

УДК 621.336

О. А. СИДОРОВ, А. Н. СМЕРДИН, А. Е. ЧЕПУРКО (ОмГУПС)

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Омский государственный университет путей сообщения», пр. Маркса, 35, Омск, Россия, 644046, тел 8-951-413-44-35, эл. почта: [Alexey.Chep@inbox.ru](mailto:Alexey.Chep@inbox.ru)

## ПРИМЕНЕНИЯ CFD-МЕТОДА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ ТОКОПРИЕМНИКА И ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО УСТРОЙСТВА

На сегодняшний день одним из самых перспективных направлений в моделировании воздействия внешней среды на объекты является вычислительная аэрогидродинамика (*Computational Fluid Dynamics – CFD*). Сегодня CFD-исследования могут быть эффективно применены на железнодорожном транспорте для решения задач моделирования обтекания подвижного состава воздушной и для расчета аэродинамических характеристик токоприемника и его аэродинамических устройств.

Процесс моделирования CFD состоит из:  
генерации расчётной сетки;  
нахождения оптимального числового алгоритма;  
моделирования турбулентных течений.

Особенностью обтекания воздушным потоком токоприемника является то, что он представляет собой конструкцию, состоящую из большого количества элементов. При обдуве

спектры обтекания данных элементов могут пересекаться, т.е. их взаимное расположение обуславливает и действующие на них аэродинамические силы. Кроме того, расчетная сетка при CFD-исследовании всего токоприемника крупнее, чем при CFD-исследовании отдельных деталей или узлов, что сказывается на точности расчета (рис. 1).

Таким образом, анализируя конструкцию токоприемника (рис. 1), авторы статьи пришли к выводу, что для его CFD-исследования целесообразно применять «поэлементный CFD-метод». Для этого необходимо выявить элементы и узлы токоприемника с минимальной степенью влияния друг на друга при обтекании воздушным потоком, затем рассчитать аэродинамические силы, действующие на эти элементы и узлы. Далее, применяя принцип суперпозиции, определить аэродинамические силы, действующие на весь токоприемник.

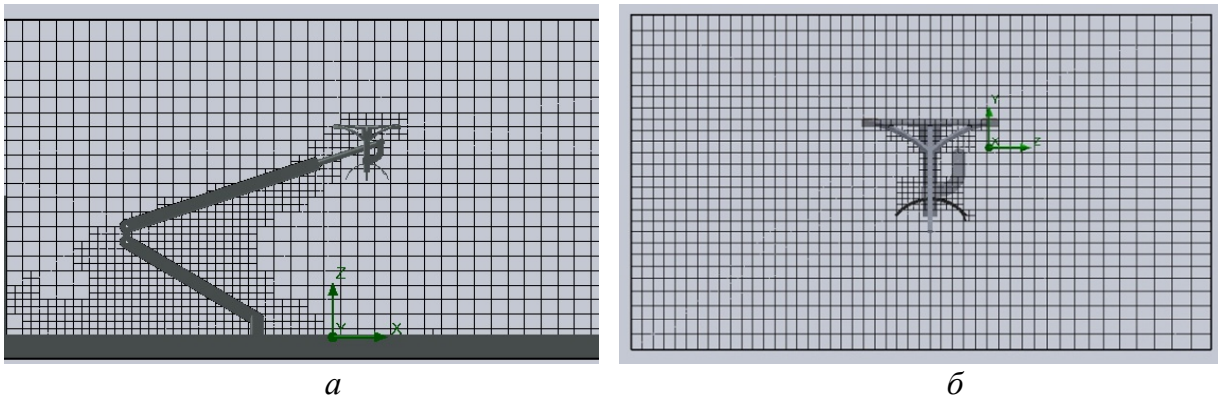


Рис. 1. Расчетная сетка при CFD-исследовании:

а – при исследовании токоприемника, б – при исследовании верхнего узла токоприемника

Аэродинамическое воздействие на конструкции и устройства описывается системой

дифференциальных уравнений Навье-Стокса в частных производных:

$$\left\{ \begin{aligned}
 \rho \frac{\partial u_x}{\partial t} &= j_x \cdot \rho - \frac{\partial p}{\partial x} + 2 \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu \cdot \left( \frac{\partial u_x}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu \cdot \left( \frac{\partial u_x}{\partial y} + \frac{\partial u_y}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \mu \cdot \left( \frac{\partial u_x}{\partial z} + \frac{\partial u_z}{\partial x} \right) \right] - \\
 &- \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu \cdot \left( \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \zeta \cdot \left( \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) \right]; \\
 \rho \frac{\partial u_y}{\partial t} &= j_y \cdot \rho - \frac{\partial p}{\partial y} + 2 \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu \cdot \left( \frac{\partial u_y}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \mu \cdot \left( \frac{\partial u_y}{\partial z} + \frac{\partial u_z}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu \cdot \left( \frac{\partial u_y}{\partial x} + \frac{\partial u_x}{\partial y} \right) \right] - \\
 &- \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu \cdot \left( \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \zeta \cdot \left( \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) \right]; \\
 \rho \frac{\partial u_z}{\partial t} &= j_z \cdot \rho - \frac{\partial p}{\partial z} + 2 \frac{\partial}{\partial z} \left[ \mu \cdot \left( \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu \cdot \left( \frac{\partial u_z}{\partial x} + \frac{\partial u_x}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu \cdot \left( \frac{\partial u_z}{\partial y} + \frac{\partial u_y}{\partial z} \right) \right] - \\
 &- \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial z} \left[ \mu \cdot \left( \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \zeta \cdot \left( \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) \right]; \\
 \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho u_z)}{\partial z} &= 0,
 \end{aligned} \right. \quad (1)$$

где  $u$  – вектор скорости потока с проекциями  $u_x, u_y, u_z$  на соответствующие оси координат [м/с];

$p$  – давление среды [Па];

$\rho$  – плотность среды [кг/м<sup>3</sup>];

$\mu$  – динамическая вязкость [Па·с] при заданной температуре;

$j_x, j_y, j_z$  – проекции вектора объемной силы на соответствующие координатные оси [Н];

$\zeta$  – объемная вязкость [Па·с].

Если принять, что  $\mu = \text{const}$  и  $\zeta = \text{const}$ , то система уравнений (1) значительно упрощается:

$$\left\{ \begin{aligned}
 \frac{\partial u_x}{\partial t} &= j_x - \frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left[ \frac{\partial^2 u_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u_x}{\partial z^2} \right] + \left( \frac{\zeta}{\rho} + \frac{\nu}{3} \right) \cdot \left[ \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right]; \\
 \frac{\partial u_y}{\partial t} &= j_y - \frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left[ \frac{\partial^2 u_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u_y}{\partial z^2} \right] + \left( \frac{\zeta}{\rho} + \frac{\nu}{3} \right) \cdot \left[ \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right]; \\
 \frac{\partial u_z}{\partial t} &= j_z - \frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial z} + \nu \left[ \frac{\partial^2 u_z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_z}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u_z}{\partial z^2} \right] + \left( \frac{\zeta}{\rho} + \frac{\nu}{3} \right) \cdot \left[ \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right]; \\
 \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho u_z)}{\partial z} &= 0,
 \end{aligned} \right. \quad (2)$$

где  $\nu$  – кинематическая вязкость [м<sup>2</sup>/с], которая является отношением динамической вязкости к плотности воздуха.

Найти прямое решение данной системы уравнений на сегодняшний день не представляется возможным из-за того, что оно зависит от начальных и граничных условий. Поэтому при решении практических задач применяют численное моделирование, основной проблемой которого является моделирование турбулентных течений, для чего используют следующие CFD-модели турбулентности [1]:

1) Прямое численное моделирование (*DNS – Direct Numerical Simulation*). Отсутствуют дополнительные уравнения. Нестационарные уравнения Навье-Стокса решаются с очень мелким шагом по времени, на мелкой пространственной сетке.

2) Осреднение по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (*RANS – Reynolds Averaged Navier-Stokes equations*), замкнутых с помощью алгебраических или дифференциальных моделей турбулентности.

3) Метод крупных вихрей (LES – *Large Eddy Simulation*). Влияние вихрей, которые по размерам меньше, чем размеры ячейки расчётной сетки, заменяется эмпирическими моделями.

4) Метод DES (*Detached Eddy Simulation*), который является комбинацией подходов RANS и LES. В зоне внешнего течения используется RANS, а в зоне отрыва потока с крупными вихрями – LES.

Наибольшая точность расчетов может быть получена при прямом численном моделировании (*DNS*). Однако при сегодняшнем уровне развития вычислительной техники отсутствует возможность решения задач с реальной геометрией с Колмогоровским масштабом длины и Колмогоровским масштабом времени при больших числах Рейнольдса [1]. Современные суперкомпьютеры способны решать задачи с

применением метода крупных вихрей (LES) и метода моделирования отдельных вихрей (DES), однако такая техника имеется только в крупных научно-исследовательских центрах. Поэтому для решения широкого спектра инженерных задач аэрогидродинамики широко используется метод осреднения по Рейнольдсу системы дифференциальных уравнений Навье-Стокса в частных производных (RANS).

Дополнительный модуль инженерного анализа Flow Simulation программного комплекса САПР SolidWorks 2010 применялся авторами для CFD-исследований. Для моделирования турбулентных течений в нем используется стандартная k-ε модель турбулентности Лаундера-Сполдинга, основанная на решении системы дифференциальных уравнений в частных производных:

$$\left\{ \begin{aligned} & \rho \left( [u_x] \cdot \frac{\partial [u_x]}{\partial x} + [u_y] \cdot \frac{\partial [u_x]}{\partial y} + [u_z] \cdot \frac{\partial [u_x]}{\partial z} \right) = - \frac{\partial [p]}{\partial x} + \\ & + 2 \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu_{ef} \cdot \left( \frac{\partial [u_x]}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu_{ef} \cdot \left( \frac{\partial [u_x]}{\partial y} + \frac{\partial [u_y]}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \mu_{ef} \cdot \left( \frac{\partial [u_x]}{\partial z} + \frac{\partial [u_z]}{\partial x} \right) \right]; \\ & \rho \left( [u_x] \cdot \frac{\partial [u_y]}{\partial x} + [u_y] \cdot \frac{\partial [u_y]}{\partial y} + [u_z] \cdot \frac{\partial [u_y]}{\partial z} \right) = - \frac{\partial [p]}{\partial y} + \\ & + 2 \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu_{ef} \cdot \left( \frac{\partial [u_y]}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu_{ef} \cdot \left( \frac{\partial [u_x]}{\partial y} + \frac{\partial [u_y]}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \mu_{ef} \cdot \left( \frac{\partial [u_y]}{\partial z} + \frac{\partial [u_z]}{\partial y} \right) \right]; \\ & \rho \left( [u_x] \cdot \frac{\partial [u_z]}{\partial x} + [u_y] \cdot \frac{\partial [u_z]}{\partial y} + [u_z] \cdot \frac{\partial [u_z]}{\partial z} \right) = - \frac{\partial [p]}{\partial z} + \\ & + 2 \frac{\partial}{\partial z} \left[ \mu_{ef} \cdot \left( \frac{\partial [u_z]}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu_{ef} \cdot \left( \frac{\partial [u_x]}{\partial z} + \frac{\partial [u_z]}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu_{ef} \cdot \left( \frac{\partial [u_y]}{\partial z} + \frac{\partial [u_z]}{\partial y} \right) \right], \end{aligned} \right. \quad (3)$$

где  $\rho$  – плотность среды, кг/м<sup>3</sup>;

$[p]$  – осредненное давление, Па;

$[u_x]$ ,  $[u_y]$ ,  $[u_z]$  – осредненные проекции скорости на координатные оси, м/с;

$\mu_{ef}$  – эффективная динамическая вязкость, Пас.

Эффективная динамическая вязкость определяется по формуле [1]:

$$\mu_{ef} = \rho \cdot (\nu + \nu_j), \quad (4)$$

где  $\nu$  – кинематическая вязкость, м<sup>2</sup>/с;

$\nu_j$  – кинематическая вихревая вязкость, м<sup>2</sup>/с.

Кинематическая вихревая вязкость рассчитывается с помощью зависимости Прандтля-Колмогорова через величины кинетической энергии турбулентности  $k$  и диссипации этой энергии  $\varepsilon$ :

$$\nu_j = C_\nu \cdot \frac{k^2}{\varepsilon}, \quad (5)$$

где  $C_\nu = 0,09$  – эмпирический коэффициент, выбранный на основании экспериментов с близкими к равновесным турбулентными потоками [2].

Система дифференциальных уравнений, связывающих кинетическую энергию турбулентности  $k$  и энергию её диссипации  $\varepsilon$ , записывается в виде:

$$\left\{ \begin{aligned} & \frac{\partial([u_x] \cdot k)}{\partial x} + \frac{\partial([u_y] \cdot k)}{\partial y} + \frac{\partial([u_z] \cdot k)}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x} \left[ \frac{(v+v_j)}{\sigma_k} \cdot \left( \frac{\partial k}{\partial x} \right) \right] + \\ & + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \frac{(v+v_j)}{\sigma_k} \cdot \left( \frac{\partial k}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \frac{(v+v_j)}{\sigma_k} \cdot \left( \frac{\partial k}{\partial z} \right) \right] + \frac{G}{\rho} - \varepsilon; \\ & \frac{\partial([u_x] \cdot \varepsilon)}{\partial x} + \frac{\partial([u_y] \cdot \varepsilon)}{\partial y} + \frac{\partial([u_z] \cdot \varepsilon)}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x} \left[ \frac{(v+v_j)}{\sigma_\varepsilon} \cdot \left( \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} \right) \right] + \\ & + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \frac{(v+v_j)}{\sigma_\varepsilon} \cdot \left( \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \frac{(v+v_j)}{\sigma_\varepsilon} \cdot \left( \frac{\partial \varepsilon}{\partial z} \right) \right] + \\ & + C_1 \cdot \frac{\varepsilon}{k} \cdot \frac{G}{\rho} - C_2 \cdot \frac{\varepsilon^2}{k} + C_3 \cdot \frac{G^2}{k \cdot \rho^2}, \end{aligned} \right. \quad (6)$$

где  $G$  – скорость генерации турбулентности;  $\sigma_k = 1,0$ ;  $\sigma_\varepsilon = 1,3$ ;  $C_1 = 1,43$ ;  $C_2 = 1,92$ ;  $C_3 = 0$  – эмпирические коэффициенты, определенные на основе решения задач о плоской струе и слое смешения [2].

С помощью САПР SolidWorks 2010 авторами статьи было произведено CFD-исследование токоприемника АИСТ и установлены компенсирующие аэродинамические силы, необходимые для получения рациональной аэродинами-

ческой характеристики асимметричного токоприемника [3, 4].

Аэродинамические силы, которые должно создавать аэродинамическое компенсирующее устройство для токоприемника, движущегося коленом вперед, во всем диапазоне рабочих высот и для скорости движения от 33,3 м/с до 69,4 м/с приведены в табл. 1.

Для токоприемника, движущегося коленом назад – в табл. 2.

Таблица 1

**Аэродинамические компенсирующие силы необходимые при движении токоприемника коленом вперед**

$u$ , м/с	33,3	38,8	44,4	50	55,5	61,1	66,7	69,4
$h$ , мм	$P_{\text{ВТ устр.}}$ , Н							
400	1,8	2,8	3,8	5,5	7,1	9,6	11,7	13,5
1000	1,5	2,1	2,9	4,4	5,8	8,0	9,6	11,2
1200	1,4	1,9	2,5	3,9	5,3	7,5	9,0	10,7
1400	1,1	1,4	2,0	3,2	4,3	5,9	7,5	8,8
1600	0,6	1,2	1,5	2,6	3,4	4,8	6,3	7,6
1900	0,2	0,7	1,0	1,9	2,2	3,5	4,8	6,1

Таблица 2

**Аэродинамические компенсирующие силы необходимые при движении токоприемника коленом назад**

$u$ , м/с	33,3	38,8	44,4	50	55,5	61,1	66,7	69,4
$h$ , мм	$P_{\text{ВТ устр.}}$ , Н							
400	-4,6	-6,2	-8,1	-10,2	-13,6	-15,3	-16,5	-16,1
1000	-6,0	-7,7	-9,7	-12,0	-15,2	-17,2	-18,5	-18,3
1200	-6,4	-8,0	-10,1	-12,5	-15,8	-18,1	-19,5	-19,6
1400	-5,5	-7,3	-9,6	-12,0	-15,5	-18,0	-19,5	-19,8
1600	-7,0	-8,8	-11,4	-14,0	-17,6	-20,3	-21,9	-22,4
1900	-7,2	-9,1	-11,9	-14,6	-18,3	-21,0	-22,8	-23,6

Полученные данные показывают, что модули компенсирующих аэродинамических сил различаются при движении в различных направлениях. Поэтому для компенсации аэродинамической подъемной силы асимметричного токоприемника целесообразно применять крылья определенного профиля.

Авторами статьи были проведены исследования аэродинамических характеристик крыльев, длина которых принималась равной 180 мм.

Аэродинамическое крыло устанавливалось в соответствии с рисунком 2. Такое положение было выбрано в соответствии с данными круговой обдувки [5]. На рисунке 2 приведена кинематическая схема, на которой изображен асимметричный токоприемник электроподвижного состава, состоящий из основания 1, пневмопривода 2, взаимодействующего с шарнирно сочлененной нижней штангой 3 и верхней штангой 4, на которой размещены каретки 7 с полозами 8, причем верхняя штанга 4 связана соединительной тягой 5 с основанием 1, направляющей штанги параллелограммного механизма 6 кареток 7, аэродинамического устройства 9. При этом аэродинамическое устройство 9 включает крыло 10, шарнирно соединенное с каретками 7 и способное изменять угол атаки за счет системы управляющих рычагов 11, приводимых в действие встречным потоком воздуха с помощью экранов 12. Упру-

гий элемент 13 обеспечивает заданный угол атаки в зависимости от скорости движения и осуществляет возврат механизма в первоначальное состояние при остановке поезда.

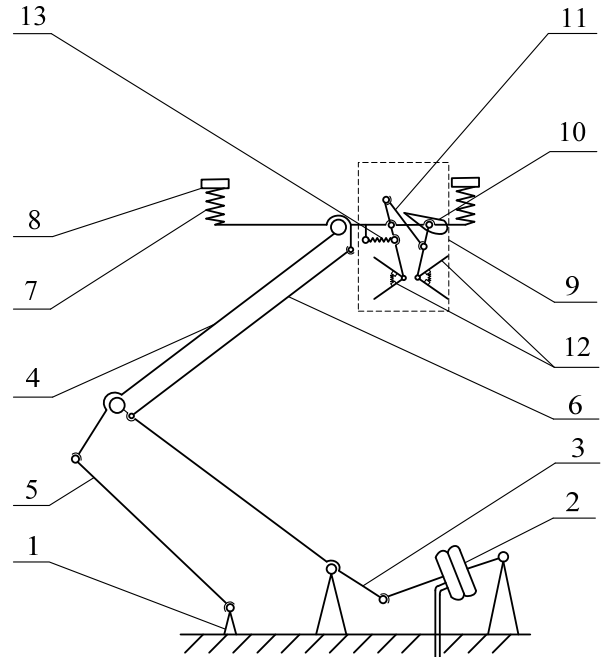


Рис. 2. Кинематическая схема токоприемника с установленным крылом

Спектры обтекания крыла профиля NASA-2210, полученные в результате CFD-исследования для скорости 69,4 м/с приведены на рис. 3.

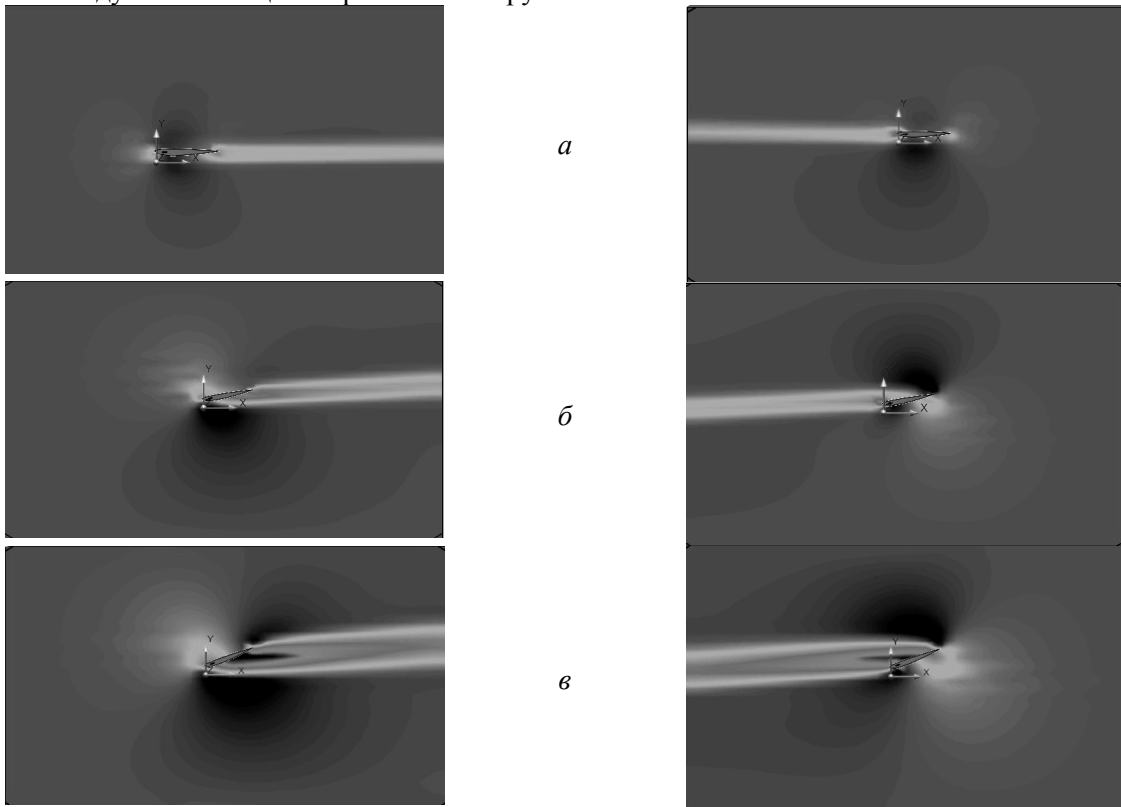
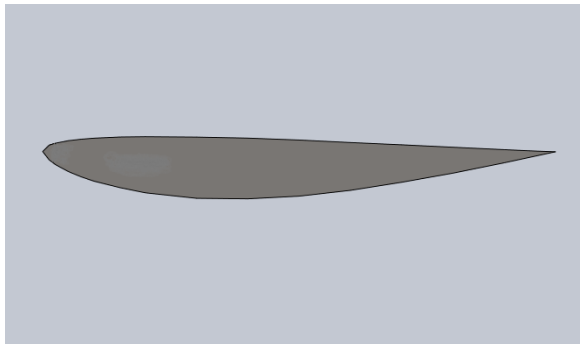


Рис. 3. Спектры обтекания крыла профиля NACA-2210 для угла атаки: а – 0°, б – 10°, в – 20°

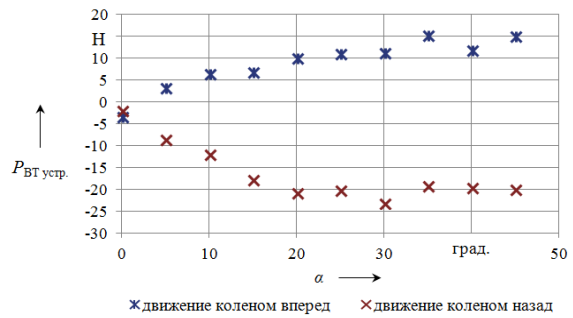
Спектры обтекания на рисунке 3, показывают, что для углов атаки  $0^\circ - 10^\circ$  течение имеет ламинарный характер, без образования турбулентных вихрей. Профиль данного типа согласно [6] имеет критический угол атаки равный  $16^\circ$ , после чего коэффициент подъемной силы начинает резко снижаться, а лобовое сопротивление расти. При угле атаки в  $20^\circ$ , как видно из спектра обтекания, на задней кромке крыла образуется вихрь, течение приобретает турбулентный характер. Также с ростом угла атаки выше критического увеличивается лобовое сопротивление с одновременным снижением качества крыла.

Следовательно, регулирование аэродинамической подъемной силы токоприемника следует осуществлять при угле атаки крыла аэродинамического устройства ниже критического.

Авторами статьи было проведено CFD-исследование крыльев с профилями заданного типа. Результаты этого исследования для скорости  $69,4$  м/с приведены на рисунках 4 – 6. Угол атаки изменяли от  $0$  до  $45$  градусов, продувка осуществлялась в обоих направлениях. Предполагается, что при движении асимметричного токоприемника коленом назад крыло аэродинамического устройства будет создавать опускающую силу, при движении в обратном направлении – подъемную силу.

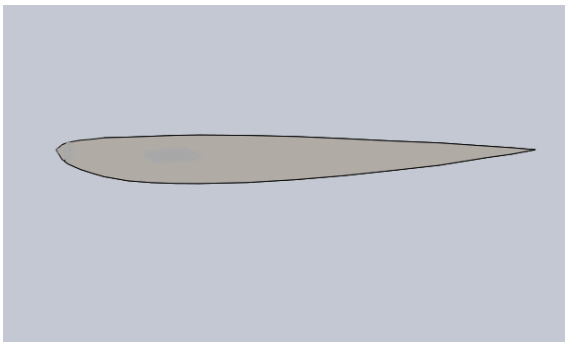


а



б

Рис. 4. Результаты CFD-исследования крыла: а – профиль ЦАГИ-6-12%; б – зависимость аэродинамической подъемной силы крыла от угла атаки

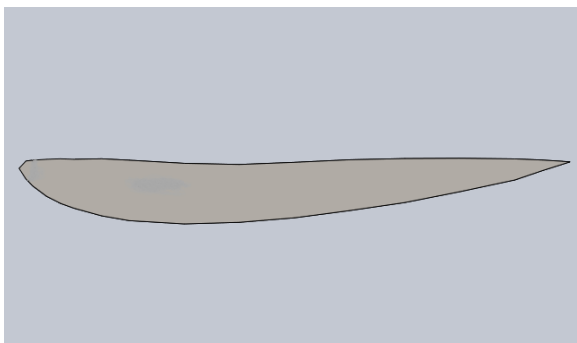


а

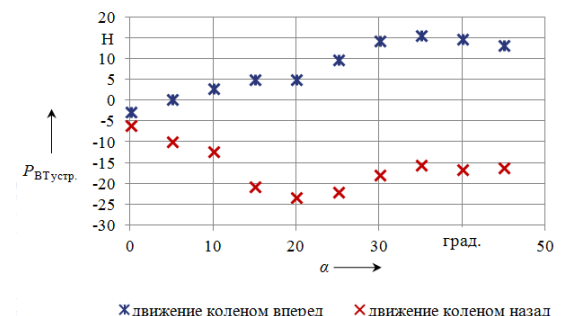


б

Рис. 5. Результаты CFD-исследования крыла: а – профиль NASA-2210; б – зависимость аэродинамической подъемной силы крыла от угла атаки



а



б

Рис. 6. Результаты CFD-исследования крыла: а – профиль USA-27; б – зависимость аэродинамической подъемной силы крыла от угла атаки

Эффективное регулирование контактного нажатия может быть обеспечено при создании крылом аэродинамических подъемных сил, приведенных в таблице 1 и таблице 2 и осредненных по высоте. В наибольшей степени этому требованию соответствует крыло с профилем NASA-2210.

#### Выводы

1) Способ моделирования газодинамических процессов посредством ПЭВМ с использованием CFD-исследования с применением «поэлементного CFD-метода», является целесообразным

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Выбор подхода к определению турбулентной скорости распространения пламени в цилиндре газового двигателя [Текст] / Абрамчук Ф. И. и др. // Вестник национального технического университета «ХПИ». – 2009. – № 47. – С. 112 – 126.
2. SolidWorks 2007/2008. Компьютерное моделирование в инженерной практике [Текст] / А. А. Алямовский и др. // СПб.: БХВ-Петербург, 2008. – 1040 с.
3. Чепурко А. Е. Регулирование аэродинамической подъемной силы токоприемника в процессе его взаимодействия с контактной подвеской [Текст] / А. Е. Чепурко // Известия Транссиба. – 2012. – № 4. – С. 87 – 93
4. Сидоров О. А., Смердин А. Н., Емельянов М. В. Адаптация математической модели универсального измерительного токоприемника для исследования системы токосъема на линии Москва – Санкт-Петербург [Текст] / О. А. Сидоров, А. Н. Смердин, М. В. Емельянов // Известия Транссиба. – 2012. – № 4. – С. 51 – 58.
5. Радченко И. П. Круговая обдувка профиля NASA 23012 в аэродинамической трубе Т-103Н ЦАГИ. Технические отчеты ЦАГИ № 161, 1959.
6. Атлас аэродинамических профилей крыльев [Текст] / Ушаков Б.А. и др. // Издание БИТ НКАП при ЦАГИ. – 1940.

Поступила в печать 17.04.2013.

**Ключевые слова:** CFD-метод, модели турбулентности, аэродинамические силы, профиль крыла, система дифференциальных уравнений Навье-Стокса, спектры обтекания.

Внутренний рецензент *Кузнецов В. Г.*

Внешний рецензент *Саенко Ю. Л.*

Контактное нажатие при взаимодействии токоприемника с контактной подвеской не остается постоянным. Одной из его дестабилизирующих составляющих является аэродинамическая подъемная сила токоприемника. Поэтому для обеспечения надежного и экономичного токосъема необходимо рассчитать рациональную аэродинамическую силу токоприемника, при которой износ контактирующих элементов будет минимальным с сохранением надежности контакта.

Проведение линейных испытаний токоприемника требует больших материальных затрат, как и его обдувка в аэродинамической трубе. Однако в настоящее время за счет широкой компьютеризации находят применение методы вычислительной гидрогазодинамики (CFD). На железнодорожном транспорте данные методы могут быть применены для расчета лобового сопротивления локомотива, для моделирования воздействия ветра на контактную подвеску и др. Авторами CFD-метод применялся для расчета аэродинамических характеристик токоприемника.

ным при выполнении аэродинамических расчетов токоприемника.

2) Рассчитанные аэродинамические силы, создаваемые аэродинамическим устройством, позволили разработать устройство для автоматического регулирования нажатия.

3) Произведено CFD-исследование крыльев заданного профиля, на основании чего был сделан вывод, что для регулирования аэродинамической подъемной силы токоприемника необходимо использовать крыло с профилем NASA-2210.

#### REFERENCES

1. Abramchuk F. I. Vybora podkhoda k opredeleniyu turbulentnoy skorosti rasprostraneniya plameni v tsilindre gazovogo dvigatelya [The approach to the definition of the turbulent flame propagation velocity in the cylinder gas engine], Bulletin of the National Technical University "KPI", 2009, no. 47, pp. 112-126.
2. Alyamovskiy A. A. SolidWorks 2007/2008. Komp'yuternoe modelirovanie v inzhenernoy praktike [SolidWorks 2007/2008. Computer modeling in engineering practice], SPb., BKhV-Peterburg Publ., 2008, 1040 p.
3. Chepurko A. E. Regulirovanie aerodinamicheskoy pod'emnoy sily tokopriemnika v protsesse ego vzaimodeystviya s kontaktnoy podveskoy [Regulation of aerodynamic lift susceptor during its interaction with catenary], Proceedings of the Trans-Siberian, 2012, no. 4, pp. 87-93.
4. Sidorov O. A., Smerdin A. N., Emel'janov M. V. Adaptatsiya matematicheskoy modeli universal'nogo izmeritel'nogo tokopriemnika dlja issledovaniya sistemy tokosema na linii Moskva – Sankt-Peterburg [Adapting mathematical model multimeter pantograph current collection system for studies on the Moscow - St. Petersburg], Proceedings of the Trans-Siberian, 2012, no. 4, pp. 51-58.
5. Radchenko I. P. Krugovaya obduvka profilja NASA 23012 v aerodinamicheskoy trube [Circular profile NASA 23012 blowing in the wind tunnel], Technical Reports, 1959.
6. Ushakov B.A. Atlas aerodinamicheskikh profilej kryl'ev [Atlas of aerodynamic airfoils]. Izdanie BIT NKAP pri CAGI, 1940.

Объектом исследования является метод применения CFD-анализа для расчета аэродинамических сил, действующих на токоприемник при высокоскоростном движении.

В статье авторами проведено исследование особенностей применения CFD-метода для моделирования аэродинамического воздействия на токоприемник и выбран профиль крыла для его последующего применения в аэродинамическом устройстве.

УДК 621.336

О. О. СИДОРОВ, А. М. СМЕРДИН, О. Є. ЧЕПУРКО (ОмГУПС)

Федеральна державна бюджетна освітня установа вищої професійної освіти «Омський державний університет шляхів сполучення», пр. Маркса, 35, Омськ, Росія, 644046, тел.: 8(951) 413-44-35, e-mail: [Alexey.Chep@inbox.ru](mailto:Alexey.Chep@inbox.ru)

## ЗАСТОСУВАННЯ CFD-МЕТОДУ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ СИЛ СТРУМОПРИЙМАЧА І ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ПРИБОРИ

Контактне натискання при взаємодії струмоприймача з контактною підвіскою не залишається постійним. Однією з його дестабілізуючих складових є аеродинамічна підйомна сила струмоприймача. Тому для забезпечення надійного і економічного струмознімання необхідно розрахувати раціональну аеродинамічну силу струмоприймача, при якій зношування контактуючих елементів буде мінімальним із збереженням надійності контакту.

Проведення лінійних випробувань струмоприймача вимагає великих матеріальних витрат, як і його обдування в аеродинамічній трубі. Проте в даний час за рахунок широкої комп'ютеризації знаходять застосування методи обчислювальної гідрогазодинаміки (CFD). На залізничному транспорті дані методи можуть бути застосовані для розрахунку лобового опору локомотива, для моделювання впливу вітру на контактну підвіску та ін. Авторами CFD-метод застосовувався для розрахунку аеродинамічних характеристик струмоприймача.

Об'єктом дослідження є метод застосування CFD-аналізу для розрахунку аеродинамічних сил, що діють на струмоприймач при високошвидкісному русі.

У статті авторами проведено дослідження особливостей застосування CFD-методу для моделювання аеродинамічного впливу на пантограф і вибраний профіль крила для його подальшого застосування в аеродинамічному пристрої.

**Ключові слова:** CFD-метод, моделі турбулентності, аеродинамічні сили, профіль крила, система диференціальних рівнянь Нав'є-Стокса, спектри обтікання.

Внутрішній рецензент *Кузнецов В. Г.*

Зовнішній рецензент *Саєнко Ю. Л.*

UDC 621.336

O. A. SIDOROV, A. N. SMERDIN, A. E. CHEPURKO (OSTU)

Federal State Educational Institution of Higher Professional Education "Omsk State Transport University" 35 Marks Ave, Omsk, Russia, 644046, tel.: 8(951) 413-44-35, e-mail: [Alexey.Chep@inbox.ru](mailto:Alexey.Chep@inbox.ru)

## USE CFD-METHOD TO DETERMINE THE AERODYNAMIC FORCES PANTOGRAPH AND AERODYNAMIC DEVICES

Contact pressure in the interaction with the pantograph catenary is not constant. One of its components is destabilizing aerodynamic lift trolley. Therefore, to ensure reliable and efficient current collection is necessary to calculate the rational aerodynamic force collector, in which the wear items will be minimal contact with reliable contact.

Conducting tests of linear pantograph requires high material costs, as well as its blowing in the wind tunnel. Currently, however, due to the wide computerization methods are used computational fluid dynamics (CFD). In rail transport, these methods can be used to calculate the drag of the locomotive, to simulate the effects of wind on the catenary, etc. The authors of CFD-method was used to calculate the aerodynamic characteristics of the pantograph.

The object of study is the method of application of CFD-analysis to calculate the aerodynamic forces acting on a current collector for high-speed motion.

In this paper the authors study the features of CFD-modeling method for aerodynamic effects on the current collector and selected airfoil for its use in the aerodynamic device.

**Keywords:** CFD-method, the turbulence model, the aerodynamic forces, the wing profile, the system of the Navier-Stokes differential equations, the spectra of the flow.

Internal reviewer *Kuznetsov V. G.*

External reviewer *Saenko U. L.*

© Сидоров О. А. и др., 2013