

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 533.697, 629.7

Расчетное исследование условий образования конденсационных следов самолетов

Д.В. Апраксин, И.В. Воронич

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Computational study of the aircraft condensation trail formation

D.V. Apraksin, I.V. Voronich

Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University)

Рассмотрена проблема определения условий образования конденсационных следов самолетов при смешении струи турбореактивного двухконтурного двигателя со спутным потоком (атмосферой). Подход к решению этой проблемы базируется на численном решении системы уравнений газовой динамики (уравнений Рейнольдса) с учетом конфигурации сопловой части турбореактивного двухконтурного двигателя. В расчетах учтены геометрические и газодинамические параметры, влияющие на рассматриваемые явления для нескольких типов турбореактивных двухконтурных двигателей, включая степень двухконтурности, параметры внутреннего и внешнего потоков, эмиссию водяного пара и др. Результаты исследования необходимы для обоснования критерия формирования устойчивых конденсационных следов самолетов, использующего степень перенасыщения водяного пара в струе двигателя. Проанализированы примеры формирования конденсационных следов самолетов на основе известных данных летных экспериментов.

EDN: OKOHOG, <https://elibrary/okohog>

Ключевые слова: пассажирский самолет, турбореактивный двухконтурный двигатель, струя, конденсационные следы, спутный поток, эмиссия водяного пара

The paper considers a problem in determining conditions for the aircraft condensation trail formation when mixing the bypass turbofan engine jet with a cocurrent flow (atmosphere). Approach to solving the problem is based on a numerical solution of the gas dynamics equations system (Reynolds equations) taking into account configuration of the bypass turbofan engine nozzle section. Computation uses the geometric and gas-dynamic parameters that affect the phenomena under consideration for several types of the bypass turbofan engines, and includes the bypass ratio, parameters of the internal and external flows, water vapor emission, etc. Study results are required to substantiate the criterion for formation of the aircraft stable condensation trails using the supersaturation degree of the water vapor in an engine jet. The paper analyzes examples of forming the aircraft condensation trails based on the known data from the flight experiments.

EDN: OKOHOG, <https://elibrary/okohog>

Keywords: passenger aircraft, bypass turbofan engine, jet, condensation trails, cocurrent flow, water vapor emission

Авиационные выбросы являются существенным антропогенным источником загрязнения атмосферы, который имеет глобальный характер и регулируется конвенцией ИКАО о международной гражданской авиации и авиационными властями [1, 2]. Кроме эмиссии парниковых газов и сажевых частиц, авиационные перелеты влияют на образование перистых облаков верхнего яруса, инициируемых в том числе конденсационными следами самолетов (КСС) [3, 4]. Эти факторы достаточно важны при оценке изменения радиационного баланса Земли [5].

Условия образования устойчивого КСС определяются как характеристиками струи турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД), так и локальными атмосферными условиями. Поэтому для анализа условий образования КСС необходимы реалистичные данные по смешению струи ТРДД со спутным потоком (атмосферой на высоте полета). Современный подход базируется на численном решении системы уравнений газовой динамики (уравнений Рейнольдса) с учетом конфигурации сопловой части ТРДД. В моделировании должны быть учтены геометрические и газодинамические параметры, влияющие на рассматриваемые явления для

конкретных типов ТРДД, включая степень двухконтурности, параметры внутреннего и внешнего потоков, эмиссию водяного пара и др. На этой основе можно построить методику количественной оценки условий образования КСС, используя критерий максимального теоретически возможного перенасыщения водяного пара в струе ТРДД.

Цель работы — расчетное исследование смешения струй различных ТРДД со спутным потоком при полете пассажирского самолета в атмосфере для определения условий формирования устойчивых КСС на основе количественного критерия максимального теоретически возможного перенасыщения водяного пара в струе.

В качестве объекта исследования выступала струя современного ТРДД в процессе смешения с атмосферой при полете гражданского самолета. Анализ выполнен с использованием основных общедоступных данных о ТРДД CFM56-5B1, JT3D-3B и Д-36.

Модель спутной струи. Схема течения турбулентной струи в спутном потоке с обозначением характерных областей приведена на рис. 1, заимствованном из работы [6]. Истека-

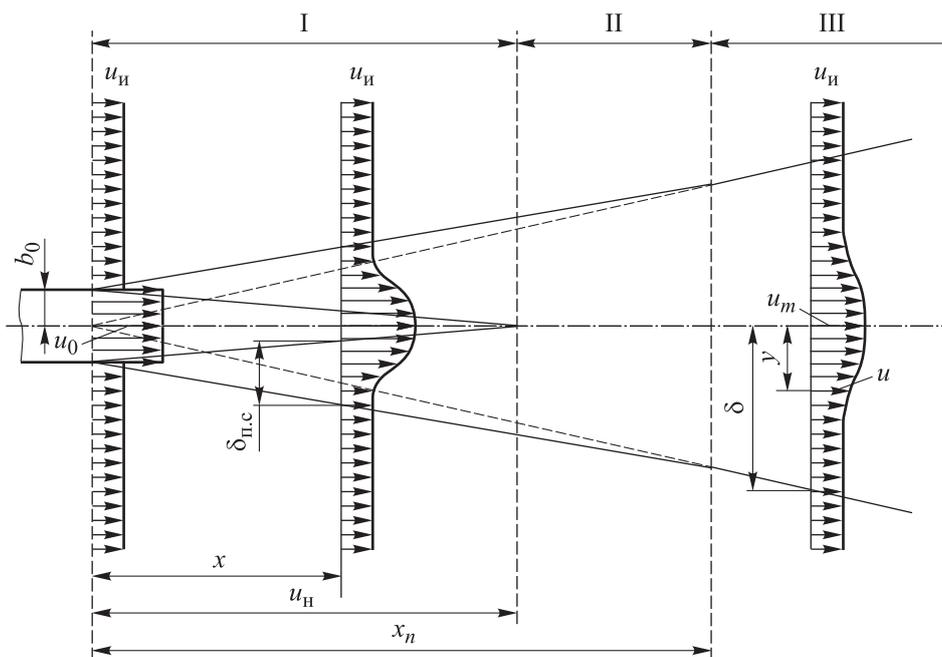


Рис. 1. Схема течения турбулентной струи в спутном потоке: I, II и III — начальный участок, переходный и основной участки соответственно

ющая из сопла струя смешивается со спутным потоком, образуя свободный пограничный слой на границе струи и внешнего потока, который развивается вниз по течению на начальном участке I и переходит в развитую турбулентную струю (основной участок III).

Для ТРДД без камеры смешения эту схему следует модифицировать так, чтобы струя разбивалась на две части — горячую (внутреннюю) и холодную (наружную). Соотношение расходов газа в этих струях определяет степень двухконтурности. Конфигурация такого течения на начальном участке будет более сложной и зависящей от соотношения длин начальных участков наружной и внутренней струй. После завершения начального участка составной струи на переходном участке II образуется единая турбулентная струя с профилями газодинамических переменных, идентичными профилям обычной струи в спутном потоке.

Анализ эволюции струи проводят на основе известных радиальных распределений переменных на различном удалении от сопла. Известно [6], что на основном участке осесимметричной турбулентной струи в спутном потоке профили основных переменных (температуры T , продольной скорости U и пассивной примеси) имеют 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 x — координата вдоль оси струи; r — радиус струи; $f_m(x)$ и f_h — параметры на оси струи и во внешнем потоке; $b(x)$ — условный радиус струи; $F(z)$ — универсальная функция экспоненциального типа [6].

Для обеспечения конечности пределов интегрирования функцию $F(z)$ можно упростить до степенной с показателем α [6]: $F(z) = 1 - z^\alpha$, $0 \leq z \leq 1$. Согласование расчетных и экспериментальных данных с распределениями (1) достигается, как правило, при $x > 5D$, где D — диаметр наружного контура.

Принимаем, что течение потока является турбулентным во всей расчетной области, включая внутренний поток сопла. Чтобы учесть распределение водяного пара в струе, будем считать пар (удельную влажность) пассивной примесью, переносимой вместе со скоростью потока и диффундирующей за счет процессов молекулярного и турбулентного переноса.

В отличие от пассивной примеси (к которой с некоторыми допущениями относят и стати-

ческую температуру), типичное распределение относительной влажности в струе носит монотонный характер: от оси струи относительная влажность растет до максимального значения в слое смешения, затем падает на его внешней границе до величины в атмосфере. По мере развития струи радиальное распределение относительной влажности в струе выравнивается, максимальное и минимальное значения сближаются благодаря процессам перемешивания.

Наиболее важным показателем развития струи является изменение осредненных параметров по мере удаления от сопла. Для получения таких параметров необходимо провести осреднение температуры и удельной влажности в различных сечениях струи. При предположении, что струя является изобарической, для основного участка струи средние температура $\tilde{T}(x)$ и удельная влажность $\tilde{q}(x)$ имеют следующий вид:

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

Здесь $\rho(x,r)$ — плотность, определяемая из уравнения состояния

$$p = \rho RT,$$

где p — давление, $p = P_h$ (P_h — статическое давление в атмосфере на высоте полета H); R — газовая постоянная.

Предположение об изобаричности дает неверные результаты для сильно нерасчетных струй, но при умеренной нерасчетности такое

допущение обосновано для основного участка струи.

Параметры на оси струи (в качестве которых выступают q , T , U) определяются как [6]

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

где x — координата, измеряемая от точки (фокуса струи) внутри сопла (в дальнейшем для удобства x отсчитывали от среза сопла); индекс « j » соответствует сечению среза сопла (для двухконтурного двигателя взвешенное среднее); x_f — координата переходного сечения, которая специфична для каждого параметра; $\sqrt{\rho_j/\rho_h}$ — параметр, учитывающий разницу плотностей в струе ρ_j и спутном потоке ρ_h .

При обработке расчетных данных координата переходного сечения x_f определяется на основе подбора аппроксимации (3) для распределения параметра вдоль оси струи с учетом неопределенности.

Вычисление интегралов (2) приводит к громоздким выражениям для средних, которые не приведены. Важно, что средние величины на основном участке струи не зависят от условного радиуса струи $b(x)$. На основе такого представления можно проанализировать изменение состояния струи по мере ее развития при смешении со спутным потоком.

Для сопоставления полученных результатов с известным способом описания эволюции струи [7] данные для основного участка струи представлены в координатах парциальное давление $\tilde{e}(x)$ — температура $\tilde{T}(x)$, так что координата x является параметром. Среднее парциальное давление паров воды как функция координаты x имеет вид $\tilde{e}(x) = 1,611P_h\tilde{q}(x)$. Тогда кривая смещения $\tilde{e}(\tilde{T})$ — параметрическая на основе зависимостей $\tilde{e}(x)$ и $\tilde{T}(x)$. Кривую смещения $\tilde{e}(\tilde{T})$ обычно сравнивают с кривыми насыщения водяного пара над поверхностью воды и льда [7, 8]. Известно [7, 8], что $\tilde{e}(\tilde{T})$ является прямой, поэтому далее она называется прямой смещения.

Расчетная модель и режимы. Для газодинамического анализа необходимы следующие параметры: T_h и P_h — статические температура и давление в атмосфере на высоте полета H ; φ_w — относительная влажность по воде на высоте полета; $V_{п}$ — скорость полета (скорость спутного потока); $m = G_H/G_B$ — степень двухконтурности, равная отношению массовых расходов из

наружного G_H и внутреннего G_B контуров; $G \equiv G_H + G_B$ — расход воздуха на входе в вентилятор; T_{0H} и T_{0B} — полные температуры потока на выходе наружного и внутреннего контуров.

Дополнительно необходимо задать реалистичные значения интенсивности турбулентности ϵ и масштаба энергонесущих вихрей l в спутном потоке и на выходе контуров, а также удельные влажности струй наружного q_H и внутреннего q_B контуров и спутного потока q_h на высоте H .

К геометрическим параметрам, определяющим форму сопловой части двигателя, относятся L_{mix} — расстояние между выходными сечениями сопел наружного $L_{\text{с.н.к}}$ и внутреннего контуров, $L_{\text{mix}} = L_{\text{с.в.к}} - L_{\text{с.н.к}}$; а также $D_{\text{с.н.к}}$, $d_{\text{с.н.к}}$ и $D_{\text{с.в.к}}$, $d_{\text{с.в.к}}$ — наружные и внутренние диаметры соответствующих сечений сопел наружного и внутреннего контуров.

Для расчетов приняты следующие геометрические параметры ТРДД:

- для CFM56-5B1

$$L_{\text{mix}} = 1,668 \text{ м}; D_{\text{с.н.к}} = 1,756 \text{ м}; d_{\text{с.н.к}} = 1,317 \text{ м}; D_{\text{с.в.к}} = 0,648 \text{ м}; d_{\text{с.в.к}} = 0,115 \text{ м};$$

- для Д-36

$$L_{\text{mix}} = 1,566 \text{ м}; D_{\text{с.н.к}} = 1,512 \text{ м}; d_{\text{с.н.к}} = 1,112 \text{ м}; D_{\text{с.в.к}} = 0,589 \text{ м}; d_{\text{с.в.к}} = 0 \text{ м};$$

- для JT3D-3B

$$L_{\text{mix}} = 0,25 \text{ м}; D_{\text{с.н.к}} = 1,042 \text{ м}; d_{\text{с.н.к}} = 0,824 \text{ м}; D_{\text{с.в.к}} = 0,698 \text{ м}; d_{\text{с.в.к}} = 0,276 \text{ м}.$$

Для расчетов выбраны следующие параметры турбулентности: $\epsilon_h = 0,01$; $\epsilon_H = \epsilon_B = 0,05$; $l_h = l_H = l_B = 0,03$ м, где ϵ_h , ϵ_H , ϵ_B — интенсивность турбулентности в спутном потоке, струе наружного и внутреннего контура соответственно; l_h , l_H , l_B — аналогичные масштабы энергонесущих вихрей.

Удельные влажности спутного потока q_h и струи наружного контура q_H , принятые равными ($q_h = q_H$), определяются на основе его процентной относительной влажности φ_w следующим образом:

$$q_h = \frac{\varphi_w E_s(T_h)}{100 \cdot 1,611P_h}.$$

Здесь E_s — давление насыщенных паров над водой, определяемое по формуле Магнуса [9]

$$E_s(T) = 611e^{\frac{at}{b+t}},$$

где $a = 17,5$; $b = 241,2$ К; $t = T - 273,15$ К.

Удельная влажность струи внутреннего контура q_B определяется с помощью индекса паро-

Условия полета и режимы работы ТРДД

ТРДД	M	H, м	P_h , Па	T_h , К	φ_w , %	m	$V_{пз}$, м/с	G, кг/с	$T_{0н}$, К	$T_{0в}$, К	Устойчивый КСС
CFM56-5B1	0,674	10 667	23 900	219,0	30	5,55	200,00	151,5	281,5	683,3	Есть
Д-36	0,800	10 000	26 500	223,3	30	6,29	239,74	124,1	282,9	695,9	Нет
JT3D-3B	0,800	10 667	23 913	218,9	30	1,50	237,40	79,4	300,6	667,7	Есть

выделения топлива или напрямую по данным эмиссии пара q_e , заявленным производителем ТРДД [2]:

$$q_v = q_e + q_h.$$

Условия полета и режимы работы ТРДД на основе данных летного эксперимента [4, 7, 8] приведены в таблице, где M — число Маха. В работе [8] за основу взят полет самолета А340-300 на высоте 10 667 м со скоростью 200 м/с в условиях, близких к стандартной атмосфере при относительной влажности $\varphi_w = 30\%$.

Для решения поставленной задачи, в частности для корректного анализа формирования полей удельной и относительной влажности, необходимо получить реалистическую газодинамическую картину течения с учетом формы сопла. Это связано и с тем, что реальные струи обладают небольшой степенью нерасчетности и нормализуются на расстоянии от среза порядка нескольких калибров, становясь изобарическими при небольшом изменении их площади сечения [6].

Так как необходимо учесть особенности потоков, сходящих с твердых поверхностей (в настоящей работе без учета влияния крыла), расчетная область должна содержать часть внешней и внутренней поверхностей сопла и разделителя потоков. Для этого граница выхода из каждого контура углубляется внутрь контура. Для полноценного анализа развития струи размер расчетной области вниз по течению должен составлять примерно 100 калибров ($D_{с.в.к.}$), а в радиальном направлении — около 20 калибров. Трехмерную расчетную область получают вращением вокруг оси двумерной расчетной области на небольшой угол.

Выбор количества узлов и настройка параметров расчетной сетки проведены с учетом структуры и масштабов течения с соблюдением критериев качества расчетной сетки, обеспечивая сгущение узлов к твердым стенкам, а также поперек слоя смешения. Расчетная сетка не должна быть слишком грубой вниз по течению,

чтобы обеспечивать правильное описание развития струи. Пример блочной структуры расчетной сетки приведен на рис. 2.

Турбулентный пограничный слой на внешней и внутренней поверхностях сопла характеризуется числом Рейнольдса $Re \approx 10^7$, отсюда следует оценка его толщины $\delta_{п.с} \approx L Re^{-0.2} \approx 1$ см, где $L \approx 1$ м — характерный масштаб длины. Толщина слоя смешения (свободного пограничного слоя) на начальном участке вблизи сопла определяется толщиной турбулентного пограничного слоя, поэтому к нему применимы те же масштабы. В силу этого характерный размер ячейки по нормали к твердой стенке и поперек слоя смешения должен быть не более 1 мм, а в продольном направлении ячейки — порядка 1 см. При таких условиях характерная размерность расчетной сетки для задачи в осесимметричной постановке составляет 0,5...1,0 млн узлов.

Граничные условия должны обеспечивать как фиксацию ключевых параметров течения, так и возможность проведения устойчивого расчета и получения корректного численного решения. На границе втекания спутного потока фиксируются направление потока по нормали к границе, полное давление и температура, параметры турбулентности и удельная влажность, а на выходе каждого контура — направление потока по нормали к границе, расход массы, полная температура, параметры турбулентности и удельная влажность.

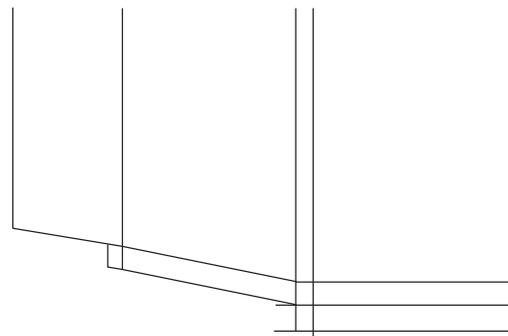


Рис. 2. Блочная структура расчетной сетки для CFM56-5B1

На плоскостях симметрии следует использовать условия симметрии (равенство нулю производных по нормали к поверхности от параметров потока плюс условие непротекания). При изучении трехмерных эффектов, например, в закрученной струе, на этих плоскостях необходимо поставить условие вращательной периодичности. На твердых стенках сопла заданы условия прилипания (обращение в нуль вектора скорости на стенке) с учетом разрешения вязкого подслоя сеткой и условия на теплообмен (например, задание нулевого теплового потока — адиабатическая стенка). На выходе расчетной области вниз по течению необходимо фиксировать среднее по границе статическое давление, равное атмосферному, а на ее верхней границе — статическое давление с экстраполяцией вектора скорости для обеспечения эжекции газа.

Начальные условия для расчета выбирались заданием двухслойной струи в спутном потоке с гладкими профилями радиальных распределений переменных. При таких начальных условиях формирование развитой струи происходит существенно быстрее.

Численный метод, применяемый для решения системы уравнений Рейнольдса, должен быть консервативным, не порождающим паразитных осцилляций переменных, а также достаточно точным и устойчивым [10]. Этим критериям удовлетворяют конечно-объемные

TVD-схемы, использующие неявные методы интегрирования по времени первого или второго порядка точности. Такие методы позволяют выполнять расчет как с большим шагом по времени, так и с малым, в зависимости от характера численного решения. Для струйных неустановившихся течений на начальном этапе необходимо проводить расчет с шагом по времени Δt , оценка которого определяется критерием Куранта (как правило, $\Delta t \sim 10^{-5}$ с).

Рассматриваемая задача требует значительных компьютерных ресурсов, так как установление решения происходит за $\sim 10\,000$ шагов. Расчеты проведены в программном комплексе Ansys на многопроцессорной вычислительной системе с оптимизацией производительности ее программных и аппаратных средств.

Результаты расчетов. На рис. 3, а приведены данные для основного участка струи ТРДД CFM56-5B1 в координатах $\tilde{e}(x)$ и $\tilde{T}(x)$ с учетом положения по отношению к кривым насыщения над поверхностью льда (черная кривая 1) и воды (черная кривая 2). Там же показаны два графика $\tilde{e}(\tilde{T})$, полученные при вариации координаты переходного сечения x_f для различных переменных на три калибра наружного контура в ту и другую сторону (черные прямые 3), что отражает неопределенность знаний об этом параметре при отсутствии подробных экспериментальных данных.

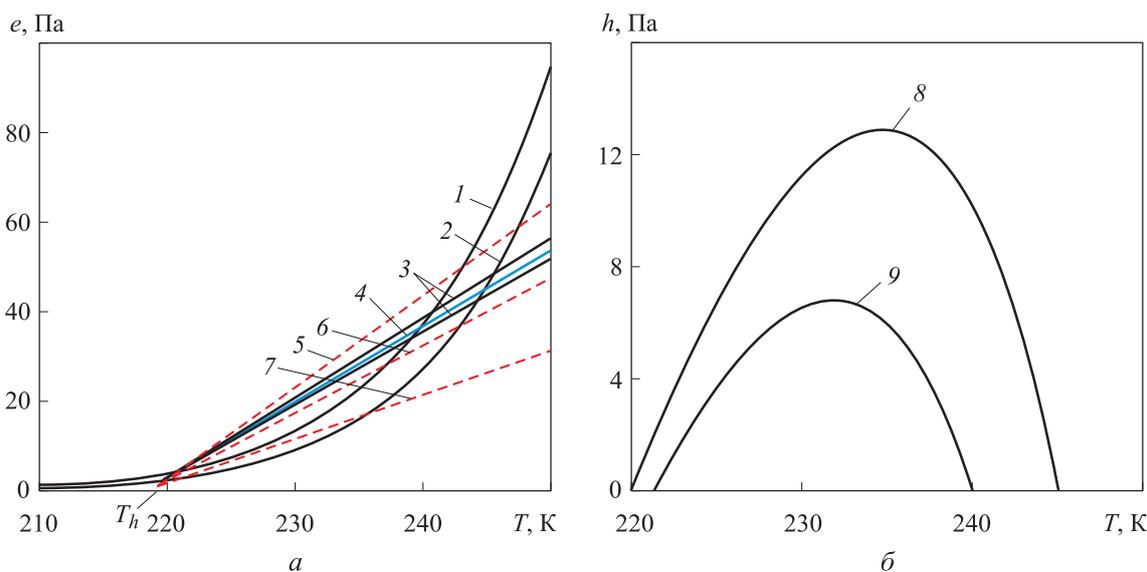


Рис. 3. Результаты расчета ТРДД CFM56-5B1 при высоте полета $H = 10\,667$ м, степени двухконтурности $m = 5,55$ и относительной влажности $\phi_w = 30\%$:
 а — кривые насыщения над водой (1), льдом (2) и прямые смешения для различных координат переходного сечения x_f (3) и коэффициентов наклона $B_{02r.f}$ (4), B_{01} (5), B_{00} (6) и B_{02} (7);
 б — кривые перенасыщения водяного пара надо льдом (8) и водой (9)

На рис. 3, а также построены прямые смешения $e = B_0(T - T_h) + e_h$ для коэффициентов наклона B_{01} (красная штриховая прямая 5) и B_{02} (красная штриховая прямая 7), т. е. при использовании статической и полной температуры струи, а также при взвешенном коэффициенте наклона B_{00} (красная штриховая прямая 6). Здесь $B_{01} = (e_j - e_h)/(T_j - T_h)$; $B_{02} = (e_j - e_h)/(T_{0j} - T_h)$; $B_{00} = (B_{01} + B_{02})/2$. Там же показана синяя прямая 4 при $B_{02г.г} = (e_{jг.г} - e_h)/(T_{0г.г} - T_h)$, где параметры $e_{jг.г}$ и $T_{0г.г}$ вычислены на основе данных для внутреннего контура (газогенератора).

Видно, что графики $\tilde{e}(T)$ являются отрезками прямых, что подтверждает правомерность использования подхода «равномерного смешения» [7, 8]. Можно убедиться, что коэффициенты B_{01} и B_{02} дают предельные оценки наклона прямой смешения. Для ТРДД с камерой смешения лучше подходит оценка на основе коэффициента наклона B_{00} . Для ТРДД без камеры смешения с высокой степенью двухконтурности ($m > 4$, для CFM56-5B1 и Д-36) в широком диапазоне режимов верна оценка на основе $B_{02г.г}$, причем при низкой степени двухконтурности

($m = 1...2$, для JT3D-3B) можно применять коэффициент наклона B_{00} . Переходным является значение $m = 3$, при котором следует использовать некоторую промежуточную оценку B_0 . Отметим, что производитель ТРДД может указывать значения коэффициента наклона B_0 по крейсерским высотам полета аналогично эмиссии пара [2].

На рис. 3, б приведены зависимости перенасыщения водяного пара без учета конденсации в струе ТРДД CFM56-5B1 над льдом (кривая 8) и водой (кривая 9) $h(T) = e(T) - E(T)$, где $e(T) = B_0(T - T_h) + e_h$ [4, 11]. Видно, что максимальное значение перенасыщения водяного пара в струе h_{\max} может служить критерием для идентификации условий образования КСС.

Поля относительной влажности по воде, льду и распределение ее средних значений вдоль струи ТРДД CFM56-5B1 приведены на рис. 4, а–в. Видно, что максимальная относительная влажность струи достигается на расстоянии 150...200 м, где начинается интенсивное образование КСС.

Аналогичные результаты получены для ТРДД Д-36 (рис. 5 и 6) и JT3D-3B (рис. 7 и 8).

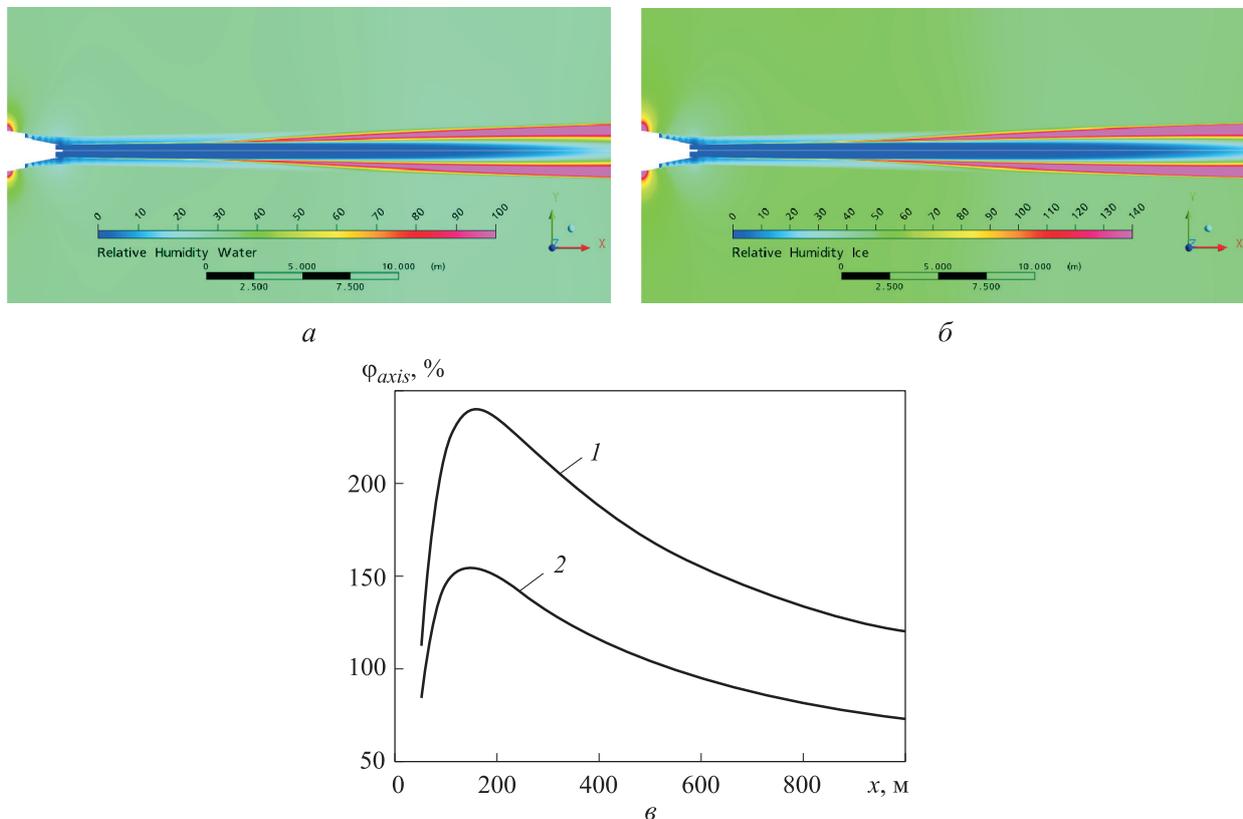


Рис. 4. Поля относительной влажности по воде (а), льду (б) и распределения ее средних значений по льду (1) и воде (2) вдоль струи (в) для ТРДД CFM56-5B1

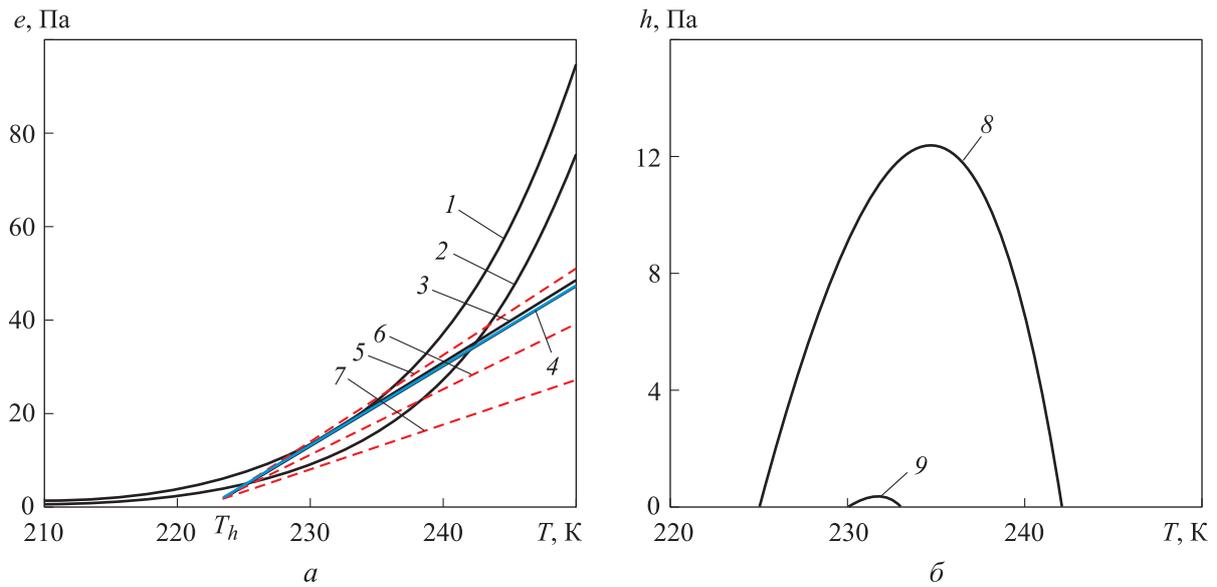


Рис. 5. Результаты расчета ТРДД Д-36 при высоте полета $H = 10\,000$ м, степени двухконтурности $t = 6,29$, числе Маха $M = 0,8$ и относительной влажности $\phi_w = 30\%$:
 а — кривые насыщения над водой (1), льдом (2) и прямые смещения для различных координат переходного сечения x_f (3) и коэффициентов наклона $B_{02г.г}$ (4), B_{01} (5), B_{00} (6) и B_{02} (7);
 б — кривые перенасыщения водяного пара над льдом (8) и водой (9)

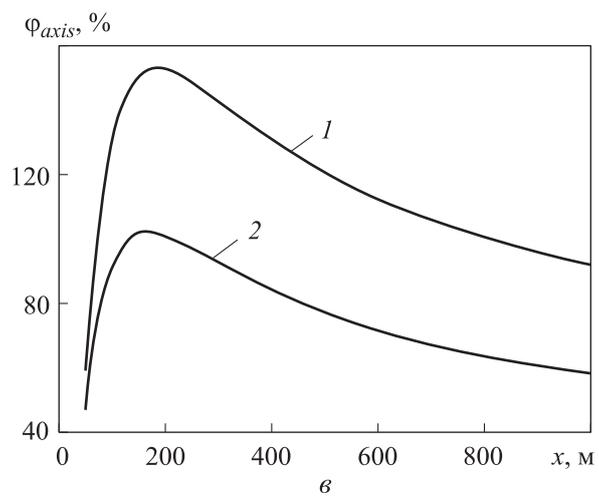
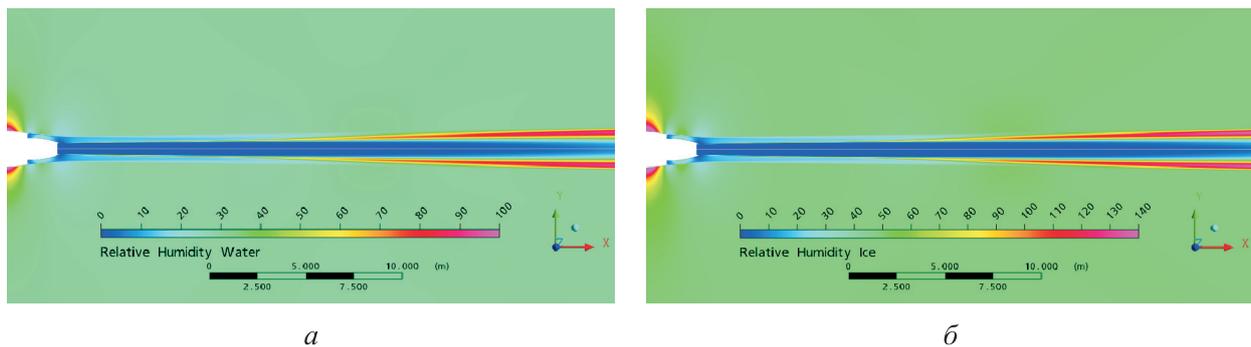


Рис. 6. Поля относительной влажности по воде (а), льду (б) и распределения ее средних значений по льду (1) и воде (2) вдоль струи (в) для ТРДД Д-36

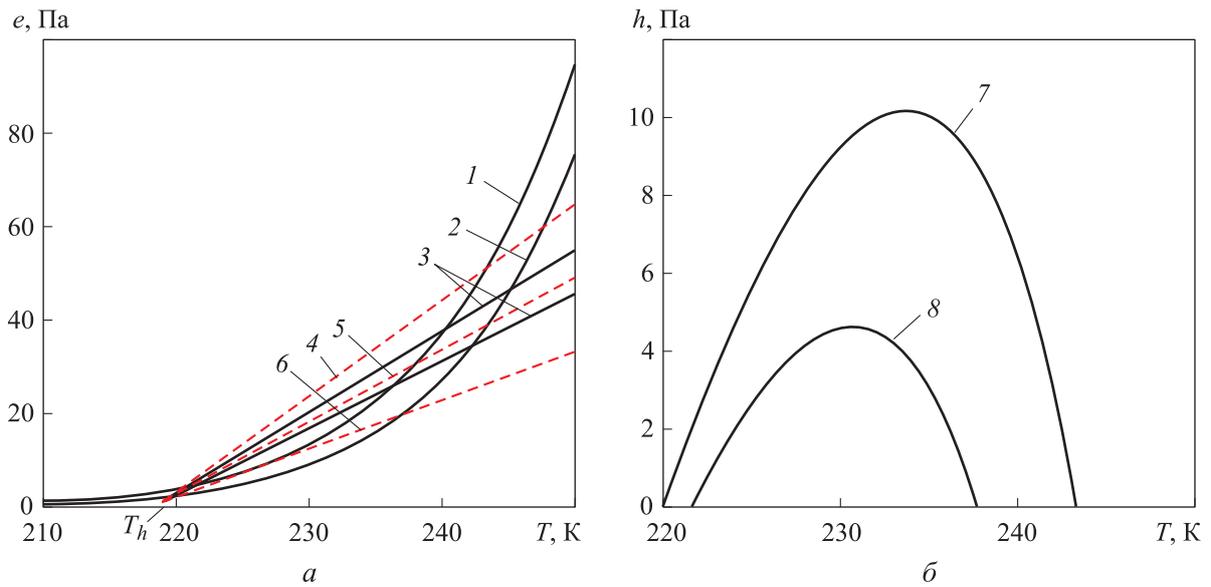


Рис. 7. Результаты расчета ТРДД JT3D-3В при высоте полета $H = 10\,667$ м, степени двухконтурности $t = 1,50$, числе Маха $M = 0,8$ и относительной влажности $\varphi_w = 30\%$:
 а — кривые насыщения над водой (1), льдом (2) и прямые смешения для различных координат переходного сечения x_f (3) и коэффициентов наклона B_{01} (4), B_{00} (5) и B_{02} (6);
 б — кривые перенасыщения водяного пара над льдом (7) и водой (8)

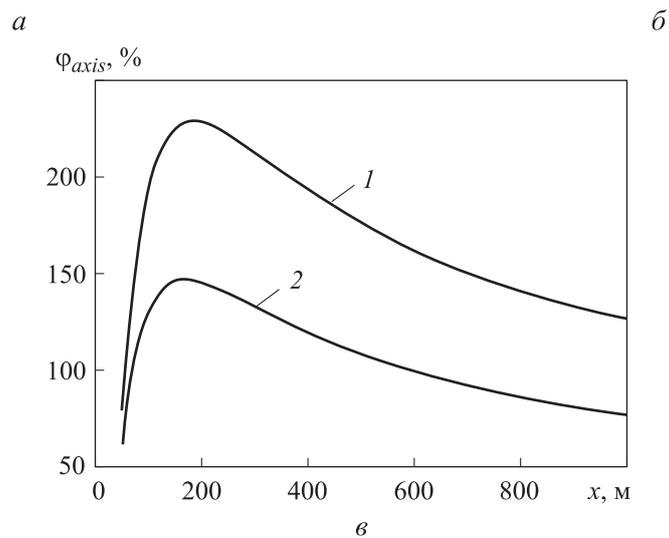
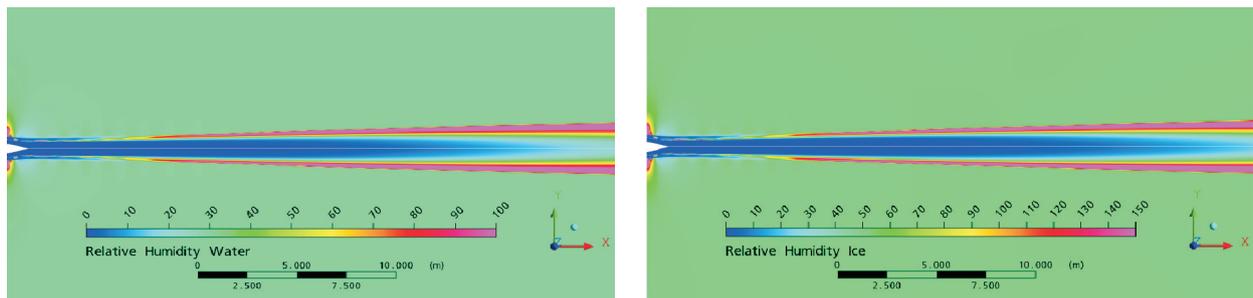


Рис. 8. Поля относительной влажности по воде (а), льду (б) и распределения ее средних значений по льду (1) и воде (2) вдоль струи (в) для ТРДД JT3D-3В

Выводы

1. Исследование показало пригодность предложенной расчетной методики для анализа условий образования КСС, возникающего при смешении струи ТРДД со спутным потоком.

2. Предложенная методика позволяет непосредственно вычислять коэффициент наклона B_0 прямой смешения на основе основных параметров ТРДД. Производителю ТРДД рекомендовано указывать значения B_0 по крейсерским высотам полета аналогично данным по эмиссии пара.

3. С помощью разработанной методики можно определить количественный критерий формирования КСС на основе максимального теоретически возможного перенасыщения водяного пара в струе h_{\max} [11]. Этот критерий проверен в летных испытаниях [4].

4. В дальнейшем методику можно развить с учетом различных сценариев образования конденсированной фазы для более полного описания процессов, происходящих при формировании КСС (различные сценарии образования капель и ледовых частиц с учетом электрических зарядов) [12–15].

Литература

- [1] Приложение №16 к Конвенции о Международной гражданской авиации. *Охрана окружающей среды. Эмиссия авиационных двигателей*. Т. 2. ICAO, 2023. 194 с.
- [2] ICAO Engine Exhaust Emissions Databank. ICAO Doc. № 9646-AN/943. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank> (дата обращения: 15.02.2025).
- [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. et al. Calculation assessment of formation, existence and destruction of aircraft condensation trails with account of interaction with wake vortices. *ESBE*, 2014, pp. 17–23.
- [5] Lee D.S., Fahey D.W., Skowron A. et al. The contribution of global aviation to anthropogenic climate forcing for 2000 to 2018. *Atmos. Environ.*, 2021, vol. 244, art. 117834, doi: <https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2020.117834>
- [6] Абрамович Г.Н. *Теория турбулентных струй*. Москва, Наука, 1984. 715 с.
- [7] Schumann U., Busen R., Plohr M. Experimental test of the influence of propulsion efficiency on contrail formation. *J. Aircraft*, 2000, vol. 37, no. 6, pp. 1083–1087, doi: <https://doi.org/10.2514/2.2715>
- [8] Schumann U. A contrail cirrus prediction model. *Geosci. Model Dev.*, 2012, vol. 5, no. 3, pp. 543–580, doi: <https://doi.org/10.5194/gmd-5-543-2012>
- [9] Huang J. A simple accurate formula for calculating saturation vapor pressure of water and ice. *J. Appl. Meteorol. Climatol.*, 2018, vol. 57, no. 6, pp. 1265–1272, doi: <https://doi.org/10.1175/JAMC-D-17-0334.1>
- [10] Wilcox D.C. *Turbulence modeling for CFD*. DCW Industries, 2006. 535 p.
- [11] Дедеш В.Т., Киосе С.Н., Вид В.И. и др. *Способ формирования модели прогноза образования конденсационных следов (КС) самолетов гражданской авиации (ГА) с конкретным типом газотурбинного двигателя и конденсационных перистых облаков (КПО) с использованием количественных показателей образования КС и КПО для экологической оптимизации полетов самолетов ГА на конкретных трассах в различных регионах земли и возможности снижения влияния эмиссии двигателей на парниковый эффект*. Патент РФ 2532995. Заявл. 14.05.2013, опубл. 20.11.2014.
- [12] Стасенко А.Л. *Физическая механика многофазных потоков*. Москва, МФТИ, 2004. 135 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, no. 4–5, pp. 549–565, doi: <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, vol. 24, no. 2, pp. 553–576, doi: <https://doi.org/10.5194/acp-24-553-2024>

References

- [1] Prilozhenie no.16 k Konventsii o Mezhdunarodnoy grazhdanskoy aviatsii. *Okhrana okruzhayushchey sredy. Emissiya aviatsionnykh dvigateley*. T. 2 [Annex No. 16 to the Convention on International Civil Aviation. Environmental protection. Aircraft engine emissions. Vol. 2]. ICAO, 2023. 194 p. (In Russ.).
- [2] ICAO Engine Exhaust Emissions Databank. ICAO Doc. no. 9646-AN/943. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank> (accessed: 15.02.2025).
- [3] Ivanova A.R. Aviation impact on environment and the measures for mitigation of negative effect. *Trudy Gidromettsentra Rossii* [Proceedings of the Hydrometcentre of Russia], 2017, no. 365, pp. 5–14. (In Russ.).
- [4] Dedesh V.T., Grigoriev M.A., Zamyatin A.N. et al. Calculation assessment of formation, existence and destruction of aircraft condensation trails with account of interaction with wake vortices. *ESBE*, 2014, pp. 17–23.
- [5] Lee D.S., Fahey D.W., Skowron A. et al. The contribution of global aviation to anthropogenic climate forcing for 2000 to 2018. *Atmos. Environ.*, 2021, vol. 244, art. 117834, doi: <https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2020.117834>
- [6] Abramovich G.N. *Teoriya turbulentnykh struy* [Theory of turbulent jets]. Moscow, Nauka Publ., 1984. 715 p. (In Russ.).
- [7] Schumann U., Busen R., Plohr M. Experimental test of the influence of propulsion efficiency on contrail formation. *J. Aircraft*, 2000, vol. 37, no. 6, pp. 1083–1087, doi: <https://doi.org/10.2514/2.2715>
- [8] Schumann U. A contrail cirrus prediction model. *Geosci. Model Dev.*, 2012, vol. 5, no. 3, pp. 543–580, doi: <https://doi.org/10.5194/gmd-5-543-2012>
- [9] Huang J. A simple accurate formula for calculating saturation vapor pressure of water and ice. *J. Appl. Meteorol. Climatol.*, 2018, vol. 57, no. 6, pp. 1265–1272, doi: <https://doi.org/10.1175/JAMC-D-17-0334.1>
- [10] Wilcox D.C. *Turbulence modeling for CFD*. DCW Industries, 2006. 535 p.
- [11] Dedesh V.T., Kiose S.N., Vid V.I. et al. *Sposob formirovaniya modeli prognoza obrazovaniya kondensatsionnykh sledov (KS) samoletov grazhdanskoy aviatsii (GA) s konkretnym tipom gazoturbinnogo dvigatelya i kondensatsionnykh peristykh oblakov (KPO) s ispolzovaniem kolichestvennykh pokazateley obrazovaniya KS i KPO dlya ekologicheskoy optimizatsii poletov samoletov GA na konkretnykh trassakh v razlichnykh regionakh zemli i vozmozhnosti snizheniya vliyaniya emissii dvigateley na parnikovyy effect* [Formation of model for forecasting of airliner gas turbine engine condensation trails (CT) and condensation fleecy clouds (CFC) with help of CT and CFC formation quantitative statistic for ecologic optimization of airliner flights in various world zones and reduction on engine emission influence on hothouse effects]. Patent RU 2532995. Appl. 14.05.2013, publ. 20.11.2014. (In Russ.).
- [12] Stasenko A.L. *Fizicheskaya mekhanika mnogofaznykh potokov* [Physical mechanics of multiphase flows]. Moscow, MFTI Publ., 2004. 135 p. (In Russ.).
- [13] Popovicheva O.B., Starik A.M. Aircraft-generated soot aerosols: physicochemical properties and effects of emission into the atmosphere. *Izvestiya RAN. Fizika atmosfery i okeana*, 2007, vol. 43, no. 2, pp. 147–164. (In Russ.). (Eng. version: *Izv. Atmos. Ocean. Phys.*, 2007, vol. 43, no. 2, pp. 125–141, doi: <https://doi.org/10.1134/S0001433807020016>)
- [14] Schumann U. Formation, properties and climatic effects of contrails. *Comptes Rendus. Physique*, 2005, vol. 6, no. 4–5, pp. 549–565, doi: <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, vol. 24, no. 2, pp. 553–576, doi: <https://doi.org/10.5194/acp-24-553-2024>

Статья поступила в редакцию 14.03.2025

Информация об авторах

АПРАКСИН Дмитрий Владимирович — инженер. Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет) (141701, Долгопрудный, Российская Федерация, Институтский пер., д. 9. e-mail: apraksin.dv@phystech.edu).

ВОРОНИЧ Иван Викторович — кандидат физико-математических наук, доцент Института аэромеханики и летательной техники. Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет) (141701, Долгопрудный, Российская Федерация, Институтский переулок, д. 9, e-mail: voronich.iv@mipt.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Апраксин Д.В., Воронич И.В. Расчетное исследование условий образования конденсационных следов самолетов. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2025, № 8, с. 112–123.

Please cite this article in English as:

Apraksin D.V., Voronich I.V. Computational study of the aircraft condensation trail formation. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2025, no. 8, pp. 112–123.

Information about the authors

APRAK SIN Dmitry Vladimirovich — Engineer. Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University) (141701, Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation, Institutskiy Lane, Bldg. 9, e-mail: apraksin.dv@phystech.edu).

VORONICH Ivan Victorovich — Candidate of Science (Physics and Math), Associate Professor, Institute of Aeromechanics and Aircraft Technology. Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University) (141701, Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation, Institutskiy Lane, Bldg. 9, e-mail: voronich.iv@mipt.ru).



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана предлагает читателям учебное пособие под редакцией В.Н. Богомолова «Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей»

Рассмотрены вопросы испытаний ракетного оружия. Показано, что процесс испытаний является составной частью проектирования и разработки образца ракетного оружия. Приведена классификация испытаний по видам и категориям, включающая в себя наземные и летные испытания, а также научно-исследовательские испытания, испытания на этапах опытно-конструкторской работы и серийного производства. Описаны методы, технические средства и оборудование для проведения испытаний ракетного оружия. Представлены фотоматериалы различных испытаний ракетного оружия, наглядно показывающие его функционирование.

Для студентов старших курсов, обучающихся по специальности 17.05.02 «Стрелково-пушечное, артиллерийское и ракетное вооружение», изучающих курсы «Испытания ракетного оружия», «Испытания ракетного и ствольного оружия». Пособие может быть полезно студентам смежных специальностей, аспирантам и инженерам.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; <https://press.bmstu.ru>