

03

## **Моделирование эффекта повышения аэродинамического качества 37.5%-го толстого профиля со щелевым отсосом в вихревых ячейках с учетом влияния сжимаемости**

© С.А. Исаев<sup>1</sup>, П.А. Баранов<sup>1</sup>, А.Г. Судаков<sup>1</sup>, А.М. Ермаков<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации

<sup>2</sup> Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева (КАИ)  
E-mail: isaev3612@yandex.ru

Поступило в Редакцию 1 сентября 2014 г.

На основе решения уравнений Рейнольдса, замкнутых с помощью скорректированной с учетом кривизны линий тока модели переноса сдвиговых напряжений Менгера, и энергии, с помощью многоблочных вычислительных технологий дан анализ дозвукового обтекания воздухом толстого (37.5%) профиля летательного аппарата ЭКИП (Экология и прогресс) со щелевым отсосом в вихревых ячейках в сравнении с распределенным (с поверхности центрального тела) отсосом при фиксированных суммарном коэффициенте объемного расхода 0.02121 и числе Рейнольдса  $10^5$  в диапазоне изменения числа Маха от 0 до 0.4. Обнаружены значительное (до 10 раз) снижение лобового сопротивления, определенного с учетом энергетических потерь, и кардинальное (на порядок) увеличение аэродинамического качества толстого профиля с вихревыми ячейками, достигающее до 160.

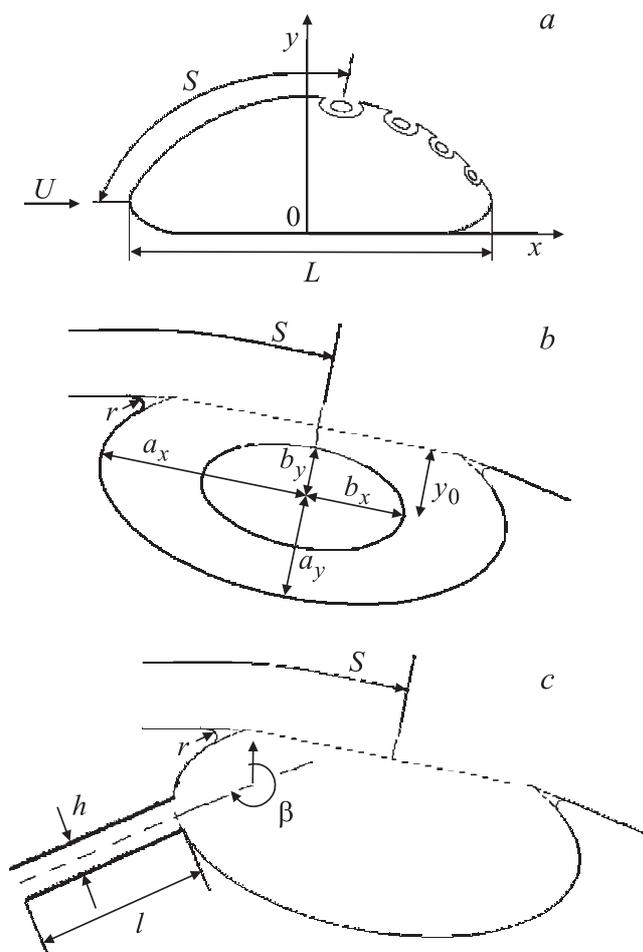
Проект летательного аппарата (ЛА) интегральной компоновки [1] инициировал комплексные численные и физические исследования [2,3] по управлению обтеканием различных объектов с помощью встроенных в контур вихревых ячеек (ВЯ). Для обеспечения близкого к безотрывному обтеканию толстого 37.5%-го профиля на его тыльной стороне располагаются четыре разновеликие эллиптические каверны, а с поверхности размещенных внутри них эллиптических центральных тел (ЦТ) производится отсос с помощью двигательной установки ЛА.

В [2] показано, что при умеренной, постоянной по контуру ЦТ скорости отсоса ( $Vn$  порядка 5% от скорости невозмущенного потока  $U$ ) в ВЯ интенсифицируются циркулирующие потоки и по мере увеличения числа Рейнольдса, определенного по скорости невозмущенного потока  $U$  и хорде  $L$ , обтекание толстого профиля под нулевым углом атаки становится близким к безотрывному, что предопределяет рост коэффициента подъемной силы  $C_y$  до величин порядка 2.4 (при  $Re$  порядка  $10^6$ ). Для учета вклада энергетических затрат в лобовое сопротивление профиля  $C_{xint}$  с активными ВЯ предложены приближенные оценки дополнительного сопротивления  $C_{xadd}$ . В случае отсоса с ЦТ  $C_{xadd}$  определяется через мощность, потребную для поддержания расхода жидкости, вычисленную в предположении об удалении воздуха в зону с относительным нулевым давлением. Учитывая, что на профиле размещаются четыре ячейки, получаем

$$C_{xadd} = 4N_q / (1/2\rho U^3 L) = 2\sum p_{cpi} C_{qi},$$

где  $\rho$  — плотность жидкости;  $N_q$  — мощность, потребная для поддержания расхода жидкости через ЦТ в ВЯ;  $p_{cpi}$  — средняя величина статического давления (отнесенного к удвоенному скоростному напору) на поверхности ЦТ в ячейке;  $C_{qi}$  — коэффициент расхода через ЦТ в ячейке;  $i$  — номер ВЯ, изменяющийся от 1 до 4. В результате определяется зависимость  $C_{xint}(Vn)$ , где  $C_{xint} = C_x + C_{xadd}$  — скорректированный с учетом энергетических затрат коэффициент лобового сопротивления профиля с ВЯ. Описанный подход обоснован в [4] при решении задачи обтекания цилиндра с симметричными круговыми ВЯ и щелевыми каналами, отводящими воздух в центральный канал с вентилятором. В [5] обнаружен ранний кризис сопротивления толстого профиля с ВЯ (при числах Маха порядка 0.45). Увеличить диапазон критических чисел Маха удастся уменьшая толщину профиля [6].

Задачей работы являлось численное обоснование преимущества щелевого отсоса во встроенных в толстый профиль летательного аппарата ЭКИП вихревых ячейках по сравнению с распределенным отсосом с поверхностей, расположенных в ячейках центральных тел при изменении числа Маха от 0 до 0.4, которое выражается в значительном снижении (на порядок) лобового сопротивления и многократном увеличении аэродинамического качества несущей поверхности. Объект исследования — толстый профиль ЛА ЭКИП с ВЯ при нулевом угле



**Рис. 1.** Экиповский профиль с базовыми вихревыми ячейками при наличии центральных тел (а), эллиптическая форма вихревой ячейки со скругленными острыми кромками и с центральным телом (b) и щелевым каналом (c).

атаки и фиксированном (автомодельном, как следует из [12]) числе Рейнольдса  $10^5$  (рис. 1, а-с). Конфигурация профиля рассматривается

со слегка скругленными носовой и кормовой кромками, а скорость отсоса  $Vn$  в базовом варианте с поверхности ЦТ задается равной 0.05 в долях  $U$ . Для щелевых отсосов в ВЯ задаются соответствующие базовым коэффициенты расхода  $C_q$ , причем суммарный  $C_q = 0.02121$ . Также в качестве масштабов обезразмеривания принимаются плотность потока и длина хорды профиля  $L$ .

Контур обтекаемого тела составлен из верхней дуги окружности, радиус которой равен 0.577, и двух нижних дуг радиусом 0.175, соединенных отрезком прямой линии с координатой  $y = -0.0866$ . Радиус скругления передней и задней кромок равен 0.05. Дуговая координата центра окна первой ячейки — 0.685. Длина окна 0.0834. Ячейки эллиптической формы (рис. 1, *b*) с продольной и поперечной полуосями  $a_x = 0.0584$  и  $a_y = 0.5a_x$  заглублены в контур толстого профиля на расстояние  $y_0 = 0.7a_y$ . Радиус скругления кромки ячейки — 0.001. В центрах ячеек располагаются центральные тела эллиптической формы с полуосями  $0.5a_x$  и  $0.25a_x$ . Остальные три ячейки топологически идентичны первой с дуговыми координатами — 0.861, 0.992, 1.107, размерами окон — 0.0696, 0.0556, 0.0417. Продольные полуоси эллиптических ячеек — 0.0487, 0.0389, 0.0292, радиусы скругления кромок — 0.00084, 0.00067, 0.00051.

Рассматривается плоское стационарное равномерное движение воздуха в цилиндрической расчетной области. Ее центр совпадает с началом декартовой системы координат  $x, y$  (рис. 1). Внешняя граница расчетной области удалена на большое (38.62 хорды) расстояние от тела. На входной части границы параметры потока фиксируются. На выходной части границы задаются мягкие граничные условия (условия продолжения решения). Параметры турбулентности на входе в область выбираются так же, как и при решении задачи о течении несжимаемой вязкой жидкости [2]: степень турбулентности внешнего потока задается на уровне, характерном для аэродинамических труб,  $Tu_\infty = 1.5\%$ , а масштаб турбулентности принимается  $L$ . На омываемых теплоизолированных поверхностях выполняется условие прилипания. В набегающем потоке число Рейнольдса  $Re$  фиксируется и равняется  $10^5$ , а число Маха  $M$  варьируется от 0 до 0.4. Число Прандтля для воздуха — 0.7, а турбулентное число Прандтля принимается равным 0.9.

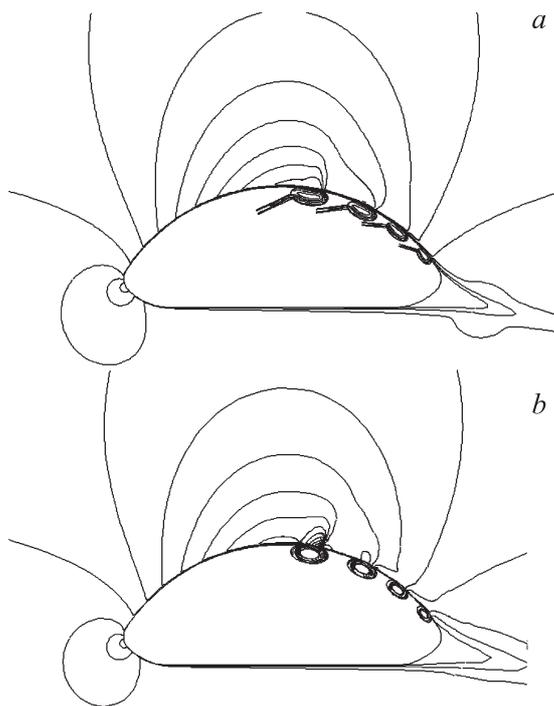
Трехъярусная расчетная сетка окружает профиль. Прилегающий к контуру кольцевой слой толщиной 0.13 содержит 51 узел в поперечном направлении. От носка профиля до первой вихревой ячейки

располагается 121 узел, на самих ячейках — 16 узлов, между ними — 26 узлов, от последней ячейки до передней кромки профиля — 201 узел. Размер шага сетки у поверхности — 0.0002. Второй и третий кольцевые слои толщиной 3 и 35 содержат 101 и 41 узел в радиальном направлении и 421 узел по окружной координате.

Каждая вихревая ячейка покрывается индивидуальной внешней сеткой, прилегающей к ее окну. Вертикальные размеры всех подобластей — 0.1, число узлов по нормали к стенке — 51, а величина пристеночного шага — 0.0005. Расчетные узлы располагаются со сгущением в окрестности кромок. Прикромочный шаг принимается равным 0.001. Внутри каждой вихревой ячейки выстраивается цилиндрическая сетка со сгущением узлов к ее стенкам (пристеночный шаг — 0.0002), а также в окрестности острых кромок (минимальный шаг — 0.001). Центр ВЯ покрывается прямоугольной „заплаткой“, а зоны передней и задней кромок вихревых ячеек — криволинейными сетками мелкого масштаба подобно тому, как это делается в [2].

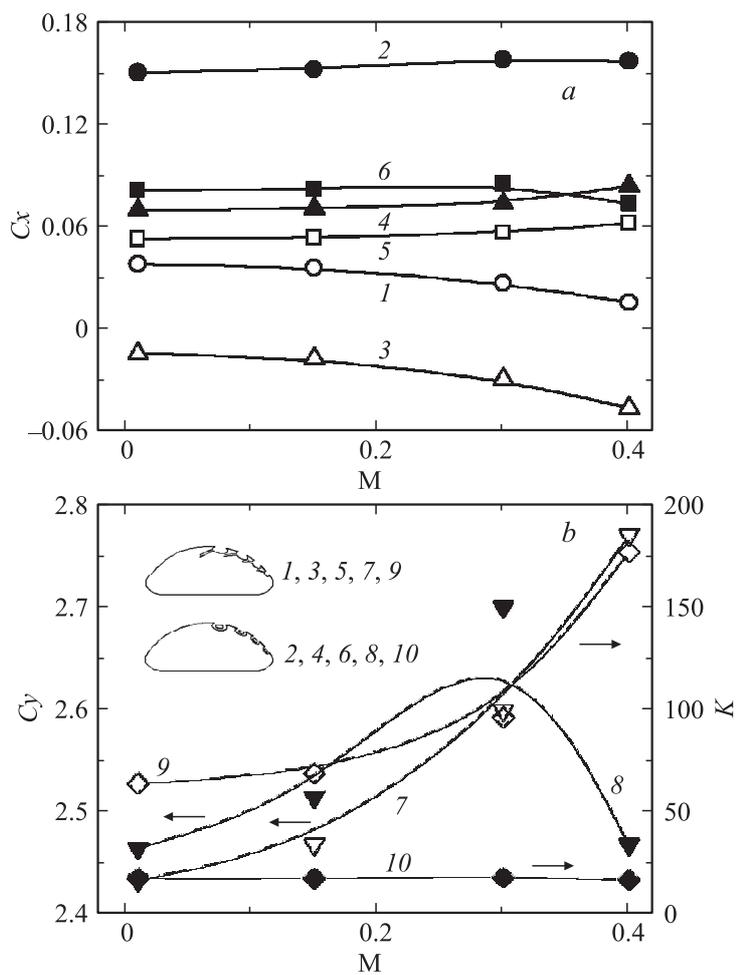
Расчет турбулентного обтекания сжимаемым вязким газом толстого профиля с ВЯ проводится с помощью модифицированного пакета VP2/3, в котором разработанные многоблочные вычислительные технологии [2,7] используются для решения стационарных уравнений сохранения массы, энергии и осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, замкнутых уравнениями модели переноса сдвиговых напряжений [8], скорректированной с учетом влияния кривизны линий тока [9]. Процедура коррекции давления SIMPLEC обобщена на случай сжимаемых турбулентных течений, в том числе со скачками уплотнения. Как следует из [7], для достижения устойчивости вычислительного процесса целесообразно аппроксимировать конвективные члены уравнений Рейнольдса и остальных уравнений переноса по схеме Ван-Лиры.

Анализ картин изомахов при обтекании профиля со щелевым и распределенным отсосом, а также вихревых структур в сочетании с экстремальными параметрами потока в первой ВЯ (рис. 2, табл. 1) показывает, что наличие ЦТ в ВЯ не только видоизменяет картину течения внутри ячейки, но и интенсифицирует его. Интересно отметить возникновение на спинке толстого профиля с ЦТ в ВЯ скачка уплотнения при  $M = 0.4$ , проникающего внутрь ВЯ. Скорости циркулирующего потока намного превосходят характерную скорость  $U$ , причем наибольшие величины минимальных вертикальных составляющих скорости  $v_{\min}$  оказываются близкими для обоих рассматриваемых случаев.



**Рис. 2.** Сравнение нанесенных с шагом 0.1 картин изомахов при обтекании сжимаемым газом (при  $M = 0.4$  и  $Re = 10^5$ ) толстого профиля с вихревыми ячейками со щелевым (*a*) и распределенным (*b*) отсосом.

Отсутствие загромождения ВЯ в случае щелевого отсоса предопределяет качественно иное поведение и количественное различие лобового сопротивления профиля с ячейками с ростом числа Маха (кривые 3 и 4 на рис. 3, *a*). Если в первом случае  $C_x$  монотонно снижается, то во втором случае несколько подрастает. Как видно из табл. 2,  $C_x$  профиля со щелевыми отсосами в ВЯ отрицательный, т.е. на профиль действует тянущая сила, причем она слабо зависит от  $M$ , а вот  $C_x$  ВЯ положительный и довольно существенно понижается с ростом  $M$ . Дополнительное лобовое сопротивление  $C_{xadd}$ , связанное с энергетическими затратами, оказывается близким для обоих вариан-



**Рис. 3.** Сравнение зависимостей от числа Маха коэффициентов лобового сопротивления  $C_x$  (1–6), подъемной силы  $C_y$  (7,8) и аэродинамического качества  $K$  (9,10) для толстых профилей с вихревыми ячейками без (1,3,5,7,9) и с (2,4,6,8,10) центральными телами. 1, 2 — рассчитанные  $C_x$ ; 3, 4 — оценка дополнительного  $C_x$  с учетом энергетических затрат; 5, 6 — суммарный  $C_x$ .

**Таблица 1.** Сравнение экстремальных локальных характеристик течения в случае щелевого и распределенного (\*) отсосов в ВЯ

М	$u_{\min}$	$v_{\min}$	$v_{\max}$
0.01	-1.277	-1.443	0.969
0.01*	-1.630	-1.336	2.218
0.15	-1.283	-1.461	0.977
0.15*	-1.675	-1.356	2.314
0.30	-1.297	-1.575	0.977
0.30*	-1.847	-1.500	2.765
0.40	-1.296	-1.793	0.969
0.40*	-1.889	-1.830	2.731

**Таблица 2.** Сравнение интегральных силовых характеристик, действующих на профиль (рр) и вихревые ячейки (vc) для щелевого и распределенного (\*) отсоса в ВЯ

М	$C_{xpr}$	$C_{xvc}$	$C_{xp}$	$C_{xf}$	$C_{ypr}$	$C_{yvc}$
0.01	-0.1827	0.1757	-0.02545	0.01085	1.887	0.5215
0.01*	-0.1856	0.2554	0.05911	0.01077	1.881	0.5822
0.15	-0.1839	0.1736	-0.02855	0.01090	1.912	0.5325
0.15*	-0.1890	0.2601	0.06023	0.01090	1.918	0.5956
0.30	-0.1890	0.1657	-0.04077	0.01107	2.007	0.5730
0.30*	-0.2026	0.2766	0.06190	0.01207	2.051	0.6491
0.40	-0.1900	0.1481	-0.05837	0.01148	2.112	0.6461
0.40*	-0.1627	0.2472	0.07015	0.01438	1.833	0.6324

тов (кривые 5 и 6), хотя и несколько меньше в случае щелевого отсоса. Как следует из поведения суммарных характеристик  $C_x$  (кривые 1, 2), присутствие ЦТ в ВЯ резко увеличивает лобовое сопротивление ячеек. Так, при  $M = 0.4$   $C_x$  для базового варианта профиля в 10 раз выше, чем для варианта со щелевыми отсосами. Поскольку  $C_y$  близки для обоих вариантов, то разница в аэродинамическом качестве профилей кардинальная и доходит до десяти раз при  $M = 0.4$ , составляя  $K = 160$  для щелевого отсоса.

Работа выполнена при поддержке РФФИ по проекту № 14-19-00003 и при частичной государственной поддержке научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских вузах (ведущий ученый — С. Исаев, КНИТУ-КАИ, г. Казань) по гранту правительства России № 14.Z50.31.0003.

## Список литературы

- [1] *Savitsky A. I., Schukin L. N., Karelin V. G. et al. // United States Patent N 5417391, May 23, 1995. (Preceded by earlier Russian patent N 2015941 from 1991).*
- [2] Управление обтеканием тел с вихревыми ячейками в приложении к летательным аппаратам интегральной компоновки (численное и физическое моделирование) / Под ред. А.В. Ермишина и С.А. Исаева. М.: МГУ, 2003. 360 с.
- [3] *Donelli R., Ionelli P., Chernyshenko S., Iollo A., Zannetti I. // AIAA J. 2009. V. 47. N 2. P 451–467.*
- [4] *Исаев С.А., Баранов П.А., Ватин Н.И., Жукова Ю.В., Судаков А.Г. // Письма в ЖТФ. 2014. Т. 40. В. 15. С. 50–57.*
- [5] *Isaev S.A., Sudakov A.G., Baranov P.A., Mordinsky N.A. // J. Engineering Physics and Thermophysics. 2007. V. 80. N 6. P. 1193–1198.*
- [6] *Isaev S.A., Baranov P.A., Sudakov A.G., Usachov A.E. // Tech. Phys. Lett. 2014. V. 40. N 5. P. 417–420.*
- [7] *Исаев С.А., Баранов П.А., Усачов А.Е. Многоблочные вычислительные технологии в пакете VP2/3 по аэротермодинамике. Саарбрюкен: LAP LAMBERT Academic Publishing, 2013. 316 с.*
- [8] *Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. // Turbulence, Heat and Mass Transfer 4 / Ed. K. Hajalic, Y. Nogano, M. Tummers. Begell House, Inc., 2003. 8 p.*
- [9] *Isaev S.A., Baranov P.A., Zhukova Yu.V., Usachov A.E., Kharchenko V.B. // J. Engineering Physics and Thermophysics. 2014. V. 87. Iss. 4. P. 1002–1015.*