

On the Methodology of Modeling the Conditions of Formation of Condensation Trails of Aircraft

D. V. Apraksin

Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University),

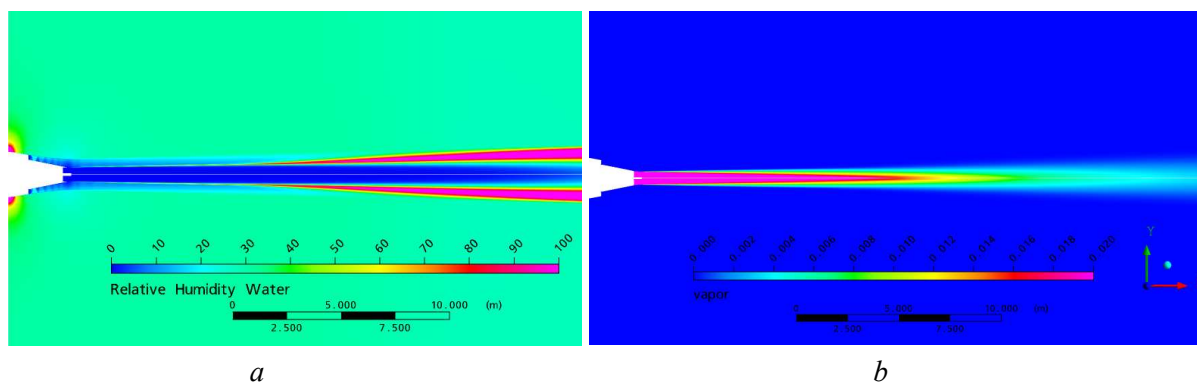
Dolgoprudny, 141701, Russia

apraksin.dv@phystech.edu

Abstract

This study examines the task of identifying the conditions of formation of aircraft condensation trails (ACT) during the interaction of the exhaust jet of a turbofan engine (TFE) with the environment. The method of numerical solution of the equations of gas dynamics (Reynolds equations) is applied, taking into account the nozzle shape of the considered TFEs. The calculations take into account geometric and gas-dynamic parameters that affect key processes for various types of the TFEs considered, including the bypass ratio, characteristics of internal and external flows, water vapor emissions, and others. The results obtained are necessary for the development of a criterion for the formation of stable ACT based on the degree of supersaturation of water vapor in the engine jet. The analysis of examples of the formations of ACT is carried out, based on data from the real flight tests.

Keywords: aircraft engine, axisymmetric nozzle, aircraft condensation trail, heat transfer, jet gas dynamics.



Relative humidity field (*a*) and specific humidity field (*b*) for turbofan aircraft engine jet

УДК 533.6, 629.7

О методике моделирования условий образования конденсационных следов самолетов

Д. В. Апраксин

*Московский физико-технический институт
(Национальный исследовательский университет),
Россия, Долгопрудный, 141701, Институтский переулок, д.9
apraksin.dv@phystech.edu*

Аннотация

В данном исследовании рассматривается задача определения условий образования конденсационных следов самолетов (КСС) при взаимодействии выхлопной струи турбореактивного двигателя (ТРДД) с окружающей средой. Применяется метод численного решения уравнений газовой динамики (уравнения Рейнольдса) с учетом формы сопла рассматриваемых ТРДД. В расчетах учитываются геометрические и газодинамические параметры, определяющие ключевые процессы для различных типов ТРДД, включая степень двухконтурности, характеристики внутреннего и внешнего потоков, эмиссия водяного пара и другие. Полученные результаты необходимы для разработки критерия образования устойчивых КСС, основанного на степени перенасыщения водяного пара в струе двигателя. Проведен анализ примеров образований КСС, опираясь на данные натурных летных испытаний.

Ключевые слова: авиационный двигатель, осесимметричное сопло, конденсационный след самолета, теплообмен, газодинамика струи.

1. Введение

Авиационные выбросы представляют собой значительный антропогенный вклад в загрязнение воздушной среды, охватывающий весь земной шар. Правовое регулирование этой проблемы осуществляется в рамках конвенции ИКАО по международной гражданской авиации, а также контролируется авиационными регуляторами [1, 2]. Помимо выбросов парниковых газов и твердых частиц, самолеты способны оказывать влияние на формирование перистослоистых облаков в верхних слоях атмосферы, возникающих вследствие конденсационных следов (КСС) [3, 4]. Данные аспекты играют ключевую роль при анализе изменений радиационного баланса планеты [5].

Условия формирования стабильного КСС зависят как от характеристик струи ТРДД, так и от местных атмосферных условий. Следовательно, для подобного анализа требуются правдоподобные данные о смещении струи ТРДД с набегающим потоком (атмосферой на высоте полета). Современный подход основывается на численном решении системы уравнений газовой динамики (уравнений Рейнольдса) с учетом конфигурации сопловой части ТРДД. При моделировании должны быть учтены геометрические и газодинамические параметры, влияющие на рассматриваемые процессы для конкретных типов ТРДД, включая степень двухконтурности, параметры внутреннего и внешнего потоков, эмиссию водяного пара и другие характеристики. На этой базе может быть разработана методика количественной оценки условий образования КСС, применяя критерий максимально возможного теоретического перенасыщения водяного пара в струе авиадвигателя.

Целью данного исследования является расчетное изучение процесса смешения струй турбореактивного двигателя с высокой степенью двухконтурности (ТРДД) и попутным потоком, возникающим при полете пассажирского самолета в атмосфере. Задача состоит в определении условий образования стабильных конденсационных следов (КСС), используя количественный критерий, основанный на максимальном теоретически возможном перенасыщении водяного пара в струе.

Объектом исследования выступает струя современного ТРДД, подвергающаяся процессу смешения с окружающей атмосферой в ходе полета гражданского авиалайнера. Анализ выполнен с применением общедоступных данных, касающихся характеристик двигателей CFM56-5B1, JT3D-3B и Д-36.

2. Газодинамическая схема спутной струи

Схематическое представление турбулентной струи в спутном потоке с указанием характерных зон изображено на рис. 1, взятом из основополагающей публикации [6]. Вытекающая из сопла струя взаимодействует со спутным потоком, формируя свободный пограничный слой на границе струи и окружающего потока. Этот слой эволюционирует по направлению движения, проходя начальный участок и преобразуясь в полноразвитую турбулентную струю, представляющую собой основную часть течения.

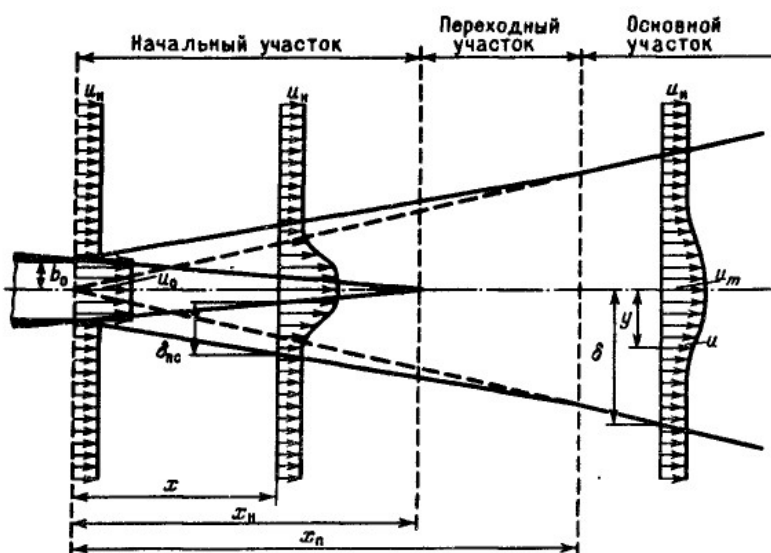


Рис. 1. Схема течения турбулентной струи в спутном потоке [6]

Для двухконтурного двигателя, где отсутствует камера смешения, предложенная схема требует корректировки: поток разделяется на два компонента, внутренняя, "горячая", и внешняя, "холодная" части. Параметр, определяющий степень двухконтурности – это соотношение расходов газов в этих составляющих струях. На начальном участке конфигурация потока усложняется и зависит от соотношения длин начальных участков внешней и внутренней струй. По завершении начального участка, на переходном участке происходит формирование единого турбулентного потока. Газодинамические профили его переменных аналогичны профилям, характерным для обычной струи, движущейся в спутном потоке.

Анализ развития струи основывается на имеющихся данных о радиальном распределении параметров на различных расстояниях от выходного отверстия. Согласно [6], на основном участке осесимметричной турбулентной струи, находящейся в спутном потоке, профили главных параметров (температуры T , продольной скорости U и пассивной примеси) имеют достаточно универсальный вид:

$$\frac{f(x,r)-f_h}{f_m(x)-f_h} = F\left(\frac{r}{b(x)}\right), \quad 0 \leq r \leq b(x), \quad (1)$$

где $f_m(x)$ и $f_h(x)$ представляют собой значения параметра вдоль оси струи и в окружающем потоке, соответственно; $b(x)$ – это условный радиус струи; $F(z)$ – универсальная функция, обладающая экспоненциальным характером, конкретные вариации которой детально рассмотрены в [6]. Для практического использования, с учетом необходимости обеспечения конечности границ интегрирования, функцию $F(z)$ допустимо упростить до степенной формы, используя показатель α [6]: $F(z) = 1 - z^\alpha$, в области $0 \leq z \leq 1$. Соответствие результатов расчетов и экспериментальных данных с представленными распределениями (1) обычно наблюдается при $x > 5D$, где D обозначает диаметр внешнего контура.

Для дальнейшего анализа полагаем, что течение турбулентно на всей расчетной области, включая внутренний поток сопла. Для описания распределения водяного пара примем, что пар (удельная влажность) выступает в роли пассивной примеси, переносимой вместе со скоростью потока и диффундирующей вследствие процессов молекулярного и турбулентного переноса. В отличие от пассивной примеси (к которой, с некоторыми оговорками, причисляют и статическую температуру), типичное распределение относительной влажности в струе демонстрирует немонотонный характер: от оси струи относительная влажность возрастает до максимальной величины в слое смешения, затем падает на его внешней границе до значения в атмосфере. По мере эволюции струи радиальное распределение относительной влажности выравнивается, максимальные и минимальные значения приближаются друг к другу за счет процессов перемешивания.

Наиболее важным критерием при исследовании струи выступает эволюция усредненных характеристик по мере отдаления от источника. Для определения этих параметров требуется выполнить усреднение температуры и влагосодержания в разных плоскостях струи. На основном участке струи усредненные значения представляются следующим образом:

$$\begin{aligned} T(x) &= \frac{2\pi \int_0^{b(x)} \rho(x,r)U(x,r)T(x,r)rdr}{2\pi \int_0^{b(x)} \rho(x,r)U(x,r)rdr} = \frac{2\pi \int_0^{b(x)} U(x,r)rdr}{2\pi \int_0^{b(x)} (U(x,r)/T(x,r))rdr}, \\ q(x) &= \frac{2\pi \int_0^{b(x)} \rho(x,r)U(x,r)q(x,r)rdr}{2\pi \int_0^{b(x)} \rho(x,r)U(x,r)rdr} = \frac{2\pi \int_0^{b(x)} (U(x,r)q(x,r)/T(x,r))rdr}{2\pi \int_0^{b(x)} (U(x,r)/T(x,r))rdr} \end{aligned} \quad (2)$$

Принято считать, что течение изобарическое ($p = P_h$), плотность определяется через температуру и давление согласно уравнению состояния $p = \rho RT$. Предположение об изобаричности может приводить к неточным результатам при сильной нерасчетности струй, однако при умеренной нерасчетности это допущение оправдано для основного участка.

Параметры f_m (в частности, q, T, U) на оси струи вычисляются с использованием выражения [6]

$$f_m(x) = f_h + (f_j - f_h) \frac{x_f}{x \sqrt{\rho_h/\rho_j}} \quad (3)$$

Здесь координата x измеряется от начальной точки (фокуса струи) внутри соплового аппарата, далее, для упрощения, x будет начинаться от среза сопла. Индекс j служит обозначением для поперечного сечения выходного отверстия сопла, а координата x_f переходного сечения зависит от конкретного параметра. При анализе расчетных результатов, x_f устанавливалась путём подбора аппроксимации (3) для описания распределения параметра вдоль осевой линии струи, учитывая возможные погрешности. Корень квадратный из отношения плотностей спутного потока и самой струи в знаменателе правой стороны (3) принимает во внимание разницу плотностей между струей и окружающим пространством.

Вычисление интегралов (2) приводит к сложным формулам для средних, которые здесь не представлены. Существенно, что усредненные значения в центральной части струи не

зависят от радиуса струи $b(x)$. Используя это представление, можно исследовать эволюцию состояния струи по мере ее развития в процессе смешения с окружающим потоком.

Для сопоставления полученных данных с подходом, описывающим развитие струи, предложенным в [7], результаты для средних величин струи отображаются в системе координат «температура – парциальное давление». Независимой переменной при этом является координата x . Зависимость среднего парциального давления паров воды от координаты x описывается формулой $e(x) = 1.611P_h q(x)$. «Кривая смешения» $e(T)$ строится параметрически, используя зависимости $e(x)$ и $T(x)$. Полученную «кривую смешения» $e(T)$ обычно сравнивают с кривыми насыщения водяного пара, построенными для воды и льда [7, 8]. Известно, и это подтверждается рядом источников [7, 8], что $e(T)$ имеет линейную форму. Поэтому, далее она будет обозначаться как «прямая смешения».

3. Расчетная конфигурация и режимы работы авиадвигателей

Для проведения газодинамического анализа требуется определить следующие параметры: T_h и P_h , представляющие собой статические температуру и давление атмосферы на высоте полета H ; φ_w – относительную влажность воздуха по отношению к воде на высоте полета, V_{Π} – скорость полета, иначе известную как скорость спутного потока; m – показатель двухконтурности; G_b – массовый расход воздуха на входе в вентилятор. Также необходимы $T_{0н}$ и $T_{0в}$, характеризующие полную температуру потока на выходе наружного и внутреннего контуров. Дополнительно требуется оценить интенсивность турбулентности ε , а также характерный размер энергонесущих вихрей в спутном потоке и на выходах контуров. Не менее важными являются удельные влажности: q_h , q_b , q_c , q_h .

Основными геометрическими характеристиками выступают: $L_{mix} = L_{свк} - L_{снк}$ – отступ между выпускными срезами наружного и внутреннего контуров, $D_{снк}$, $d_{снк}$ и $D_{свк}$, $d_{свк}$ – внешние и внутренние диаметры срезов сопел наружного и внутреннего контуров.

Для двигателя CFM56-5B1 значения основных геометрических параметров приняты следующими: $L_{mix} = 1.668$ м, $D_{снк} = 1.756$ м, $d_{снк} = 1.317$ м, $D_{свк} = 0.648$ м, $d_{свк} = 0.115$ м. Для двигателя Д-36 значения геометрических параметров следующие: $L_{mix} = 1.566$ м, $D_{снк} = 1.512$ м, $d_{снк} = 1.112$ м, $D_{свк} = 0.589$ м, $d_{свк} = 0$. Для двигателя JT3D-3В значения геометрических параметров следующие: $L_{mix} = 0.25$ м, $D_{снк} = 1.042$ м, $d_{снк} = 0.824$ м, $D_{свк} = 0.698$ м, $d_{свк} = 0.276$ м.

Значения турбулентных параметров установлены как: $\varepsilon_h = 0.01$, $\varepsilon_n = \varepsilon_b = \varepsilon_c = 0.05$, а также $l_h = l_n = l_b = l_c = 0.03$ м. Удельная влажность, относящаяся к спутному потоку q_h и к внешней контурной струе (подразумевается $q_n = q_h$), рассчитывается, опираясь на относительную влажность φ_w по следующему алгоритму:

$$q_h = \frac{\varphi_w}{100} \frac{E(T_h)}{1.61P_h}, \quad (4)$$

где
$$E(T) = 611 \exp\left(\frac{at}{b+t}\right) \quad (5)$$

– давление насыщенного пара над водой [9] (формула Магнуса, где $t = T - 273.15$; $a = 17.5$; $b = 241.2$ К). Удельная влажность в струе внутреннего контура q_b вычисляется, используя индекс парообразования топлива или напрямую по данным эмиссии пара q_e , предоставленным изготовителем двигателя [2]:

$$q_b = q_e + q_h \quad (6)$$

В табл. 1 представлены данные о параметрах полета и работы двигателей, полученные в ходе летных испытаний [4, 7, 8]. В работе [8] за основу взят полет самолета А340-300 на высоте 10667 метров, летящий со скоростью 200 м/с, в условиях, приближенных к стандартной атмосфере, при относительной влажности $\varphi_w = 30$ %.

Таблица 1

Параметры полета и режимы функционирования авиадвигателей

M	0.674	0.8	0.8
H , м	10667	10000	10667
P_h , Па	23900	26500	23913
T_h , К	219	223.25	218.9
φ_w , %	30	30	30
M	5.55	6.29	1.5
V_n , м/с	200	239.74	237.4
G_b , кг/с	151.5	124.1	79.4
T_{0h} , К	281.5	282.9	300.6
T_{0b} , К	683.3	695.9	667.7
тип двигателя	CFM56-5B1	Д-36	JT3D-3B
устойчивость КСС	+	–	+

Для успешного решения поставленной задачи, в особенности для более точного анализа процессов формирования полей удельной и относительной влажности, критически важно построить правдоподобную картину газодинамического течения, принимая во внимание геометрию сопла. Такая необходимость обусловлена, в том числе, тем, что реальные струи демонстрируют незначительную степень отклонения от расчетных параметров и приобретают стабильное состояние на дистанции, равной нескольким калибрам от среза сопла, становясь практически изобарическими с несущественным изменением площади сечения [6]. Учитывая потребность в детальном рассмотрении особенностей потоков, взаимодействующих с твердыми поверхностями (влияние крыла в данном случае исключено), расчетная область должна включать части наружной и внутренней поверхностей сопла и разделителя потоков, а граница выхода из каждого контура "углубляется" внутрь контура. Для корректного анализа процесса развития струи размер расчетной области вдоль потока должен быть равен примерно 100 калибрам ($D_{свк}$), а в радиальном направлении – приблизительно 20 калибрам. Трехмерная расчетная область формируется путем вращения вокруг оси симметрии двумерной расчетной области на малый угол.

Выбор числа ячеек и конфигурация параметров расчетной сетки осуществляются, принимая во внимание особенности структуры и масштабы потока, а также с обязательным соблюдением требований к качеству сетки. Предусматривается уплотнение ячеек вблизи твердых поверхностей и поперёк слоя смешения. Дополнительно, сетка не должна быть чрезмерно грубой по направлению течения, чтобы гарантировать корректное воспроизведение динамики развития струи. Пример схемы течения в расчетной области и блочной структуры расчетной сетки в плоскости симметрии показан на рис. 2.

Турбулентный пограничный слой, формирующийся у стенок соплового аппарата (как внутри, так и снаружи него), описывается числом Рейнольдса $Re \approx 10^7$. Это позволяет приблизительно оценить потенциально возможную толщину этого слоя (обозначим её $\delta_{пс}$) по формуле $\delta_{пс} \approx L Re^{-0.2} \approx 1$ см. В данной формуле $L \approx 1$ метр – характерный масштаб длины. Толщина зоны смешения (свободного пограничного слоя), образующейся в начальной области у сопла, определяется именно турбулентным пограничным слоем. Следовательно, для неё верны те же оценки масштабов течения. Исходя из этого, типичный размер ячейки, перпендикулярной твердой стенке (или поперек слоя смешения), должен быть меньше 1 миллиметра. В то же время, в продольном направлении размеры ячеек могут достигать порядка 1 сантиметра. Такие требования к разрешению обуславливают необходимость использования расчетной сетки, состоящей из примерно $0.5 \div 1$ миллиона узлов, если задача решается в осесимметричной постановке.



Рис. 2. Схема течения в расчетной области и блочная структура расчетной сетки для CFM56-5B1 в плоскости симметрии

Граничные условия необходимы для четкой фиксации ключевых характеристик потока, а также для обеспечения стабильности вычислений и получения достоверных численных результатов. На входе в поток задаются следующие параметры: направление потока, перпендикулярное границе; полное давление и температура; параметры турбулентности; удельная влажность. На выходе контура указывается направление потока, перпендикулярное границе; расход массы; полная температура; параметры турбулентности; удельная влажность. На плоскостях симметрии применяется условие симметрии: производные от параметров потока по нормали к поверхности приравниваются к нулю, добавляется условие непротекания. Для анализа трехмерных явлений, таких как закрученная струя, необходимо использовать условие вращательной периодичности на этих плоскостях. На твердых стенках сопла задаются условия прилипания (вектор скорости на стенке равен нулю) с учетом разрешения вязкого подслоя расчетной сеткой, а также условия теплообмена (например, адиабатическая стенка – нулевой тепловой поток). На выходе расчетной области, расположенном ниже по течению, фиксируется среднее статическое давление, равное атмосферному. Для верхней границы расчетной области задается статическое давление с экстраполяцией вектора скорости, что необходимо для обеспечения эжекции газа.

Начальные параметры для вычислений задаются описанием двухслойной струи в сопутствующем потоке, где профили распределения переменных представлены плавными функциями от радиальной координаты. При такой постановке задачи формирование струи протекает значительно быстрее.

Численный алгоритм, используемый для решения системы уравнений Рейнольдса, должен соответствовать следующим требованиям: консервативность, отсутствие паразитных колебаний в значениях переменных, а также достаточная точность и стабильность [10]. Данным требованиям отвечают конечно-объемные TVD схемы, использующие неявные методы интегрирования по времени, обладающие точностью первого или второго порядка. Преимущество этих методов заключается в возможности проведения вычислений с переменным шагом по времени, который определяется текущим состоянием численного решения. Для моделирования нестационарных течений в струях на начальном этапе необходимо выбирать шаг по времени Δt , величина которого определяется критерием Куранта и обычно составляет $\Delta t \sim 10^{-5}$ с.

Решение рассматриваемой задачи связано с высокими требованиями к вычислительным ресурсам, так как для получения установившегося решения требуется порядка $\sim 10\,000$ шагов по времени. Расчеты выполнялись на многопроцессорной вычислительной системе, с применением настроек оптимизации производительности как программных, так и аппаратных средств.

4. Результаты проведенных газодинамических расчетов

Для анализа полученных данных, на рис. 3 отображены результаты для ключевой области струи двигателя CFM56-5B1 в координатах «температура – парциальное давление» $e(T)$, согласно ранее описанному подходу, с учетом их позиционирования относительно кривых насыщения над водяной и ледяной поверхностями (черные линии). На рис. 3 также изобра-

жены два графика $e(T)$, полученные варьированием координаты переходного сечения x_f на ± 3 калибра наружного контура в ту и другую сторону (черные прямые). Это иллюстрирует степень неопределенности в знании данного параметра из-за отсутствия детальных экспериментальных сведений. На этом же рисунке присутствуют варианты «прямых смещения» $e = e_h + B_0(T - T_h)$ с коэффициентами наклона $B_{01} = (e_j - e_h)/(T_j - T_h)$ и $B_{02} = (e_j - e_h)/(T_{0j} - T_h)$, т.е., с применением статической и полной температуры струи, а также при $B_{00} = (B_{01} + B_{02})/2$ (красные пунктирные прямые). Кроме того, на рисунке представлена синяя прямая, вычисленная по формуле $B_{02\Gamma\Gamma} = (e_{j\Gamma\Gamma} - e_h)/(T_{0\Gamma\Gamma} - T_h)$, где $e_{j\Gamma\Gamma}$ и $T_{0\Gamma\Gamma}$ определены на основе информации внутреннего контура (газогенератора).

Как показывают представленные графики $e(T)$, они представляют собой отрезки прямых линий, что свидетельствует о корректности применения методики «равномерного смешивания» [7, 8]. Несложно установить, что B_{01} и B_{02} позволяют оценить крайние значения наклона «линии смещения». Оценка на основе B_{00} оптимальна для двигателей с камерой смешения. В случае двигателей без камеры смешения, имеющих значительную степень двухконтурности ($m > 4$, примеры: CFM56-5B1 и Д-36), оценка, основанная на $B_{02\Gamma\Gamma}$, справедлива для широкого спектра режимов. Однако, при низкой степени двухконтурности ($m = 1 \div 2$, пример: JT3D-3B) рекомендуется применять оценку на основе B_{00} . Значение $m = 3$, служит переходом, требующим использования промежуточной оценки B_0 . Производитель двигателя может указывать значения B_0 в зависимости от высоты крейсерского полета, аналогично параметрам эмиссии пара [2].

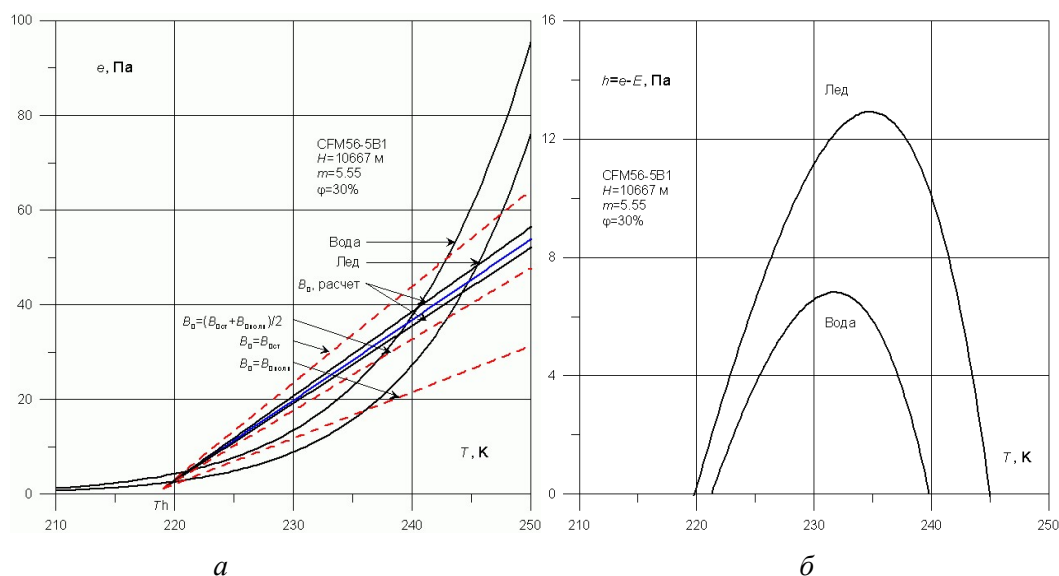


Рис. 3. Прямые смещения (а) и перенасыщение (б), CFM56-5B1

На рис. 4 показаны зависимости перенасыщения водяного пара, не учитывая конденсацию в потоке двигателя CFM56-5B1 над поверхностями воды и льда, описываемые как $h(T) = e(T) - E(T)$, где $e(T) = e_h + B_0(T - T_h)$ [4, 11]. Значение $h_{\max}$ может применяться в качестве критерия определения условий формирования конденсационного следа вблизи сопла. Анализ рис. 4 показывает, что наибольшая относительная влажность потока фиксируется на дистанции $150 \div 200$ м, где начинается образование КСС. Подобные результаты продемонстрированы на рис. 5–6 для двигателя Д-36 и на рис. 7–8 для двигателя JT3D-3B.

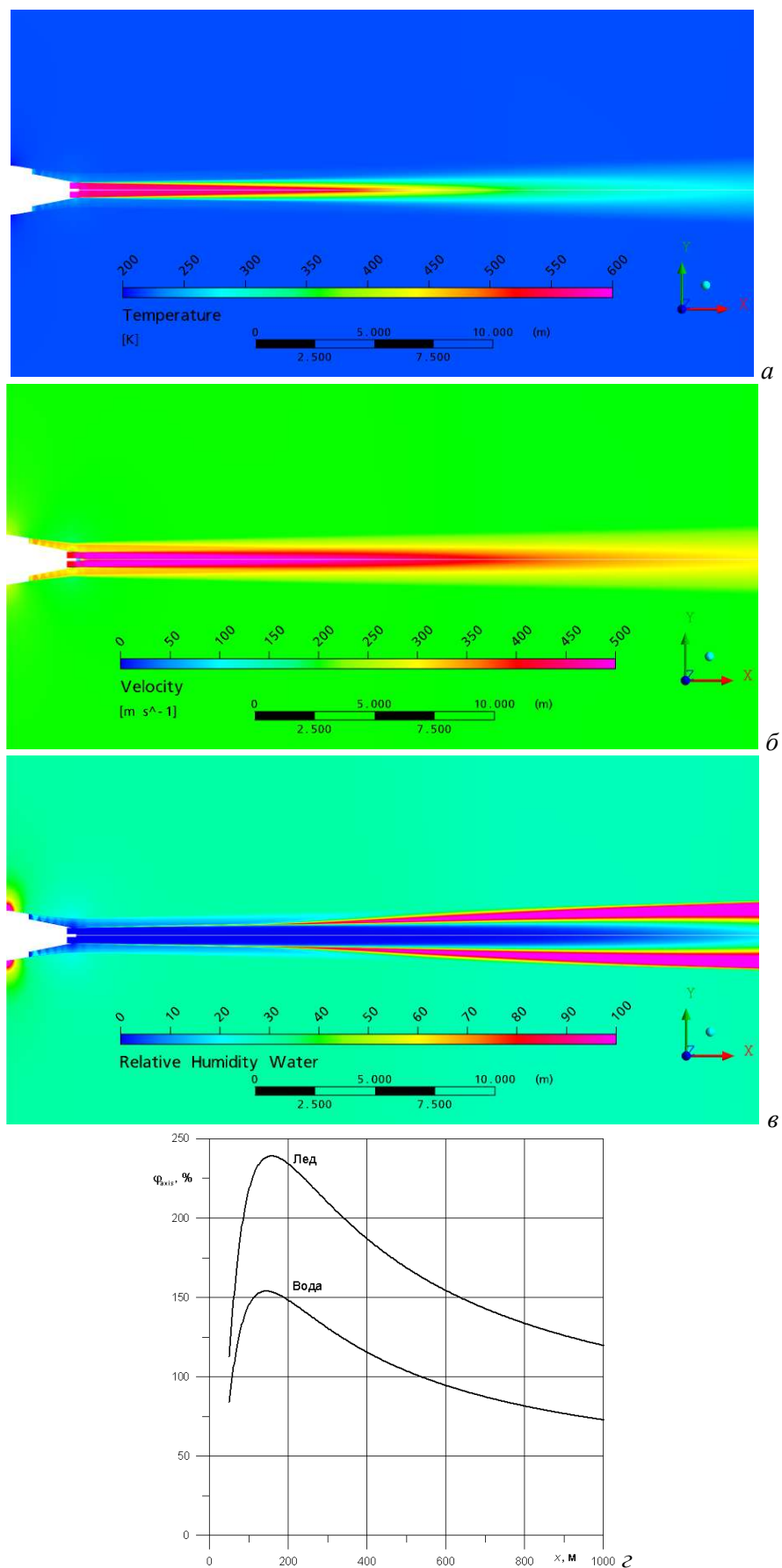


Рис. 4. Поле статической температуры (а), поле скорости (б), поле относительной над водой влажности (в) и распределения средних значений вдоль струи (г), CFM56-5B1

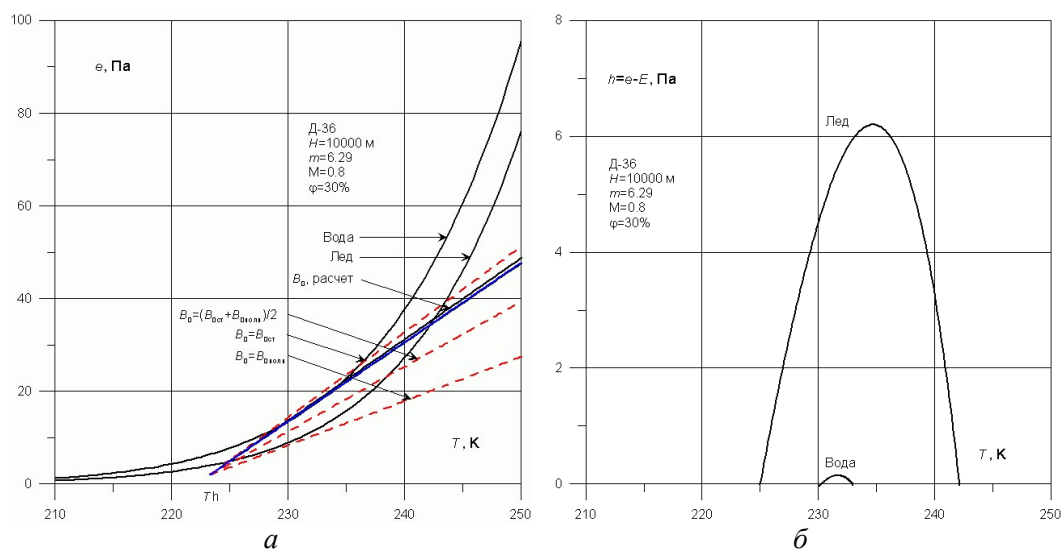
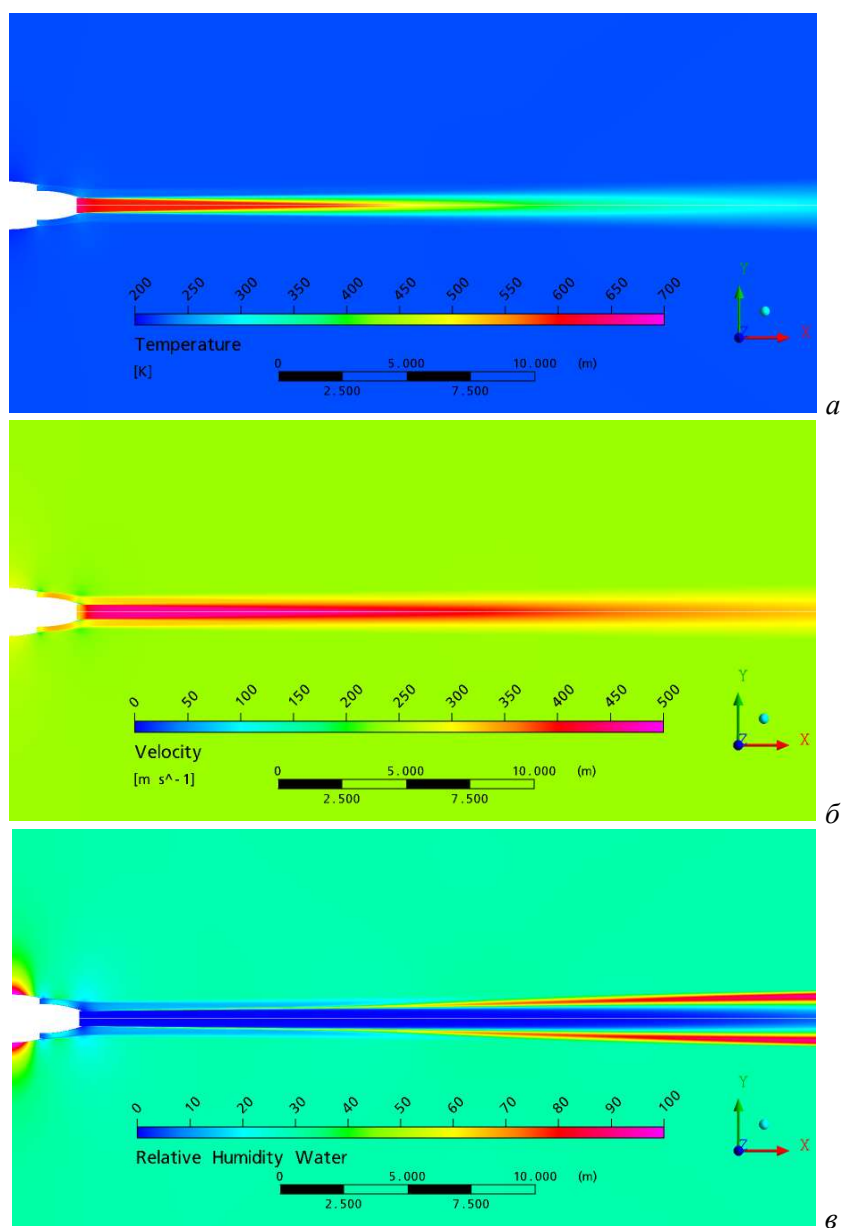


Рис. 5. Прямые смешения (а) и перенасыщение (б), Д-36



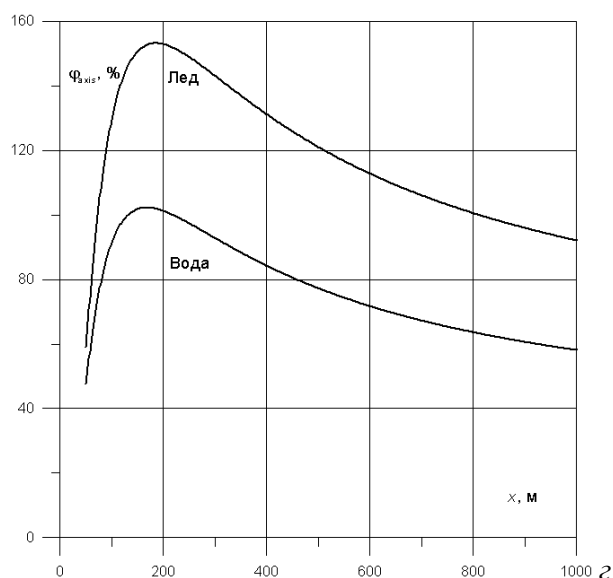


Рис. 6. Поле статической температуры (а), поле скорости (б), поле относительной над водой влажности (в) и распределения средних значений вдоль струи (z), Д-36

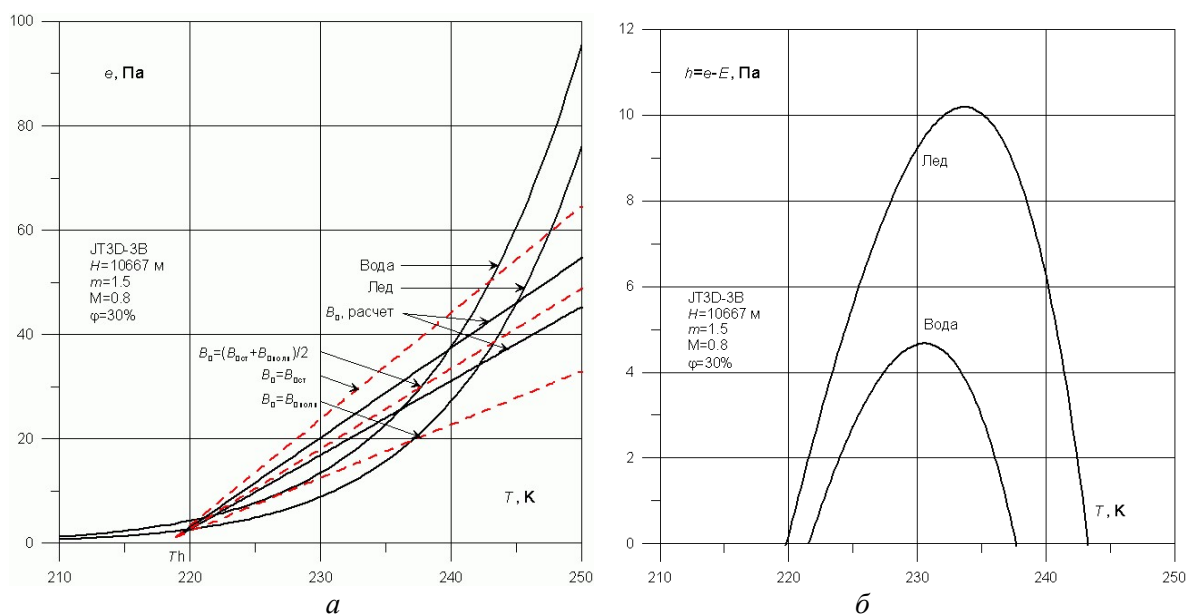
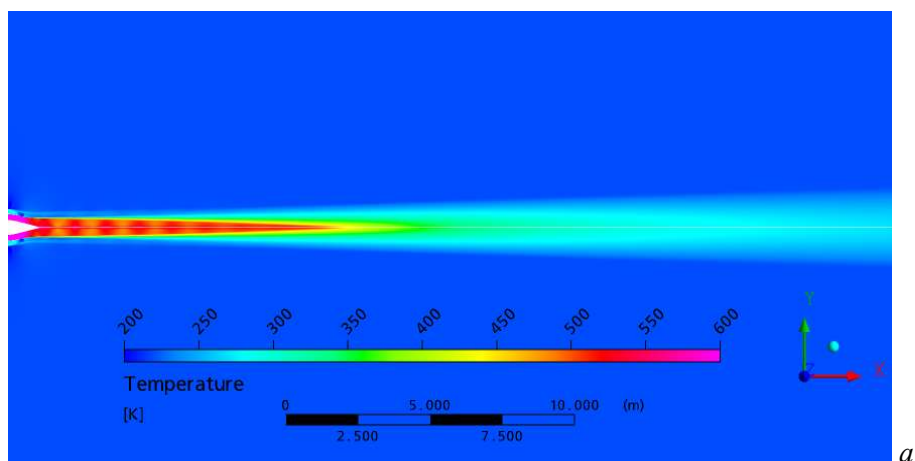


Рис. 7. Прямые смешения (а) и перенасыщение (б), JT3D-3B



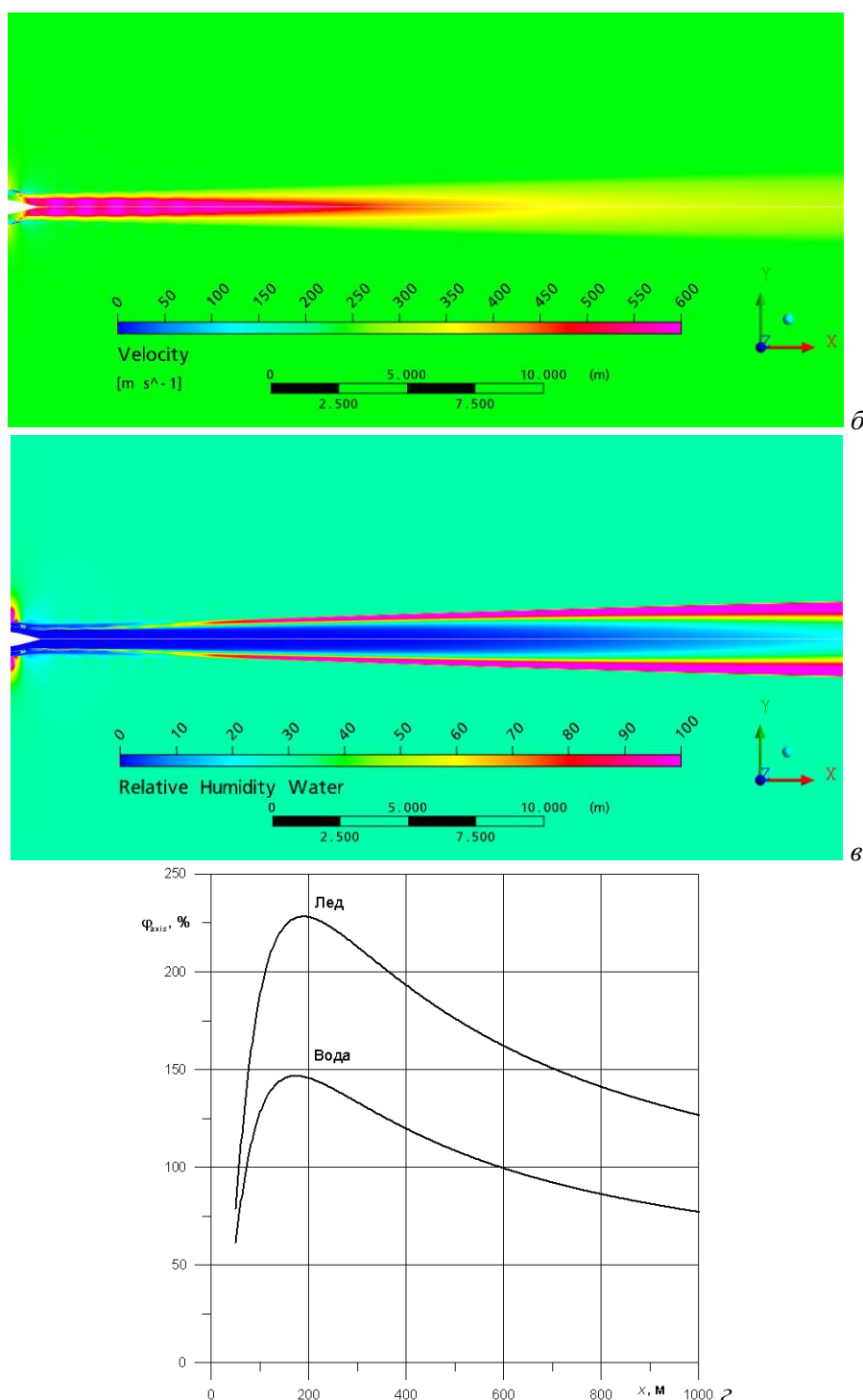


Рис. 8. Поле статической температуры (а), поле скорости (б), поле относительной над водой влажности (в) и распределения средних значений вдоль струи (г), JT3D-3B

5. Заключение

Проведенное исследование подтвердило адекватность принятой модели при анализе условий формирования конденсационного следа самолета, возникающего в результате взаимодействия выхлопной струи газотурбинного двигателя с атмосферой.

Методика предоставляет возможность, опираясь на базовые принципы, определить коэффициент наклона B_0 «прямой смещения», используя основные параметры силовой установки. Данный параметр можно рекомендовать для использования на практике, аналогично характеристикам эмиссии водяного пара.

Данный подход позволяет установить количественный критерий образования КСС, основываясь на величине $h_{\max}$ – максимальном теоретически возможном перенасыщении водяного пара в струе [11]. Указанный критерий проверялся на данных летных испытаний [4]. В перспективе, методика может быть усовершенствована за счет включения разнообразных сценариев образования конденсированной фазы, что позволит более полно отразить процессы, протекающие при формировании КСС (различные варианты образования капель и ледяных частиц с учетом электрических зарядов) [12–15].

Благодарности и ссылки на гранты

Автор выражает огромную благодарность коллегам из МФТИ (к.ф.-м.н. Вороничу Ивану Викторовичу) и ЛИИ им. М.М. Громова, сформировавшим в свое время постановку задачи, за всестороннюю поддержку работы.

Литература

1. Приложение 16 к Конвенции о Международной гражданской авиации // Охрана окружающей среды // Эмиссия авиационных двигателей // ИКАО. 2023. Т. 2, вып. 5.
2. ICAO Engine Exhaust Emissions Databank // ICAO Doc. № 9646-AN/943. First Edition. 1995. (Implementation of Issue №30, 23 July 2023).
URL: <https://www.easa.europa.eu/en/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>
3. Иванова А. Р. Влияние авиации на окружающую среду и меры по ослаблению негативного воздействия // Труды Гидрометцентра России. 2017. № 365. С. 5–14.
4. Dedesh V. T., Grigoriev M. A., Zamyatin A. N., Zhelannikov A. I. Calculation assessment of formation, existence and destruction of aircraft condensation trails with account of interaction with wake vortices // Int. Conference on Environmental Science and Biological Engineering (ESBE). 2014. Beijing, 17 p.
5. Lee D. S., Fahey D. W., Skowron A., Allen M. R., Burkhardt U., Chen Q., et al. The contribution of global aviation to anthropogenic climate forcing for 2000 to 2018 // Atmos. Environ. 2021. Vol. 244.
6. Абрамович Г. Н. Теория турбулентных струй. Москва: Наука, 1984. 716 с.
7. Schumann U., Busen R., Plohr M. Experimental test of the influence of propulsion efficiency on contrail formation // Journal of Aircraft. 2000. Vol. 37. № 6. Pp. 1083–1087.
8. Schumann U. A Contrail Cirrus Prediction Model // Geoscientific Model Development Discussions. 2012. Vol. 5. № 3. Pp. 543–580.
9. Huang J. A Simple Accurate Formula for Calculating Saturation Vapor Pressure of Water and Ice // J. Applied Meteorology and Climatology. 2018. Vol. 57. № 6. Pp. 1265–1272.
10. Wilcox D.C. Turbulence Modeling for CFD. DCW Industries, 2006. Pp. 34–43.
11. Дедеш В. Т., Киосе С. Н., Вид В. И., Кагарманов Р. Л., Воронич И. В., Павлова Э. Г., Тенишев Р. Х., Румянцева Г. П., Степанова С. Ю. Патент RU 2532995 С1 от 20.11.2014. Правообладатель ЛИИ им. М.М. Громова.
12. Стасенко А. Л. Физическая механика многофазных потоков. Москва, МФТИ, 2005. С. 118 с.
13. Поповичева О. Б., Старик А. М. Авиационные сажевые аэрозоли: физико-химические свойства и последствия эмиссии в атмосферу (обзор) // Известия РАН. Физика атмосферы и океана. 2007. Т. 43. № 2. С. 147–164.
14. Schumann U. Formation, properties and climatic effects of contrails // Comptes Rendus. Physique. 2005. Vol. 6. № 4–5. Pp. 549–565.
15. Schneider E., Czech H., Popovicheva O., et al. Mass spectrometric analysis of unprecedented high levels of carbonaceous aerosol particles long-range transported from wildfires in the Siberian Arctic // Atmos. Chem. Phys. 2024. № 24. Pp. 553–576.

References

1. Annex № 16 to the Convention on International Civil Aviation, *Environmental protection. Aircraft Engine Emissions*, ICAO, 2023, vol. 2, no. 5.
2. ICAO Engine Exhaust Emissions Databank, ICAO Doc. № 9646-AN/943, First Edition, 1995, (Implementation of Issue №30, 23 July 2023),
URL: <https://www.easa.europa.eu/en/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>
3. Ivanova A. R., The impact of aviation on the environment and measures to mitigate negative impacts, *Proceedings of the Hydrometeorological Center of Russia*, 2017, no. 365, pp. 5–14 [in Russian].
4. Dedesh V. T., Grigoriev M. A., Zamyatin A. N., Zhelannikov A. I., Calculation assessment of formation, existence and destruction of aircraft condensation trails with account of interaction with wake vortices, *Int. Conference on Environmental Science and Biological Engineering (ESBE)*, 2014, Beijing, pp. 17–23.
5. Lee D. S., Fahey D. W., Skowron A., Allen M. R., Burkhardt U., Chen Q., et al., The contribution of global aviation to anthropogenic climate forcing for 2000 to 2018, *Atmos. Environ.*, 2021, vol. 1244, 244 p. <https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2020.117834>
6. Abramovich G. N., *Theory of turbulent jets*, Moscow, Science Publishing House “Nauka”, 1984, 716 p. [in Russian].
7. Schumann U., Busen R., Plohr M., Experimental test of the influence of propulsion efficiency on contrail formation, *Journal of Aircraft*, 2000, vol. 37, no. 6, pp. 1083–1087. DOI:10.2514/2.2715
8. Schumann U., A Contrail Cirrus Prediction Model, *Geoscientific Model Development Discussions*, 2012, vol. 5, no. 3, pp. 543–580. DOI:10.5194/gmdd-4-3185-2011
9. Huang J., A Simple Accurate Formula for Calculating Saturation Vapor Pressure of Water and Ice, *J. Applied Meteorology and Climatology*, 2018, vol. 57, no. 6, pp. 1265–1272.
<https://doi.org/10.1175/JAMC-D-17-0334.1>
10. Wilcox D. C., *Turbulence Modeling for CFD*, DCW Industries, 2006, pp. 34–43.
11. Dedesh V. T., Kiose S. N., Vid V. I., Kagarmanov R. L., Voronich I. V., Pavlova E. G., Tenishev R. H., Rumyantseva G. P., Stepanova S. Y., Patent RU 2532995 C1 dated 11/20/2014, The copyright holder is OJSC "LII named after M.M. Gromov".
12. Stasenko A. L., *Physical mechanics of multiphase flows*, Moscow, MIPT, 2005, 118 p. [in Russian].
13. Popovicheva O. B., Starik A. M., Aviation soot aerosols: physicochemical properties and effects of atmospheric emissions (review), *News of the Russian Academy of Sciences. Physics of the Atmosphere and Ocean*, 2007, vol. 43, no. 2, pp. 147–164 [in Russian].
14. Schumann U., Formation, properties and climatic effects of contrails, *Comptes Rendus. Physique*, 2005, vol. 6, no. 4–5, pp. 549–565. <https://doi.org/10.1016/j.crhy.2005.05.002>
15. Schneider E., Czech H., Popovicheva O., et al., Mass spectrometric analysis of unprecedented high levels of carbonaceous aerosol particles long-range transported from wildfires in the Siberian Arctic, *Atmos. Chem. Phys.*, 2024, no. 24, pp. 553–576. <https://doi.org/10.5194/acp-24-553-2024>

Статья поступила в редакцию 22 апреля 2025 г.