

Труды МАИ. 2025. № 141
Trudy MAI. 2025. No. 141. (In Russ.)

Научная статья
УДК 533.6.011.5, 629.423
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184498>
EDN: <https://www.elibrary.ru/HHYVNC>

МОДЕЛИРОВАНИЕ СТРУЙНОГО ТОРМОЖЕНИЯ РЕЛЬСОВОГО СТЕНДА ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ КРУПНОМАСШТАБНЫХ МАКЕТОВ СВЕРХЗВУКОВЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Виктор Александрович Горяйнов

Российский университет транспорта (МИИТ),

Москва, Российская Федерация

gorva797@mail.ru

Аннотация. В настоящей статье представлен численный анализ взаимодействия с железнодорожным полотном сверхзвуковой струи, истекающей из суперэллиптического сопла маршевого ракетного двигателя, установленного на подвижной ракетной каретке с макетом сверхзвукового пассажирского самолета 2-го поколения (СПС-2). Определена структура сверхзвуковой струи с прямоугольным поперечным сечением при её взаимодействии с набегающим потоком. Установлено не критическое воздействие струи тормозного двигателя на верхнее строение пути и отсутствие воздействия на ракетную каретку с испытуемым макетом СПС-2. Обоснована возможность строго регулировать длину тормозного пути в зависимости от величины противотяги тормозного двигателя. Результаты моделирования струйной противотяги ракетной каретки, передвигающейся на взлетно-посадочных режимах самолета, показали возможность моделировать на макетах СПС реальные перегрузки в пределах запаса прочности, проектируемых ЛА и соответственно натурные деформации в аэроупругих испытаниях.

Ключевые слова: моделирование аэродинамических испытаний, сверхзвуковой пассажирский самолет (СПС), ракетная каретка, рельсовый стенд, супер-эллиптическое сопло, струйное торможение

Для цитирования: Горяйнов В.А. Моделирование струйного торможения рельсового стенда для аэродинамических испытаний крупномасштабных макетов сверхзвуковых пассажирских самолетов // Труды МАИ. 2025. № 141. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184498>

Original article

MODELING OF JET BRAKING OF A RAIL STAND FOR AERODYNAMIC TESTING OF LARGE-SCALE MODELS OF SUPERSONIC PASSENGER AIRCRAFT

Victor A. Goryainov

Russian University of Transport (MIIT),

Moscow, Russian Federation

gorva797@mail.ru

Abstracts. This report presents an analysis of the interaction with the railway track of a supersonic jet flowing from a super-elliptical nozzle of a main engine mounted on a movable rocket carriage with an 2nd generation supersonic passenger aircraft (SPA-2) model. The structure of a supersonic jet with a rectangular cross-section during its interaction with the incoming flow is determined. A non-critical impact of the brake engine jet on the upper structure of the track and the absence of an impact on the rocket carriage with the tested SPA-2 layout was established. The possibility of strictly adjusting the length of the braking distance depending on the magnitude of the braking engine thrust is substantiated. The results of modeling the jet thrust of a rocket carriage moving on the take-off and landing modes of an aircraft have shown the ability to simulate real overloads within the safety

margin of the designed aircraft and, accordingly, full-scale deformations in aeroelastic tests on the SPA-2 models.

A mathematical model of a “multi-fluid” medium was used for numerical research. This model is adapted for calculating flows in the nozzles of a braking engine. The results of the literature analysis and modeling of jet braking of a rail stand for aerodynamic testing of SPS-2 models have shown both the relevance of developing methods for braking rocket carriages with an adjustable amount of dynamic overload, and the feasibility of adequate mathematical modeling of the aerodynamics of a rocket carriage with large-scale SPS-2 models.

The results obtained can be used to solve special problems of using systems based on the principles of rocket engines and for other national economic purposes, in particular, to develop a jet method for emergency braking of high-speed trains, which can significantly reduce the braking distance in critical situations compared to all existing means of braking high-speed trains.

Keywords: simulation of aerodynamic tests, supersonic passenger aircraft (ATP), rocket carriage, rail stand, super-elliptical nozzle, jet braking

For citation: Goryainov V.A. Modeling of jet braking of a rail stand for aerodynamic testing of large-scale models of supersonic passenger aircraft. *Trudy MAI*. 2025. No. 141. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=184498>

Обзор способов аэродинамических испытаний макетов СПС-2.

Как известно, существуют четыре способа для аэродинамических и аэроупругих испытаний крупномасштабных моделей высокоскоростной аэрокосмической техники: аэродинамические трубы, рельсовые стенды с ракетными каретками, аэробаллистические трассы и летающие лаборатории. По критериальным возможностям моделирования процессов очевидное преимущество имеют летающие лаборатории при том, что ещё такие исследования по многим аспектам значительно приближены к летным испытаниям натуральных изделий ([2]). В советское время летающие лаборатории активно использовались в области разработки гиперзвуковых

аппаратов, где СССР занимал лидирующие позиции. Конечно же, к этапу летающих лабораторий можно переходить, имея багаж знаний, накапливаемый путем математического моделирования и наземных испытаний первыми двумя способами.

Исследования в интересах высокоскоростной аэрокосмической техники в аэродинамических трубах ограничено в РФ немногочисленными стендами с большими числами Маха и Рейнольдса прежде всего таких исследовательских центров, как ЦНИИмаш и ИЦ им. М.В. Келдыша (стенд БМР). Для крупномасштабных моделей сверхзвуковых пассажирских самолетов имеются аэродинамические трубы только в ЦАГИ, на которых можно проводить исследования переходных процессов, в том числе, с учетом, так называемого, масштабного фактора и частично моделировать аэроупругие характеристики СПС.

Среди отечественных аэробаллистических трасс открытого типа наиболее широкие возможности имеет стенд Центра коллективного пользования «Многоцелевой испытательный комплекс» (ЦКП «МИК») РФЯЦ-ВНИИЭФ (www.vniief.ru/partnership/ckp/mik). Для опытов, которые затруднительны на аэробаллистических трассах и нельзя провести на неподвижном теле в движущейся среде, используются ракетные тележки. Здесь возможны исследования процессов нестационарной аэродинамики, в том числе, при наличии отбрасываемых элементов, работе аэродинамических органов управления. Здесь же - и меньшие побочные эффекты для интерференционных структур скачков уплотнения и акустических исследований ([3], [4], [5]). Добавим, что рельсовые треки естественно допускают опыты с большими числами Маха и Рейнольдса.

Начало истории ракетных кареток можно отнести к 1928 г. Энтузиаст и автор идеи Макс Валье совместно с предпринимателями Опелем и Зандером провел испытания дрезины «Опель -Зандер» Rak.3 ([1]) на семикилометровом прямом участке ж-д магистрали в Германии, где была достигнута скорость 250 км/ч. Позже Валье с другим предпринимателем на дрезине «Эйфельд-Валье» Rak.1 с пороховыми ускорителями, добился скорости около 300 км/ч. В 2000 г. на треке базы «Холломан» установлен рекорд для наземного транспорта 6600 км/ч ([7]), там же рельсовым снарядом, показанном на рис. 1, в 2003 г. была достигнута скорость $M=8.4$ (свыше

10300 км/ч). Этот трек (Holloman High Speed Test Track-HSTT) принадлежит МО США и имеет длину 15 536 м.



Рис. 1. Рельсовый снаряд – рекордсмен скорости для ракетных кареток.

Здесь же в 2019 г. была достигнута скорость $M=8.6$ ([6]). На базе есть ещё 2 трека по 6 км. Ракетные каретки рассматривались, и как железнодорожный старт для советских межконтинентальных бомбардировщиков М-4 и М-50 в ОКБ-23 Мясищева (см. рис. 2) и для многоразовой транспортной космической системы RT-8-01 в США; с рельсовых треков взлетали крупноразмерные крылатые ракеты фирмы «Нортроп» в, т. ч., N-25A «Снарк», показанная на рис. 3.

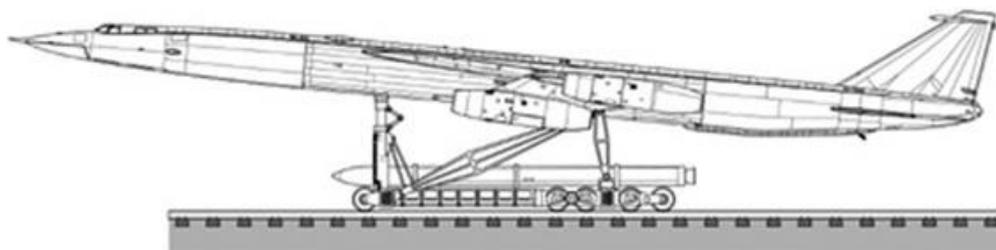


Рис. 2 Бомбардировщик М-50 на железнодорожной разгонной тележке.



Рис. 3. Крылатая ракета N-25A Snark на ракетной каретке. Архив Музея авиации и космонавтики Сан-Диего

Современные обзоры применения рельсовых треков для высокоскоростных испытаний изделий для разнообразных задач представлены в работах [9] и [10]. Классической работой по аэродинамике больших скоростей на ракетных рельсовых треках считается работа 1968 г. [11]. Технические характеристики современных рельсовых треков США (около 15 треков), Франции, Японии, Индии (3.84 км) и Турции представлены в работе [10].

Основные отечественные рельсовые треки имеют длину около 3 км и представлены в ФКП «НИО «ГБПИ России» (известное ранее, как НИИ «Геодезия»), ЦКП «МИК» РФЯЦ-ВНИИЭФ и «Государственном казенном научно-испытательном полигоне авиационных систем имени Л.К. Сафронова». В работах [3], [12], [13], [14], приводятся технические характеристики этих треков и результаты исследований с использованием ракетных кареток. Следует отметить, что на скоростях свыше 600-700 км/ч, (существенно перекрывающих взлетно-посадочные режимы), применение колесных тележек на ракетных треках становится проблематичным из-за повышенной вероятности схода с рельсового пути.

На трековых полигонах обычно уложены рельсовые пути подобные железнодорожным, но вместо колес применяют, скользящие по рельсам башмаки-салазки, обхватывающие рельсовую головку. Моделирование побочных, вредных вибрационных воздействий от башмаков-салазок при трековых испытаниях авиационной техники рассматривается в [15], [19].

Результаты численных и экспериментальных исследований аэродинамики различных объектов на зарубежных ракетных рельсовых треках за два последних десятилетия приводятся в работах [4], [5], [15], [16], [17], [18], [27]. Исследуемые объекты, кроме ракетных и самолетных ЛА, охватывают стартовые катапульты для истребителей авианосцев, катапультные системы для пилотов истребительной авиации, парашюты ([16]), показанные на рис. 4 и тормозные щиты, в том числе, для посадки зондов на другие планеты. Исследуемые эффекты: акустика, включая звуковой удар, АХ, включая лобовое сопротивление, подъемную силу и др.

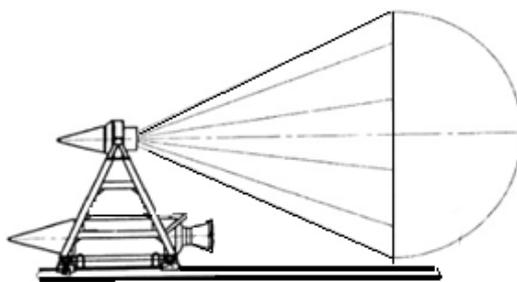


Рис. 4. Парашют на ракетном треке, как объект испытаний или как средство торможения

Работы [5], [17], [12] отражают спектр численного моделирования аэродинамических испытаний на рельсовых треках. В численном исследовании [5] показано, что для объекта типа, показанного на рис. 1, на сетке, превышающей 2.5 млн. ячеек (вполне умеренная величина для современных компьютеров), коэффициент лобового сопротивления перестает зависеть от густоты сетки. Проблема перехода в пограничном слое освещается в [18], [15]. В работе [20] устанавливается важная связь потребной тяги с уровнем шума СПС. Пристеночные эффекты на сверхзвуковых скоростях ракетных кареток обсуждаются в [21]. Вопросы торможения ракетных кареток в литературе освещаются мало и кроме башмаков, сжимающих рельсовую головку и создающих неадекватно высокие перегрузки, касаются в основном парашютных систем и аэродинамических щитков-крыльев ([16], [24]), работающих на эффекте парусности. Сила торможения здесь не является фиксированной и убывает пропорционально квадрату скорости движения.

Обоснование физико-технической постановки задачи.

Таким образом, на ракетных рельсовых треках могут исследоваться почти любые аспекты, сверхзвуковой и гиперзвуковой аэродинамики крупномасштабных летательных аппаратов в, т.ч., самолетов с большим размахом крыла. Обслуживание треков большой длины (15 км, как в США) в климатических условиях России связано с дополнительными сезонными трудностями, что вызывает необходимость оптимизировать длину разгонного и тормозного участков для сокращения общей длины трека. В литературе уделяется мало внимания проблеме торможения ракетной каретки. Экстремальное торможение за счет сжатия головки рельса в башмаке, заменяющем колесо, сопряжено не только с повышенным износом, но и с

возможностью повреждения рельсового пути и измерительного оборудования [30]. Сопутствующие экстремальные перегрузки с одной стороны значительно превышают эксплуатационные перегрузки и значения запаса прочности, разрабатываемых ЛА, а с другой стороны исключают возможность моделировать реальные деформации в аэроупругих испытаниях. Исходя из приведенного литературного обзора, отмечаем актуальность разработки методов торможения ракетных кареток с регулируемой величиной динамической перегрузки соответствующей показателям реальных летных перегрузок СПС-2 и реализуемость адекватного математического моделирования аэродинамики ракетной каретки с крупными макетами СПС-2.

Инструменты и методы исследований. Рельсовый стенд для аэродинамических испытаний крупномасштабных макетов планера СПС-2, рассматриваемый в данной работе, содержит рельсовый трек (1), ракетную каретку (2) с крупногабаритным разгонным двигателем (3) или связкой двигателей, показанные на рис. 5а и 5в. Под макетом планера самолета находится тормозной РДТТ с суперэллиптическим (почти прямоугольным) соплом (см. рис.5а и 6b).

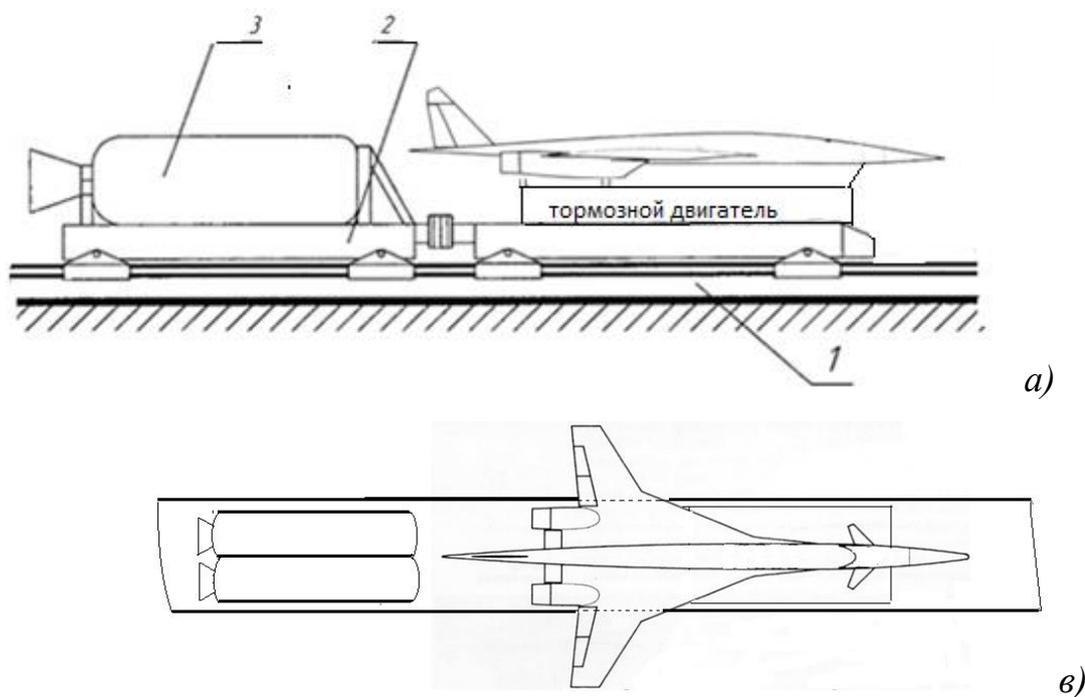


Рис. 5. Рельсовый стенд для аэродинамических испытаний макета делового СПС-2

А. Математическая модель аэродинамической задачи (для вязкой среды)

Для расчетов внешнего обтекания ракетной каретки с макетом СПС и работающим или выключенным тормозным двигателем и смежной задачи обтекания головного

вагона высоко скоростного поезда (ВСП) используются программные комплексы Логос и SolidWorks Flow Simulation с полной моделью на базе уравнений Навье-Стокса и методом крупных частиц:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0$$

$$\frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \bar{h}_s)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_i \bar{h}_s)}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} - \bar{u}_j \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\lambda \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_i} \right) = - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho (\bar{u}_i \bar{h}_s - \bar{u}_i \bar{h}_s) \right)$$

Граничные условия берутся исходя из конкретной конфигурации, обтекаемого стенда с испытуемой моделью СПС, (см. рис.6, где указаны и параметры обезразмеривания).

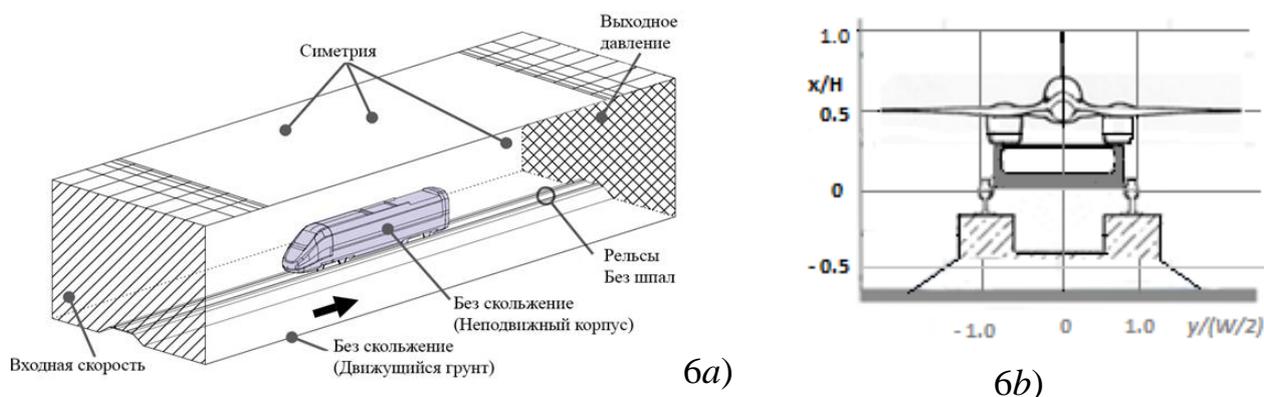
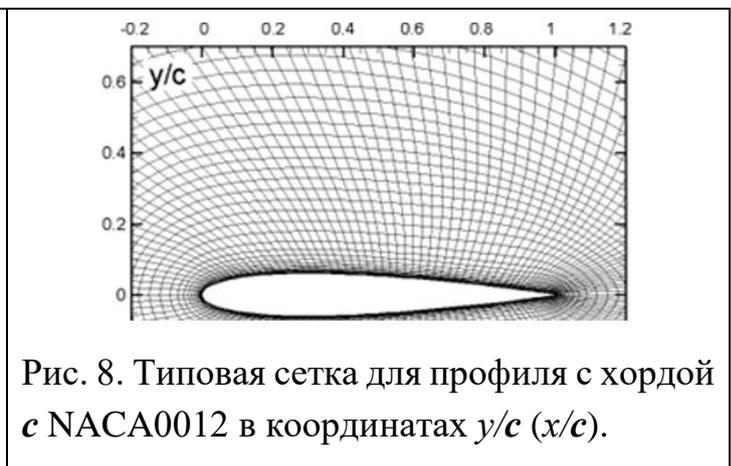


Рис. 6 - Область интегрирования (H- высота от головки рельса, W – ширина колеи). На боковых границах области интегрирования ставятся условия непротекания и скольжения, в выходном сечении – мягкие условия, на твердых, обтекаемых поверхностях - условия непротекания и прилипания. Особо надо отметить, что полотно железной дороги движется со скоростью набегающего потока при фиксированном положении, исследуемого объекта.



На рис. 7 и 8 приводятся примеры фрагментов сетки для продольных сечений области интегрирования с характерным сгущением вблизи обтекаемых стенок.

В. Для расчета газодисперсного течения в сопле тормозного РДТТ используется феноменологическая модель многоскоростной, многотемпературной сплошной среды, получившая после многочисленных модификаций завершённое оформление в работе [22]. Модель адаптирована для расчета в сопле с почти прямоугольным поперечным сечением, здесь рассматривается стационарное пространственное двухфазное течение смеси газа и полидисперсных частиц.

Модель получила наименование «многожидкостного континуума». В этой модели не учитываются процессы коагуляции, дробления и вращения частиц. Взаимное влияние различных континуумов реализуется за счет источниковых членов \mathbf{R} и \mathbf{R}_i в правых частях уравнений (см. системы уравнений 2 и 4).

Система уравнений представима, как в декартовой (x, y, z) , так и в цилиндрической (x, y, φ) системах координат за счет геометрического фактора δ равного 1 для цилиндрической системы координат, и - 0 для декартовой. Законы сохранения для газовой фазы записываются в виде системы трёхмерных стационарных уравнений в дивергентной форме следующим образом:

$$\frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \varphi} = \mathbf{H} + \mathbf{R}, \quad (2)$$

где $\mathbf{E} = y^\delta (\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, \rho uH)^T$; $\mathbf{F} = y^\delta (\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vw, \rho vH)^T$; $\mathbf{G} = (\rho w, \rho uw, \rho vw, \rho w^2 + p, \rho wH)^T$,

$$\mathbf{H} = \delta \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \rho w^2 + p \\ -\rho vw \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{R} = y^\delta \begin{bmatrix} 0 \\ \sum_{i=1}^N \rho_i \varphi_{Ri} (u_i - u) \\ \sum_{i=1}^N \rho_i \varphi_{Ri} (v_i - v) \\ \sum_{i=1}^N \rho_i \varphi_{Ri} (w_i - w) \\ \sum_{i=1}^N \rho_i \{ \varphi_{ai} c_p (T_i - T) + \varphi_{Ri} V_i (V_i - V) \} \end{bmatrix}$$

Данная система замыкается уравнением состояния:

$$p = \rho \frac{\kappa - 1}{\kappa} \left(H - \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2} \right) \quad (3)$$

При этом в декартовой системе φ заменяется на z , а в цилиндрической y – на r . Подсистемы для описания пространственного течения фракций частиц записываются в аналогичном виде:

$$\frac{\partial \mathbf{E}_i}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}_i}{\partial \varphi} = \mathbf{H}_i + \mathbf{R}_i, \quad i=1 \dots, N, \quad (4)$$

$$\text{где } \mathbf{E}_i = y^\delta \begin{bmatrix} \rho_i u_i \\ \rho_i u_i u_i \\ \rho_i u_i v_i \\ \rho_i u_i w_i \\ \rho_i u_i T_i \end{bmatrix}, \mathbf{F}_i = y^\delta \begin{bmatrix} \rho_i v_i \\ \rho_i v_i u_i \\ \rho_i v_i v_i \\ \rho_i v_i w_i \\ \rho_i v_i T_i \end{bmatrix}, \mathbf{G}_i = \begin{bmatrix} \rho_i w_i \\ \rho_i w_i u_i \\ \rho_i w_i v_i \\ \rho_i w_i w_i \\ \rho_i w_i T_i \end{bmatrix}, \mathbf{H}_i = \delta \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \rho_i w_i^2 \\ -\rho_i v_i w_i \\ 0 \end{bmatrix}, \mathbf{R}_i = y^\delta [0, \\ \rho_i \varphi_{Ri} (u-u_i), \rho_i \varphi_{Ri} (v-v_i), \rho_i \varphi_{Ri} (w-w_i), \rho_i \varphi_{Ri} (T-T_i) c_p / c_v]^T$$

Коэффициент аэродинамического взаимодействия газовой фазы с i -ой фракцией

$$\text{частиц имеет вид: } \varphi_{Ri} = \frac{4,5\eta}{r_i^2 \rho_{\text{ei}}} \frac{\text{Re}_i}{24} C_D \quad (5)$$

$$\text{где } C_D = \frac{24}{\text{Re}_i} (1 + 0,15 \text{Re}_i^{0,687}), \quad (\text{Re}_i < 700) \quad (6)$$

В формуле (6) $\text{Re}_i = 2|V - V_i| r_i \frac{\rho}{\eta}$ — число Рейнольдса для обтекания i -ой частицы.

Коэффициент теплового взаимодействия определяется по формуле Дрейка – Кавано:

$$\varphi_{\alpha i} = \varphi_{\alpha 0i} \text{Nu}_{\text{icnl}} \quad (7)$$

$$\text{где } \varphi_{\alpha 0i} = \frac{1,5\eta}{r_i^2 \rho_{\text{ei}} \text{Pr}}, \quad \text{Nu}_{\text{icnl}} = 2 + 0,459 \text{Re}_i^{0,55} \text{Pr}^{0,33} - \text{число Нуссельта}, \quad \text{Pr} = \frac{c_p \eta}{\lambda} - \text{число}$$

Прандтля для газа.

Области интегрирования подсистем уравнений (2) – (4) отличаются граничными поверхностями. Для газовой фазы – это поверхность сопла: $y = R(x, \varphi)$ – в случае цилиндрической системы координат и $y = Y(z, x), z = Z(x, y)$ – для декартовой системы координат. Для каждой фракции частиц – предельная поверхность, ограничивающая область распространения данной фракции частиц: $y_i = R_i(x, \varphi)$ – в случае цилиндрической системы координат и $y_i = Y_i(z, x), z_i = Z_i(x, y)$ – для декартовой

системы координат (на рис. 10 а отражена фиолетовыми линиями). Пример сетки для верхней половины суперэллиптического сопла представлен на рис. 9.

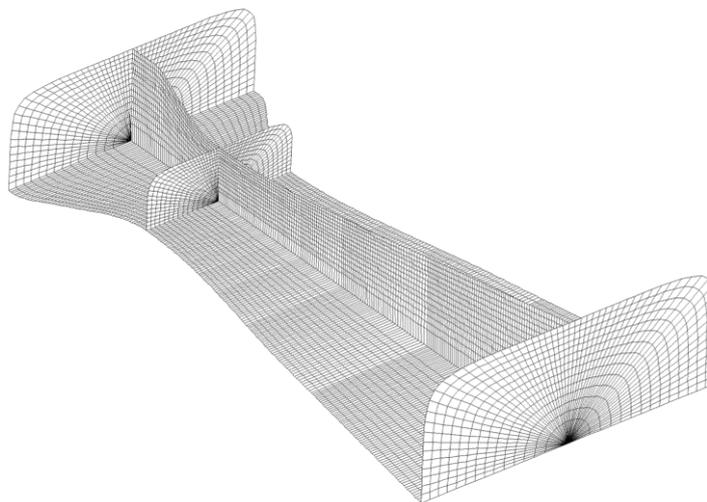


Рис. 9. Сетка для супер-эллиптического сопла

Результаты

На рис.10 приводится пример расчёта сопла с почти прямоугольным поперечным сечением при весовой доле частиц 10% ($\kappa=0.1$), здесь наблюдается поверхность раздела фаз при пересечении с продольными плоскостями симметрии и тремя поперечными сечениями, обозначенная фиолетовыми линиями (см. рис.10а). Известно, что форма звуковой поверхности в окрестности критического сечения сопла существенно влияет на течение в сверхзвуковой части сопла. На рис.10б иллюстрируется деформация звуковой поверхности в виде выпучивания относительно плоскости критического сечения сопла.

Можно отметить, что в целом работа по профилированию, прежде всего, сверхзвуковой части сопла, позволила получить сопло, в котором с одной стороны не происходит выпадение частиц конденсированной фазы на стенки раструба сопла, с другой стороны имеет место, умеренное жгутование частиц в результате их инерционного запаздывания.

В дозвуковой части сопла во входном его сечении поверхность раздела фаз совпадает с контуром сопла, далее по течению происходит отклонение траекторий частиц от контура сопла, связанное с их инерционным отставанием. В рассматриваемом сопле частицы достигают значительных скоростей при умеренных давлениях в ресивере, мелкие частицы – 800 м/с, а 10-ти микронные частицы – 500

м/с, что обеспечивает высокий удельный импульс сопла и соответствующую минимизацию веса топлива.

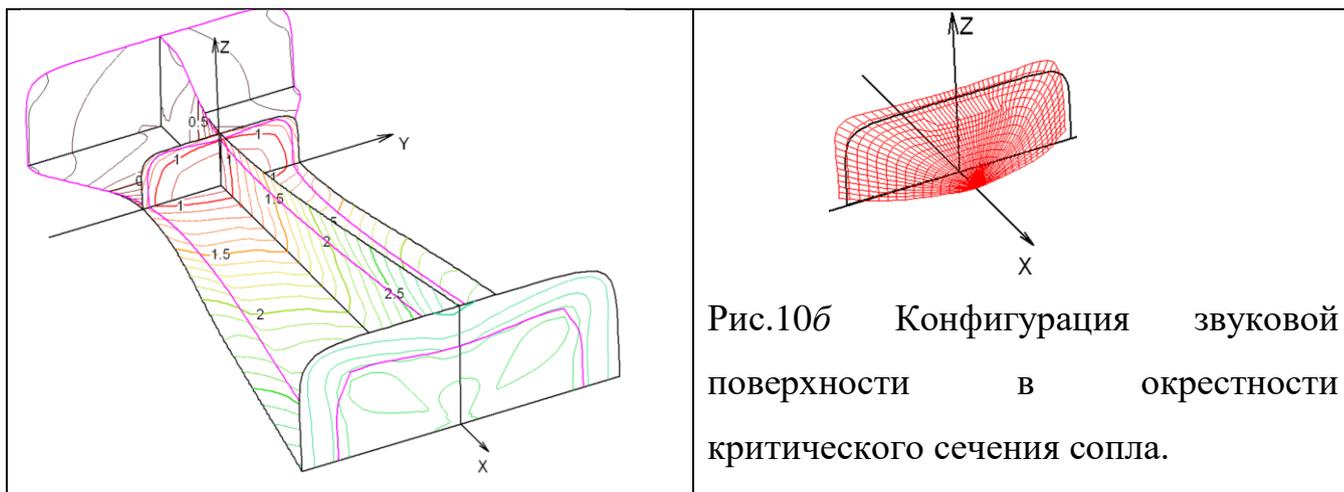


Рисунок 10а Пространственные конфигурации изолиний числа Маха в прямоугольном сопле ($r_i = 1$ мк, весовая доля частиц $\kappa = 0.1$, $M_a = 2.9$)

Отметим, что современные «бессеточные» алгоритмы [29] расширяют возможности моделирования движения частиц в сверхзвуковых газодисперсных потоках. Для расчета силы тяги используется выражение (подобно [8]) закона изменения осевой составляющей силы тяги при работе РДТТ на квазистационарном режиме.

Результаты расчетов внешнего обтекания ракетной каретки с макетом делового СПС-2 и смежной задачи обтекания головного вагона ВСП представлены полями скоростей и давлений, изомахами, изобарами и распределениями числа Маха и давления вдоль железнодорожного полотна в плоскости симметрии. На рис. 11 показано характерное поле скоростей обтекания головного вагона ВСП при выключенном тормозном двигателе, полученное с помощью отечественной цифровой платформы Логос АэроГидро при скорости набегающего потока 100 м/сек. Части поля течения, отображающиеся красным и смежными цветами, соответствуют областям наибольших скоростей, что находится в согласии со всеми существующими расчетами разных авторов.



Рис.11. Характерное поле скоростей обтекания головного вагона ВСП

Расчет поля числа Маха перед неподвижным головным вагоном с работающим тормозным двигателем при давлении в ресивере $p = 100$ атм., полученное с помощью цифровой платформы SolidWorks Flow Simulation без встречного потока, представлен на рис. 12. Здесь же показаны распределения числа Маха и давления вдоль железнодорожного полотна в результате генерации возмущений тормозной струей.

Подробная картина течения в начальном участке струи при давлении в ресивере $p = 100$ атм. проиллюстрирована на рис.13, где для наглядности изобары наложены на поле числа Маха.

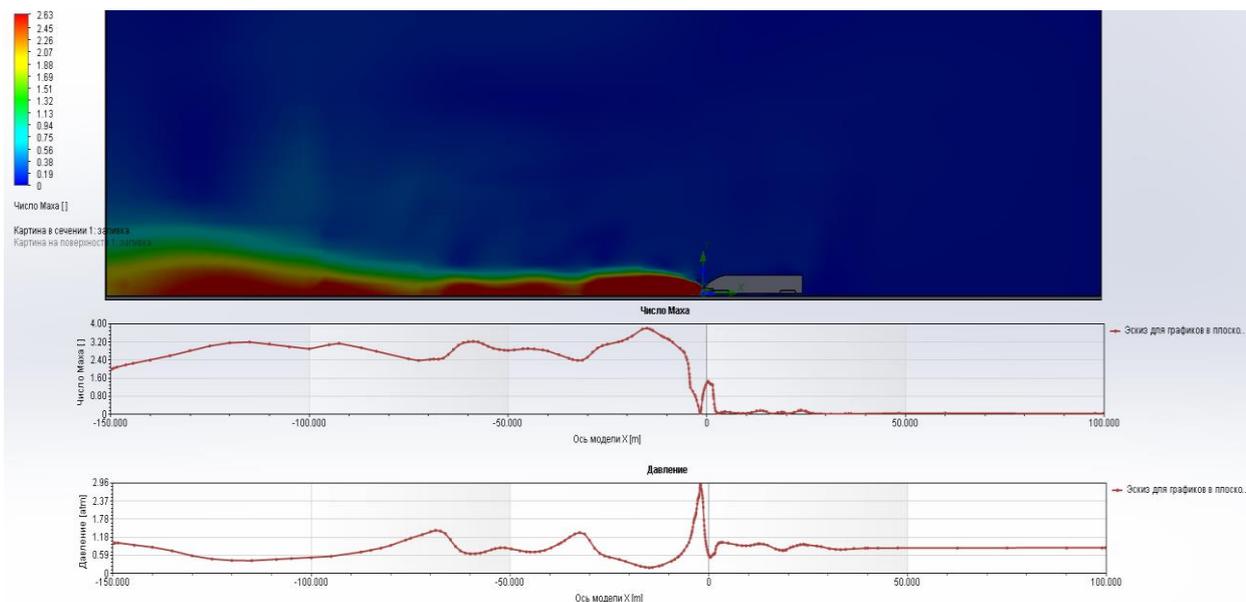


Рис. 12. Поле числа Маха в струе без встречного потока

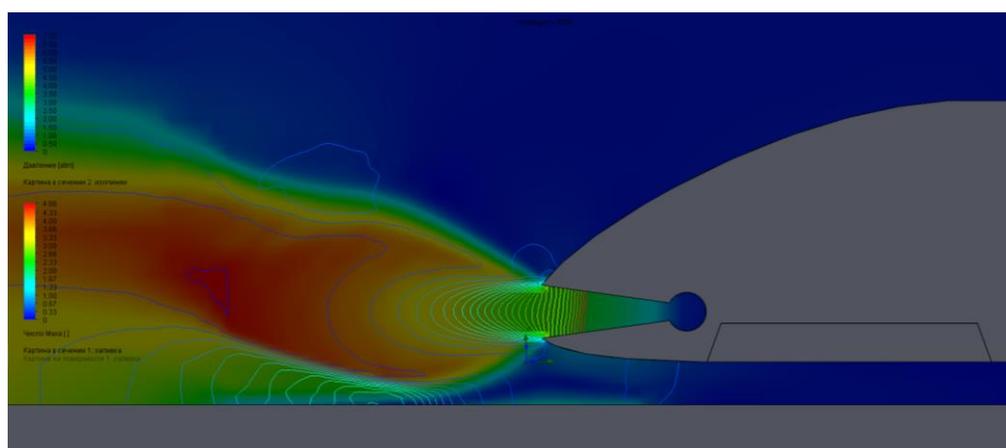


Рис. 13. Пристеночная струя на начальном участке

На последующих рисунках представлены поля внешнего обтекания ракетной каретки с макетом делового СПС-2 в плоскости симметрии, как при выключенном тормозном двигателе (рис. 14), так и при работающем двигателе (рис. 15).

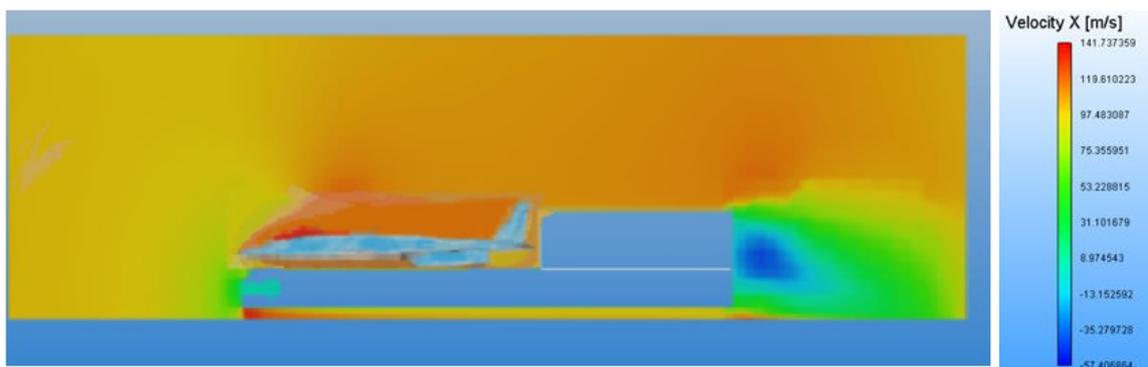


Рис. 14. Поле скоростей внешнего обтекания ракетной каретки с макетом делового СПС-2, при выключенных разгонном и тормозном двигателях.

Взаимодействие тормозной сверхзвуковой струи с набегающим потоком иллюстрируется на рис. 15. Здесь представлен расчет с граничным условием, соответствующим движению железнодорожного полотна со скоростью набегающего потока, т.е., рельсовому пути неподвижного относительно окружающей атмосферы.

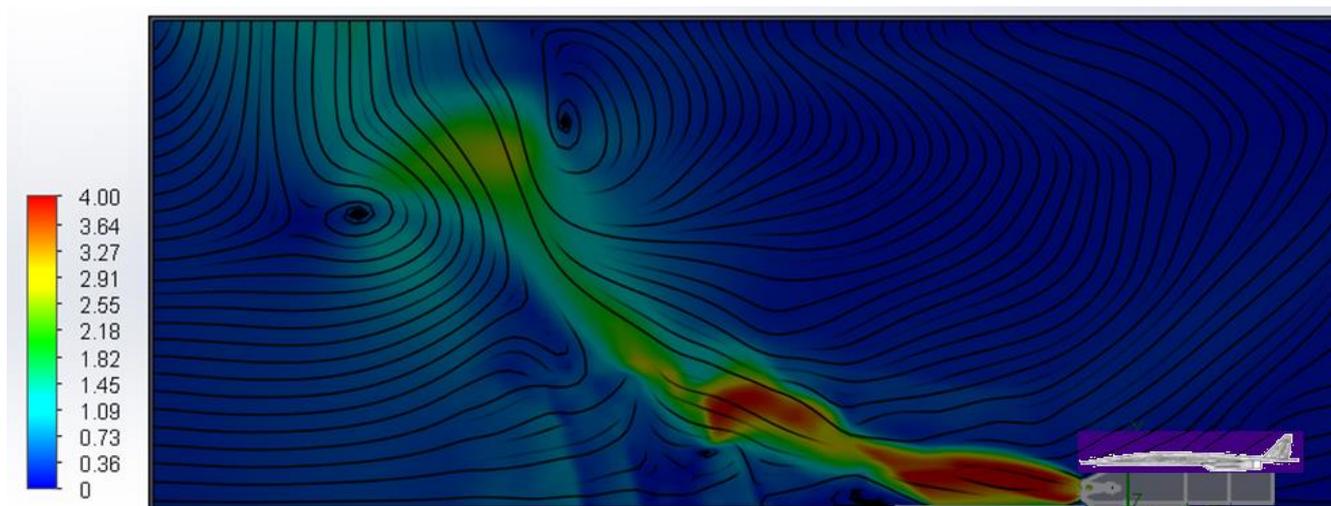


Рис. 15. Поле числа Маха и линии тока при давлении в ресивере $p = 100$ атм. при скорости 300 км/ч

Обсуждение. Результаты анализа литературы и проведенного моделирования инновационного струйного торможения рельсового стенда для аэродинамических испытаний макетов СПС-2 показали, как актуальность разработки методов торможения ракетных кареток с регулируемой величиной динамической перегрузки, так и реализуемость адекватного математического моделирования аэродинамики ракетной каретки с крупномасштабными макетами СПС-2.

В связи с тем, что из конструктивных соображений выбран тормозной двигатель прямоугольного сечения, струя, истекающая из сопла такого двигателя, создает в свою очередь более простые структуры скачков уплотнения (с точки зрения их выделения) при взаимодействии с набегающим потоком и железнодорожным полотном по сравнению с круглой струей. Поскольку расчет сопла РДТТ на смесевом топливе представляет собой трудоемкий процесс, задача решалась обособленно от внешней аэродинамики. Удалось спрофилировать контур сопла с умеренным жгутованием частиц (рис. 10а), обеспечивающий высокий удельный импульс сопла при соответствующей минимизации веса топлива для создания необходимого тормозного импульса. Валидация ПО для струйных задач проведена в работе [25].

Валидация результатов расчетов внешнего обтекания головного вагона ВСП проведена путем сравнения с тестовыми расчетами на базе ПО Fluent. Представленные расчеты полей скорости и давления для обтекания ракетной каретки с макетом делового СПС-2 получены для параметров характерных взлетно-посадочным режимам СПС. В тренде импортозамещения расчеты проводились наряду с широко распространенным ПО SolidWorks Flow Simulation также и с использованием отечественной цифровой платформы Логос Аэро-Гидро. Сравнение подтвердило адекватность отечественного продукта, с помощью которого можно провести весь цикл исследований. Анализ результатов численного исследования показывает, что на структуре струи тормозного двигателя сказывается влияние железнодорожного полотна, проявляющееся в нарушении симметричности струи и отклонении её оси от направления рельсового пути (см. рис.12), связанное с перепадом давления на нижней и верхней границах струи. В остальном течение соответствует бочкообразной структуре, характерной для сверхзвуковых струй на нерасчетных режимах ([28]).

Существенная трудоемкость сопутствует задаче доработки сетки для ракетной каретки с макетом делового СПС-2, которая генерируется автоматически программным обеспечением той и другой цифровой платформы, с целью устранения нерегулярных фрагментов.

Представленное на рис. 15 поле параметров течения при обтекании ракетной каретки с макетом СПС-2 на стадии струйного торможения показывает криволинейную траекторию сверхзвуковой струи, сложным образом взаимодействующей с дозвуковым набегающим потоком. Наблюдаются даже крупномасштабные циркуляционные зоны с обеих сторон струи на большом расстоянии от среза сопла тормозного двигателя. Заметим, что картина течения обрезана сверху и на верхней границе области интегрирования линии тока проходят параллельно этой границе. Заметим, что циркуляционные зоны возможны при определённых параметрах и в самой струе [25], [26].

Следует отметить, что в виду значительной ресурсо-затратностью расчета течения в сопле РДТТ, при решении внешней задачи использовался клиновидный профиль сверхзвуковой части сопла (см. рис.13) с воздухом в качестве рабочего тела. Принципиально то, что полноценный расчет течения в сопле РДТТ дает реальные расходно-тяговые характеристики, а для внешней аэродинамики использование воздушного сопла не существенно на наш взгляд (в рамках данной прикладной задачи) сказывается на картине течения.

На рис.16 представлено поле чисел Маха, рассчитанное на подробной сетке из 35 миллионов ячеек. Поведение струи тормозного двигателя имеет тот же характер, что и на рис.13, однако здесь можно оценить, что сверхзвуковое течение в струе сохраняется на высоте больше 80-ти калибров ширины среза сопла. Воздействие сверхзвуковой струи на железнодорожное полотно иллюстрируется распределением давления, показанном на рис. 16, которое не является разрушительным для значительных параметром сопла, определяемых высоким давлением $p_0 = 100$ атм. в ресивере сопла.

Струя тормозного двигателя воздействует на железнодорожное полотно с большей скоростью, чем струя разгонного двигателя при одинаковой скорости истечения, не создавая при этом критически неприемлемых эффектов. Структура струи тормозного двигателя существенно отличается от структуры струи в спутном потоке, какую имеет струя разгонного двигателя ракетной каретки. По результатам численного исследования можно констатировать реализуемость адекватного

математического моделирования обтекания ракетных кареток для аэродинамических испытаний крупномасштабных макетов СПС-2.

Известные способы торможения, как парашютные системы, так и за счет рельсовых износ сжимающих головку рельса не обеспечивают регулируемую величину динамической перегрузки планера самолета. Сила торможения парашюта лимитирована его площадью, которая ограничена допустимой высотой точки крепления строп (см. рис. 4), и не является фиксированной, а убывает пропорционально квадрату скорости движения ракетной каретки. Тормоза в рельсовых башмаках обеспечивают очень короткий тормозной путь, однако экстремальные перегрузки значительно превышают эксплуатационные перегрузки и значения запаса прочности, разрабатываемых ЛА и исключают возможность моделировать реальные деформации в аэроупругих испытаниях.

Сила протivotяги тормозного двигателя может сколь угодно превышать силу торможения парашюта, обеспечивая более короткий тормозной путь, кроме того, может быть постоянной и в отличие от силы торможения рельсовых башмаков здесь имеем регулируемую величину динамической перегрузки планера самолета.

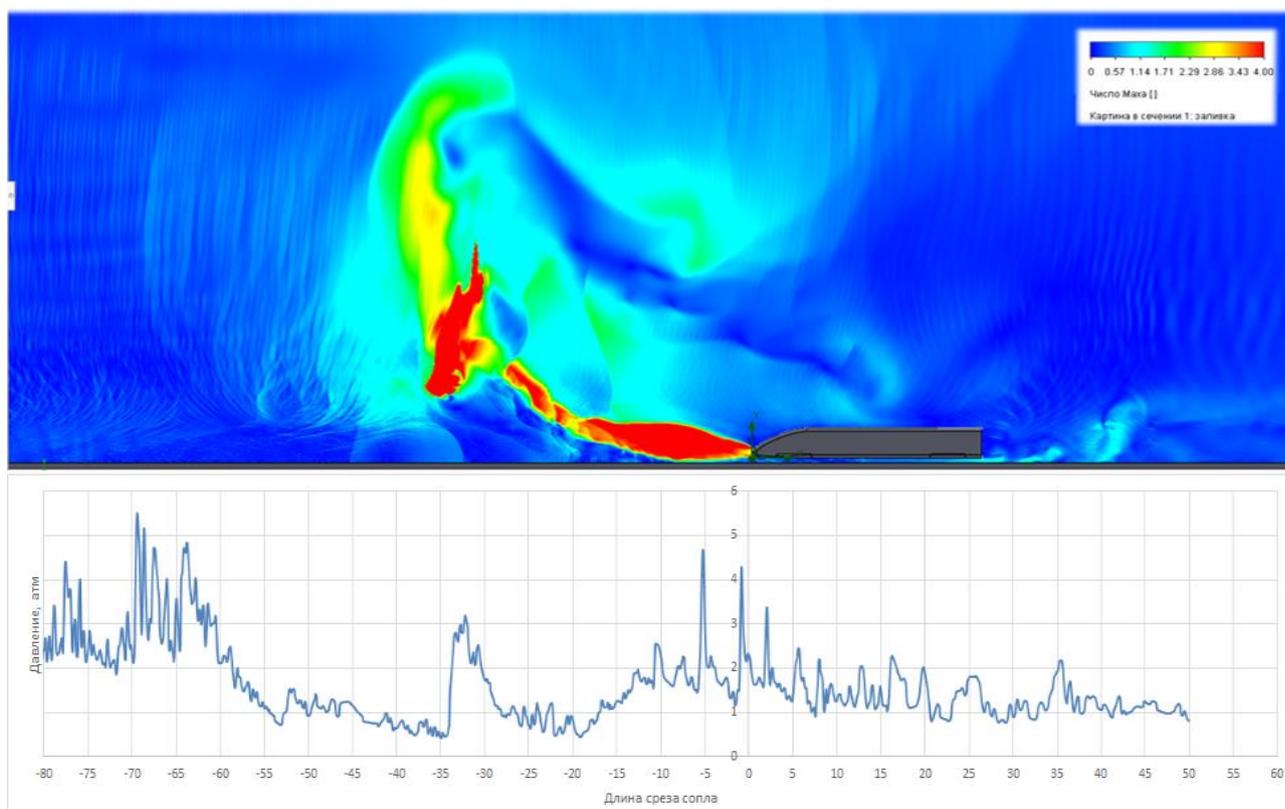


Рис. 16. Поле числа Маха на подробной сетке при $v_0 = 300$ км/час и $p_0 = 100$ атм.

Проведенные расчеты соответствовали перегрузке $3g$, при этом экстренный тормозной путь при штатных средствах торможения ВСП на крейсерской скорости. 300 км/час сокращался в 4 раза с 4-х километров до 1 км. Перегрузки уровня $3g$ обеспечивают возможность моделировать реальные деформации в аэроупругих испытаниях СПС-2. Итак, отмечаем актуальность разработки методов торможения ракетных кареток с регулируемой величиной динамической перегрузки, реализуемых путем струйного торможения.

Заключение. Предложен инновационный струйный метод торможения ракетных кареток для аэродинамических испытаний крупномасштабных макетов СПС-2. Представлена математическая модель «многожидкостной» среды, которая адаптирована для расчета течений в соплах тормозного двигателя. Результаты анализа литературы и проведенного моделирования струйного торможения рельсового стенда для аэродинамических испытаний макетов СПС-2 показали, как актуальность разработки методов торможения ракетных кареток с регулируемой величиной динамической перегрузки, так и реализуемость адекватного математического моделирования аэродинамики ракетной каретки с крупномасштабными макетами СПС-2. Установлена возможность в перспективе импортозамещения западного ПО отечественной разработкой цифровой платформы «Логос Аэро-Гидро» для рассмотренных задач.

Обоснована эффективность данного способа, значительно превышающая показатели всех известных способов торможения высокоскоростных железнодорожных платформ при минимизации нагрузки на рельсы. Результаты моделирования струйной противотяги ракетной каретки, передвигающейся на взлетно-посадочных режимах, показали возможность моделировать на макетах СПС реальные перегрузки, не превышающие значения запаса прочности, разрабатываемых ЛА и соответственно реальные деформации в аэроупругих испытаниях. Воздействие струи тормозного двигателя со сверхзвуковой скоростью истечения на железнодорожное полотно не создает критических эффектов на верхнее строение пути.

Полученные результаты могут быть использованы для решения специальных задач применения систем на принципах ракетных двигателей и в других народно-хозяйственных целях, в частности, для разработки струйного способа экстренного торможения высокоскоростных поездов (ВСП) [23], который может обеспечить существенное сокращение тормозного пути в критических ситуациях по сравнению со всеми существующими средствами торможения ВСП.

Список источников

1. Валье М. Полёт в мировое пространство. - М.: ОНТИ, 1935. - 335 с.
2. Бузулук В.И., Лазарев В.В., Плохих В.П. Концепция летающих лабораторий демонстратора гиперзвуковых технологий: В сб. «Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники». - М.: Физматлит, 2005. С. 519-537.
3. Файков Ю.И., Дудай В.И., Никулин В.М., Шляпников Г.П. Испытания ракетной и авиационной техники на ракетном треке // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2006. № 3 (48). С. 11-14.
4. Arcondoulis E., Doolan C.J., Zander A.C., Brooks L.A., Liu Y. An investigation of airfoil dual acoustic feedback mechanisms at low-to-moderate Reynolds number // Journal of Sound and Vibration. 2019. V. 460, P. 114887. DOI: [10.1016/j.jsv.2019.114887](https://doi.org/10.1016/j.jsv.2019.114887)
5. Peize Yan, Lishuang Zhang, Wenjie Wang, Yi Jiang, Pengyu Pu. Numerical simulation of aerodynamic and aeroacoustic characteristics of subsonic rocket sled // Applied Acoustics. 2021. V. 182, P. 108208. DOI: [10.1016/j.apacoust.2021.108208](https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2021.108208)
6. Lee Cloer. Holloman High-Speed Test Track – Hypersonic Sled Tests Reach Mach 8.6. 2020. URL: <https://duotechservices.com/holloman-high-speed-test-track-hypersonic-sled>
7. David Minto. Recent increases in hypersonic test capabilities at the Holloman High Speed Test Track // 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA 2000-154. January 2000. DOI: [10.2514/6.2000-154](https://doi.org/10.2514/6.2000-154)
8. Савин Е.И., Миньков Л.Л. Исследование коэффициентов лобового сопротивления и параметров ракетного двигателя твердого топлива для анализа движения бикалиберного летательного аппарата ближней зоны действия // Труды

- МАИ. 2023. № 130. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=174603>. DOI: [10.34759/trd-2023-130-07](https://doi.org/10.34759/trd-2023-130-07)
9. Балакин В.А. Ракетные треки // Наука и Жизнь. 2006. № 02. URL: <https://www.nkj.ru/archive/articles/3967/>
10. Walia Shilpa, Satya Vikrant, Malik Sandeep, Chander Subhash et al. Rocket Sled Based High Speed Rail Track Test Facilities // Defence Science Journal. 2022. V. 72, No. 2. P. 182-194. DOI: [10.14429/dsj.72.17014](https://doi.org/10.14429/dsj.72.17014)
11. Rigali D.J., Feltz L.V. High-Speed Monorail Rocket Sleds for Aerodynamic Testing at High Reynolds Numbers // Journal of Spacecraft and Rockets. 1968. V. 5, No. 11. P. 1341–1346. DOI: [10.2514/3.29480](https://doi.org/10.2514/3.29480)
12. Бирюков В.И., Пронин О.Ю. Математическое моделирование динамики разгона объекта испытания на установке «Ракетный трек» до скорости 3-4 М // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21, № 3. С. 44-52. DOI: [10.34759/vst-2022-2-20-34](https://doi.org/10.34759/vst-2022-2-20-34)
13. Волков В.Т., Ватулин Н.М., Колтунов В.В., Фурсов Ю.С. Методы регулирования скорости разгонной каретки в процессе динамических испытаний на ракетном треке // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2021. № 3. С. 122-129.
14. Сафронов Л.К., Мансуров С.Н., Воротынцева И.В., Храповицкий А.М. Рельсовый стенд для разгона ракетных кареток. Патент RU 98 584 U1, 20.10.2010.
15. Wang X, Wang K, Yu Y. Design and Simulation Analysis of Rocket Sled Vibration Reduction // 2019 IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), Brussels, Belgium, 2019. P. 459–463. DOI: [10.1109/ICMAE.2019.8880968](https://doi.org/10.1109/ICMAE.2019.8880968)
16. Meacham M.B., Gallon J.C., Johnson M.R. etc. Rocket sled strength testing of large, supersonic parachutes // 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. 2015. DOI: [10.2514/6.2015-2163](https://doi.org/10.2514/6.2015-2163)
17. Kumar Vinod, Terrazas Jose, Edmonds Robert etc. Multiphase CFD modeling of the braking phenomena for the holloman high speed test track // 23rd AIAA International Space

Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 2020.-DOI: [10.2514/6.2020-2446](https://doi.org/10.2514/6.2020-2446)

18. Berridge D.C., Kostak H.E., Mc Kiernan G.R. et al. Hypersonic ground tests with high-frequency instrumentation in support of the boundary layer transition (BOLT) flight experiment // Conference: AIAA Scitech 2019 Forum. January 2019. DOI: [10.2514/6.2019-0090](https://doi.org/10.2514/6.2019-0090)

19. Астахов С.А., Бирюков В.И., Боровиков Д.А. Алгоритм моделирования вибрационных воздействий при трековых испытаниях авиационной и ракетной техники // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 2. С. 291–308.

20. Мингун Ш., Агульник А.Б., Яковлев А.А., Шкурин М.В. Анализ различных факторов, влияющих на длину пробега при взлете сверхзвукового делового самолета // Двигатель. 2018. № 6 (120). С. 2-6.

21. Doig G. Transonic and supersonic ground effect aerodynamics // Progress in Aerospace Sciences. 2014. V. 69, P. 1–28. DOI: [10.1016/j.paerosci.2014.02.002](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.02.002)

22. Васенин И.М., Глазунов А.А., Кувшинов Н.Е. и др. Моделирование двухфазных течений в каналах и соплах // Известия вузов. Физика. 1992. № 8. С. 71–82.

23. Горяйнов В.А. Математическое обеспечение применения струйных технологий на транспорте // Международная научно-практическая конференция «Цифровые технологии транспорта и логистики» (Москва, 28 сентября 2022): сборник трудов. – Москва: Российский университет транспорта, 2022. С. 288-299.

24. Махров В.П., Глущенко А.А., Юрьев А.И. Влияние гидродинамических особенностей на поведение свободной поверхности жидкости в высокоскоростном потоке // Труды МАИ. 2013. № 64. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=36423>

25. Горяйнов В.А. О возможности эффекта реверса течения в свободных сверхзвуковых струях // Математическое моделирование. 2003. Т. 15, № 7. С. 86–92.

26. Savin A.V., Sokolov E.I., Fedosenko N.B. Circulation Zones in a Supersonic Underexpanded Jet Flowing out of a Nozzle with a Cylindrical Central Finite-Length Body // Fluid Dynamics. 2015. V. 50, No. 1. P. 33–39. DOI: [10.1134/S0015462815010044](https://doi.org/10.1134/S0015462815010044)

27. Nakata D., Nishine K., Tateoke K., Tanatsugu N., Higashino K. Aerodynamic measurement on the high speed test track // Transactions of the japan society for aeronautical

and space sciences aerospace technology. Japan 2014, V. 12 (29), P. 5-10. DOI: [10.20322/tastj.12.Tg_5](https://doi.org/10.20322/tastj.12.Tg_5)

28. Абдурашидов Т.О., Бут А.Б., Чупина Е.С. Результаты численного моделирования истечения сверхзвуковой струи // Труды МАИ. 2023. № 130. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=174624>. DOI: [10.34759/trd-2023-130-24](https://doi.org/10.34759/trd-2023-130-24)

29. Способин А.В. Расчет взаимодействия крупных частиц со сверхзвуковым ударным слоем с использованием бессеточного алгоритма // Труды МАИ. 2022. № 125. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=168166>. DOI: [10.34759/trd-2022-125-07](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-07)

30. Балакин В.А. Высокоскоростное трение на ракетном треке // Трение и износ. 2005. Т. 26, № 3. С. 255-260.

References

1. Val'e M. *Polet v mirovoe prostranstvo* (Flight to world space). Moscow: ONTI Publ., 1935. 335 p.

2. Buzuluk V.I., Lazarev V.V., Plokhikh V.P. *Kontsepsiya letayushchikh laboratorii demonstratora giperzvukovykh tekhnologii: V sb. «Problemy sozdaniya perspektivnoi aviatsionno-kosmicheskoi tekhniki»* (The concept of flying laboratories for hypersonic technology demonstrators. Problems of creating promising aerospace technology). Moscow: Fizmatlit Publ., 2005. P. 519-537.

3. Faikov YU.I., Dudai V.I., Nikulin V.M., Shlyapnikov G.P. Tests of rocket and aviation equipment on the rocket track. *Izvestiya Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk*. 2006. No. 3 (48). P. 11-14. (In Russ.)

4. Arcondoulis E., Doolan C.J., Zander A.C., Brooks L.A., Liu Y. An investigation of airfoil dual acoustic feedback mechanisms at low-to-moderate Reynolds number. *Journal of Sound and Vibration*. 2019. V. 460, P. 114887. DOI: [10.1016/j.jsv.2019.114887](https://doi.org/10.1016/j.jsv.2019.114887)

5. Peize Yan, Lishuang Zhang, Wenjie Wang, Yi Jiang, Pengyu Pu. Numerical simulation of aerodynamic and aeroacoustic characteristics of subsonic rocket sled. *Applied Acoustics*. 2021. V. 182, P. 108208. DOI: [10.1016/j.apacoust.2021.108208](https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2021.108208)

6. Lee Cloer. *Holloman High-Speed Test Track – Hypersonic Sled Tests Reach Mach 8.6*. 2020. URL: <https://duotechservices.com/holloman-high-speed-test-track-hypersonic-sled>
7. David Minto. Recent increases in hypersonic test capabilities at the Holloman High Speed Test Track. *38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. AIAA 2000-154. January 2000. DOI: [10.2514/6.2000-154](https://doi.org/10.2514/6.2000-154)
8. Savin E.I., Min'kov L.L. Research of drag coefficients and solid rocket motor parameters for the analysis of the movement of a short-range bicaliber aircraft. *Trudy MAI*. 2023. No. 130. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=174603>. DOI: [10.34759/trd-2023-130-07](https://doi.org/10.34759/trd-2023-130-07)
9. Balakin V.A. Rocket Tracks. *Nauka i Zhizn'*. 2006. No. 2. (In Russ.). URL: <https://www.nkj.ru/archive/articles/3967/>
10. Walia Shilpa, Satya Vikrant, Malik Sandeep, Chander Subhash et al. Rocket Sled Based High Speed Rail Track Test Facilities. *Defence Science Journal*. 2022. V. 72, No. 2. P. 182-194. DOI: [10.14429/dsj.72.17014](https://doi.org/10.14429/dsj.72.17014)
11. Rigali D.J., Feltz L.V. High-Speed Monorail Rocket Sleds for Aerodynamic Testing at High Reynolds Numbers. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1968. V. 5, No. 11. P. 1341–1346. DOI: [10.2514/3.29480](https://doi.org/10.2514/3.29480)
12. Biryukov V.I., Pronin O.Yu. Mathematical modeling of the dynamics of acceleration of the test object at the Rocket Track installation to a speed of 3-4 M. *Aerospace MAI Journal*. 2014. V. 21, No. 3. P. 44-52. (In Russ.). DOI: [10.34759/vst-2022-2-20-34](https://doi.org/10.34759/vst-2022-2-20-34)
13. Volkov V.T., Vatutin N.M., Koltunov V.V., Fursov Yu.S. Methods of regulating the speed of the acceleration carriage during dynamic tests on a rocket track. *Izvestiya Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk*. 2021. No. 3. P. 122-129. (In Russ.)
14. Safronov L.K., Mansurov S.N., Vorotyntseva I.V., Khrapovitskii A.M. *Rel'sovyi stend dlya razgona raketnykh karetok* (Rail stand for accelerating rocket carriages). Patent RU 98 584 U1, 20.10.2010.
15. Wang X, Wang K, Yu Y. Design and Simulation Analysis of Rocket Sled Vibration Reduction. *2019 IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace*

- Engineering (ICMAE)*, Brussels, Belgium, 2019. P. 459–463. DOI: [10.1109/ICMAE.2019.8880968](https://doi.org/10.1109/ICMAE.2019.8880968)
16. Meacham M.B., Gallon J.C., Johnson M.R. etc. Rocket sled strength testing of large, supersonic parachutes. *23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*. 2015. DOI: [10.2514/6.2015-2163](https://doi.org/10.2514/6.2015-2163)
17. Kumar Vinod, Terrazas Jose, Edmonds Robert etc. Multiphase CFD modeling of the braking phenomena for the holloman high speed test track. *23rd AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. 2020. DOI: [10.2514/6.2020-2446](https://doi.org/10.2514/6.2020-2446)
18. Berridge D.C., Kostak H.E., Mc Kiernan G.R. et al. Hypersonic ground tests with high-frequency instrumentation in support of the boundary layer transition (BOLT) flight experiment. *Conference: AIAA Scitech 2019 Forum*. January 2019. DOI: [10.2514/6.2019-0090](https://doi.org/10.2514/6.2019-0090)
19. Astakhov S.A., Biryukov V.I., Borovikov D.A. An algorithm for modeling vibration effects during track tests of aviation and rocket technology. *Sibirskii aerokosmicheskii zhurnal*. 2023. V. 24, No. 2. P. 291–308. (In Russ.)
20. Mingun SH., Agul'nik A.B., Yakovlev A.A., Shkurin M.V. Analysis of various factors affecting the mileage during takeoff of a supersonic business aircraft. *Dvigatel'*. 2018. No. 6 (120). P. 2-6. (In Russ.)
21. Doig G. Transonic and supersonic ground effect aerodynamics. *Progress in Aerospace Sciences*. 2014. V. 69, P. 1–28. DOI: [10.1016/j.paerosci.2014.02.002](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.02.002)
22. Vasenin I.M., Glazunov A.A., Kuvshinov N.E. et al. Modeling of two-phase flows in channels and nozzles. *Izvestiya vuzov. Fizika*. 1992. No. 8. P. 71–82. (In Russ.)
23. Goryainov V.A. Mathematical support for the use of jet technologies in transport // Digital transformation of transport: problems and prospects. *Mezhdunarodnaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya «Tsifrovye tekhnologii transporta i logistiki»*: sbornik trudov. Moscow: Rossiiskii universitet transporta Publ., 2022. P. 288-299.
24. Makhrov V.P., Glushchenko A.A., Yur'ev A.I. Influence of hydrodynamic characteristics on behavior of free surface liquid in high speed flow. *Trudy MAI*. 2013. No. 64. (In Russ.). URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=36423>

25. Goryainov V.A. On the possibility of the flow reversal effect in free supersonic jets. *Matematicheskoe modelirovanie*. 2003. V. 15, No. 7. P. 86–92. (In Russ.)
26. Savin A.V., Sokolov E.I., Fedosenko N.B. Circulation Zones in a Supersonic Underexpanded Jet Flowing out of a Nozzle with a Cylindrical Central Finite-Length Body. *Fluid Dynamics*. 2015. V. 50, No. 1. P. 33–39. DOI: [10.1134/S0015462815010044](https://doi.org/10.1134/S0015462815010044)
27. Nakata D., Nishine K., Tateoke K., Tanatsugu N., Higashino K. Aerodynamic measurement on the high speed test track. *Transactions of the japan society for aeronautical and space sciences aerospace technology*. Japan 2014, V. 12 (29), P. 5-10. DOI: [10.20322/tastj.12.Tg_5](https://doi.org/10.20322/tastj.12.Tg_5)
28. Abdurashidov T.O., But A.B., Chupina E.S. Results of numerical simulation of the supersonic jet. *Trudy MAI*. 2023. No. 130. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=174624>. DOI: [10.34759/trd-2023-130-24](https://doi.org/10.34759/trd-2023-130-24)
29. Sposobin A.V. Calculation of the large particle interaction with a supersonic shock layer using the meshless algorithm. *Trudy MAI*. 2022. No. 125. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=168166>. DOI: [10.34759/trd-2022-125-07](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-07)
30. Balakin V.A. Problems of friction and wear on rocket tracks. *Trenie i iznos*. 2005. V. 26, No. 3. P. 255-260. (In Russ.)

Статья поступила в редакцию 18.02.2025

Одобрена после рецензирования 25.02.2025

Принята к публикации 25.04.2025

The article was submitted on 18.02.2025; approved after reviewing on 25.02.2025; accepted for publication on 25.04.2025