирование.

Безопасность полетов в условиях возможного обледенения обеспечивают противообледенительные (антиобледенительные) системы (ПОС), защищающие ЛА от обледенения в широком диапазоне погодных условий.

Поэтому в конструкции всех современных самолетов предусмотрены противообледенительные системы, обеспечивающие защиту элементов конструкции от образования льда.

Электрические явления в атмосфере. При полете в результате трения о поверхность самолета воздуха, капель воды, пыли отдельные части самолета «заряжаются» статическим электричеством. Разность электрических потенциалов между отдельными частями самолета может достигать нескольких тысяч вольт. Если не принять специальных мер, возможен электрический разряд между элементами конструкции и, как следствие, пожар на борту самолета. Кроме

того, разность потенциалов отдельных частей приводит к электрохимической коррозии, создает помехи в работе пилотажно-навигационного оборудования. Возможно также попадание молнии в самолет на стоянке и в полете. Проектировщик обязан предусмотреть и эти явления и принять соответствующие меры, обеспечивающие надежную работу конструкции и оборудования.

Биосфера. Проектировщику приходится учитывать и взаимодействие самолета с живыми организмами, населяющими нижнюю часть атмосферы. Микробы, бактерии, насекомые могут наносить существенные повреждения деталям и системам самолета, выполненным из неметаллических материалов. Чаще всего эта проблема решается правильным выбором материалов с учетом климатических условий, в которых будет эксплуатироваться самолет.

Однако есть проблема, которая требует специальных конструкторских мероприятий. Эта проблема – встреча летящего самолета с птицей. Ежегодно в мире происходит до двух тысяч столкновений самолета с птицами. При высокой скорости полета столкновение с птицей может быть эквивалентно удару орудийного снаряда. Форма, конструкция каркаса остекления, само остекление кабины экипажа, помимо прочих требований, должны удовлетворять и требованию «птицестойкости», т. е. способности самолета выдержать столкновение с птицей без катастрофических повреждений. Необходимо также обеспечить защиту двигателя самолета от разрушения в случае попадания птицы в воздухозаборник. В зоне аэродрома могут быть предприняты меры, отпугивающие птиц, вне зоны аэродрома вероятность столкновения с птицей достаточно велика. Обычно моделируют «стандартного гуся», клюв которого на вынесенной шее и масса несколько килограмм (1800 грамм) представляют собой кумулятивный снаряд. Условие гласит сохранение целостности и герметичности конструкции или затруднение обзора пилота. Испытывают гладкоствольным 132 миллиметровым орудием, которое запитано от заводской магистрали сжатого воздуха с давлением 7 атмосфер. Стреляют бройлером весом 1,8 кг. Со скоростью 550–650 км/ч. И здесь проектировщик также должен принимать решение в условиях неопределенности: результаты столкновения самолета с ласточкой или орлом будут совершенно различны, но за базовый облик «стандартного гуся» при нят бройлер.

Таким образом, проектировщик должен уметь учитывать множество таких явлений, которые часто очень трудно формализовать (выразить их в виде каких-либо математических зависимостей). Опыт и инженерная интуиция проектировщика, грамотно и тонко проведенный эксперимент позволяют обеспечить надежную работу ЛА в неблагоприятных для него условиях естественной внешней среды.

Список использованных источников и литературы

1. Avedian A.B., Kuprikov M.Yu., Markin L.V. The layout of aircraft. Moscow: MAI Press. 2012. 294 p.
2. Аэрогидромеханика: учебник для студентов высших технических учебных заведений / Ю.А.Рыжов и др. – М.: Машиностроение, 1993. – 608 с.
3. Бойцов Б.В., Борисов В.Д., Киселев Н.М., Подколзин В.Г. Жизненный цикл и реализация летательного аппарата. – М.: Изд-во МАИ, 2005. – 520 с.
4. Бойцов Б.В., Куприков М.Ю. Компетентностная модель объектно-ориентированного аэрокосмического образования. – Компетентность. 2012. № 9–10 (100–101). С. 20–26.
5. Dolgov O.S., Kuprikov M.Yu. Momento-inertial factor in the formation of the shape of the aircraft. – Moscow: MAI-PRINT Publishing House, 2008. – 180 p.
6. Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А. Основы авиационной техники. – М.: Изд-во МАИ, 1999. – 576 с.
7. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
8. Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С. Основы автоматизированного проектирования самолетов. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 p.
9. Кравченко И.В. Летчику о метеорологии. – М.: Военное издательство МО СССР, 1962. – 313 p.
10. Рабкин И.Г. Безопасность полета. – М.: Военное издательство МО СССР, 1962. – 136 с.

THE INTERNATIONAL STANDARD ATMOSPHERE IS AN INSTRUMENT OF TECHNOLOGICAL SOVEREIGNTY OF MEASUREMENTS IN THE AEROSPACE INDUSTRY

Kuprikov M. Yu., Doctor of Technical Sciences, head Department 904 “Engineering Graphics” of the Moscow Aviation Institute (NRU)

Kuprikov N.M., Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Senior Researcher at Institute 9 of the Moscow Aviation Institute (NRU), Chief Specialist of the Russian Standardization Institute

Budkin Yu.V., Doctor of Engineering Sciences, Advisor to the General Director of the Federal State Budgetary Institution «Institute of Standardization», Professor of the Russian University of Transport (MIIT)

When designing an aircraft, all calculations are carried out for the conditions of the International Standard Atmosphere (ISA), which allows you to compare the results of calculations and flight tests of several aircraft conducted in different climatic zones by recalculating the test results for the parameters of the international standard atmosphere, “placing” all aircraft in the same conditions – the conditions of the ISA.

The developed model of the international standard atmosphere makes it possible to compare the results of calculations and flight tests of several aircraft conducted in different climatic zones by recalculating the test results for the parameters of the international standard atmosphere, “placing” all aircraft in the same conditions – the conditions of the ISA.

With the development of aviation and space technology, the list of atmospheric parameters subject to standardization and standardization is expanding.

Keywords: aircraft, ISA, atmosphere, standard, unity of measurements, history, pilot, personnel, technology, material support, meteorology

References

1. Avedian A.B., Kuprikov M.Yu., Markin L.V. The layout of aircraft. Moscow: MAI Press. 2012. 294 p.
2. Aerohydrodynamics: a textbook for students of higher technical educational institutions / Yu.A. Ryzhov et al. - M.: Mashinostroenie, 1993. - 608 p.
3. Boytsov B.V., Borisov V.D., Kiselev N.M., Podkolzin V.G. Life cycle and implementation of an aircraft. – M.: MAI Publishing House, 2005. – 520 p.
4. Boytsov B.V., Kuprikov M.Yu. Competency-based model of object-oriented aerospace education. – Competence. 2012. No. 9–10 (100–101), pp. 20–26.
5. Dolgov O.S., Kuprikov M.Yu. Momento-inertial factor in the formation of the shape of the aircraft. – Moscow: MAI-PRINT Publishing House, 2008. – 180 p.
6. Eger S.M., Matveenko A.M., Shatalov I.A. Basics of aviation technology. – M.: MAI Publishing House, 1999. – 576 p.
7. Eger S.M., Mishin V.F., Liseyev N.K. and others. Aircraft design. – M.: Mashinostroenie, 1983. – 616 p.
8. Eger S.M., Liseyev N.K., Samoilovich O.S. Fundamentals of computer-aided aircraft design. – M.: Mechanical Engineering, 1986. – 232 p.
9. Kravchenko I.V. To the pilot about meteorology. – M.: Military Publishing House of the USSR Ministry of Defense, 1962. – 313 p.
10. Rabkin I.G. Flight safety. – M.: Military Publishing House of the USSR Ministry of Defense, 1962. – 136 p.