

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СВЕРХКРИТИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ MBV A-3

Введение

Проектирование трансзвуковых летательных аппаратов требует знания аэродинамических характеристик профилей в широком диапазоне чисел Маха. Эти характеристики могут быть получены как с помощью экспериментальных исследований, так и с помощью методов вычислительной гидродинамики, так называемых CFD-пакетов (CFD - computational fluid dynamics). Однако несмотря на широкий ассортимент CFD-пакетов они используют один и тот же набор моделей турбулентности для замыкания системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье - Стокса. Для выбора модели турбулентности, которая соответствует параметрам течения, необходимо провести сравнительный анализ результатов, полученных при различных моделях турбулентности.

Обзор литературы показывает, что при численном исследовании сверхкритических профилей при трансзвуковом режиме обтекания система уравнений в большинстве случаев замыкается следующими моделями турбулентности: однопараметрической моделью Спаларта - Аллмараса; двухпараметрическими моделями $k - \omega$, $k - \omega SST$ (Ментера), $k - \varepsilon$, $k - \varepsilon v2f$ и другими [1 - 6].

1. Постановка задачи

Рассматривается двумерная задача обтекания сверхкритического профиля MBV A-3 с хордой 1 м потоком вязкой сжимаемой жидкости. Численное моделирование обтекания выполняется для углов атаки в диапазоне от 0 до 5° на структурированной сетке, которая была сгенерирована согласно рекомендациям, принятым в [7] для двух расчетных случаев: I - $M_\infty = 0,7$, $Re = 6,2 \cdot 10^6$; II - $M_\infty = 0,76$, $Re = 6,0 \cdot 10^6$.

Параметры атмосферы соответствуют высоте 9000 м над уровнем моря: температура – 229,7 K; плотность – 0,4671 кг/м³; динамический коэффициент вязкости – $1,603 \cdot 10^{-5}$ Па·с.

Целью данной работы является исследование влияния моделей турбулентности на аэродинамические характеристики сверхкритического профиля MBV A-3 при трансзвуковом режиме обтекания, сравнение полученных результатов с экспериментальными данными и нахождение наиболее адекватных моделей турбулентности.

2. Аэродинамические характеристики профиля MBV A-3

Экспериментальные данные, полученные при продувке сверхкритического профиля MBV A-3 в Бэдфордской аэродинамической трубе [8], представлены в табл. 1.

Таблица 1 – Экспериментальные данные профиля MBV A-3

при $M_\infty \approx 0,7$, $Re \approx 6,2 \cdot 10^6$

№ п/п	M_∞	$Re \times 10^6$	α°	c_{xa}	c_{ya}	m_z
1	0,700	6,08	2,01	0,00785	0,501	-0,0494
2	0,700	6,26	3,02	0,00877	0,649	-0,0455
3	0,699	6,21	4,01	0,01561	0,841	-0,0393
4	0,698	6,17	5,00	0,03085	1,003	-0,0414
5	0,698	6,17	5,49	0,03720	1,024	-0,0405

Таблица 2 – Экспериментальные данные профиля MBV A-3

при $M_\infty \approx 0,76$, $Re \approx 6,0 \cdot 10^6$

№ п/п	M_∞	$Re \times 10^6$	α°	c_{xa}	c_{ya}	m_z
1	0,759	6,00	1,50	0,00780	0,487	-0,0578
2	0,760	6,01	1,89	0,00803	0,564	-0,0577
3	0,760	6,01	2,21	0,00870	0,626	-0,0583
4	0,760	6,00	2,75	0,01518	0,734	-0,0643
5	0,758	5,98	3,73	0,04110	0,880	-0,0851
6	0,761	6,00	4,74	0,06458	0,920	-0,1039

Представленные в табл. 1 и 2 экспериментальные данные не содержат коррекции на влияние перфорации стенок аэродинамической трубы, отсюда вытекает необходимость пересчета этих аэродинамических характеристик на безграничный поток. Методика пересчета подробно описана в [9].

Пересчитанные исходные экспериментальные данные для двух расчетных случаев приведены в табл. 3 и 4.

Таблица 3 – Скорректированные экспериментальные данные

профиля MBV A-3 в безграничном потоке при $M_\infty \approx 0,7$, $Re \approx 6,2 \cdot 10^6$

№ п/п	M_∞	$Re \times 10^6$	α°	c_{xa}	c_{ya}	m_z
1	0,700	6,08	1,82	0,00785	0,488	-0,0461
2	0,700	6,26	2,79	0,00877	0,632	-0,0413
3	0,699	6,21	3,73	0,01561	0,819	-0,0338
4	0,698	6,17	4,66	0,03085	0,977	-0,0349
5	0,698	6,17	5,15	0,03720	0,997	-0,0338

Таблица 4 – Скорректированные экспериментальные данные профиля MBV A-3 в безграничном потоке при $M_\infty \approx 0,76$, $Re \approx 6,0 \cdot 10^6$

№ п/п	M_∞	$Re \times 10^6$	α°	c_{xa}	c_{ya}	m_z
1	0,759	6,00	1,32	0,00780	0,472	-0,0540
2	0,760	6,01	1,68	0,00803	0,546	-0,0532
3	0,760	6,01	1,99	0,00870	0,606	-0,0534
4	0,760	6,00	2,49	0,01518	0,711	-0,0585
5	0,758	5,98	3,41	0,04110	0,852	-0,0782
6	0,761	6,00	4,40	0,06458	0,891	-0,0966

3. Результаты численного моделирования

Результаты численного моделирования обтекания сверхкритического профиля MBV A-3 в CFD-пакете STAR-CCM+ трансзвуковым потоком при различных моделях турбулентности (Спаларта-Аллмараса, $k - \varepsilon$, $k - \varepsilon v2f$ и $k - \omega SST$) в диапазоне углов атаки от 0 до 5° для двух расчетных случаев представлены в табл. 5.

4. Анализ полученных результатов

Для нахождения наиболее адекватной модели турбулентности, которая давала бы в результате численного расчета наиболее близкое совпадение с экспериментальными данными, результаты численного моделирования (табл. 5) необходимо сравнить по следующим аэродинамическим зависимостям: зависимость коэффициента подъемной силы от коэффициента лобового сопротивления ($c_{xa} = f(c_{ya})$), зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки ($c_{ya} = f(\alpha)$) и зависимость коэффициента продольного момента от коэффициента подъемной силы ($m_z = f(c_{ya})$).

Зависимость $c_{xa} = f(c_{ya})$ - поляра, является одной из основных аэродинамических зависимостей, которая достаточно полно показывает почти все основные аэродинамические характеристики профиля. С помощью поляры легко определить для любого угла атаки значение аэродинамического качества, а также минимальное значение коэффициента лобового сопротивления и значение коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе. Следовательно, в первую очередь проведем анализ данной зависимости. Для анализа зависимости коэффициента подъемной силы от коэффициента лобового сопротивления применяется известный метод – метод наименьших квадратов, который позволяет сравнить между собой две зависимости, представленные в декартовой системе координат.

Таблица 5 - Результаты расчета сверхкритического профиля MBV A-3

Расчетный случай	α°	SA			$k - \varepsilon$			$k - \varepsilon v 2f$			$k - \omega$ SST		
		C_{x_a}	C_{y_a}	m_z^*	C_{x_a}	C_{y_a}	m_z^*	C_{x_a}	C_{y_a}	m_z^*	C_{x_a}	C_{y_a}	m_z^*
I $M_8 = 0,7$ $Re = 6,2 \cdot 10^6$	0	0,0081	0,212	-0,049	0,0080	0,254	-0,050	0,0066	0,264	-0,049	0,0090	0,254	-0,048
	0,5	0,0081	0,344	-0,049	0,0081	0,346	-0,050	0,0069	0,346	-0,050	0,0093	0,334	-0,048
	1,0	0,0083	0,426	-0,049	0,0084	0,429	-0,050	0,0070	0,429	-0,050	0,0095	0,415	-0,048
	1,5	0,0086	0,510	-0,048	0,0086	0,513	-0,049	0,0072	0,513	-0,049	0,0098	0,497	-0,047
	2,0	0,0090	0,595	-0,046	0,0092	0,598	-0,047	0,0077	0,599	-0,045	0,0103	0,580	-0,045
	2,5	0,0104	0,683	-0,042	0,0106	0,685	-0,043	0,0091	0,686	-0,042	0,0115	0,665	-0,040
	3,0	0,0134	0,775	-0,038	0,0138	0,776	-0,038	0,0123	0,777	-0,037	0,0143	0,753	-0,036
	3,5	0,0189	0,867	-0,036	0,0194	0,866	-0,036	0,0177	0,863	-0,035	0,0193	0,839	-0,033
	4,0	0,0268	0,951	-0,036	0,0273	0,950	-0,036	0,0250	0,931	-0,033	0,0265	0,913	-0,032
	4,5	0,0366	1,019	-0,039	0,0370	1,017	-0,038	0,0324	0,945	-0,030	0,0350	0,959	-0,031
II $M_8 = 0,76$ $Re = 6,0 \cdot 10^6$	5,0	0,0469	1,053	-0,040	0,0470	1,054	-0,039	**	**	**	0,0435	0,973	-0,030
	0	0,0084	0,303	-0,056	0,0084	0,307	-0,056	0,0069	0,306	-0,056	0,0094	0,291	-0,054
	0,5	0,0086	0,400	-0,056	0,0087	0,405	-0,057	0,0071	0,405	-0,056	0,0086	0,400	-0,056
	1,0	0,0093	0,503	-0,056	0,0094	0,509	-0,057	0,0079	0,509	-0,057	0,0102	0,486	-0,054
	1,5	0,0117	0,612	-0,059	0,0121	0,617	-0,060	0,0105	0,616	-0,059	0,0124	0,590	-0,055
	2,0	0,0177	0,717	-0,065	0,0182	0,721	-0,066	0,0161	0,707	-0,063	0,0176	0,684	-0,060
	2,5	0,0263	0,796	-0,073	0,0265	0,798	-0,073	0,0225	0,750	-0,063	0,0247	0,746	-0,062
	3,0	0,0350	0,838	-0,076	0,0347	0,840	-0,075	0,0315	0,801	-0,064	0,0320	0,779	-0,062
	3,5	0,0432	0,857	-0,076	0,0419	0,855	-0,072	0,0423	0,832	-0,065	0,0392	0,797	-0,060
	4,0	0,0511	0,868	-0,074	0,0487	0,858	-0,066	0,0486	0,858	-0,066	0,0512	0,868	-0,059
	4,5	0,0591	0,874	-0,073	0,0550	0,855	-0,060	0,0517	0,892	-0,067	0,0533	0,813	-0,055
	5,0	0,0671	0,878	-0,071	0,0619	0,853	-0,057	**	**	**	0,0603	0,815	-0,052

* Коэффициент продольного момента рассчитывался относительно $\frac{1}{4}$ хорды от передней кромки профиля.

** Сходимость решения не была достигнута.

Суть метода заключается в нахождении расстояния между двумя зависимостями, которое находится по следующей формуле:

$$A = \sum_i \left((x_p^i - x_{\varepsilon}^i)^2 + (y_p^i - y_{\varepsilon}^i)^2 \right), \quad (1)$$

где x_{ε}^i, x_p^i - значения коэффициента лобового сопротивления для эксперимента и расчетного случая;

y_{ε}^i, y_p^i - значения коэффициента подъемной силы для эксперимента и расчетного случая.

Для нахождения адекватной модели турбулентности будем находить расстояние A между экспериментальной полярой и расчетными полярами. Наиболее адекватной будет та модель турбулентности значения, полученные с помощью которой, будут наименее отличаться от экспериментальных, т.е. будут удовлетворять условию

$$A^{opt} \rightarrow \min.$$

Результаты сравнения расстояния между экспериментальной зависимостью коэффициента подъемной силы от коэффициента лобового сопротивления и зависимостями, построенными по результатам численного моделирования, с использованием различных моделей турбулентности представлены в табл. 6.

Таблица 6 – Оценка расстояния между экспериментальной полярой и полярами, полученными в результате численного моделирования

Расчетный случай	Модель турбулентности			
	A^{SA}	$A^{k-\varepsilon}$	$A^{k-\varepsilon v2f}$	$A^{k-\omega SST}$
I	$8,2 \cdot 10^{-5}$	$1,3 \cdot 10^{-4}$	$3,4 \cdot 10^{-3}$	$5,2 \cdot 10^{-3}$
II	$3,6 \cdot 10^{-4}$	$1,5 \cdot 10^{-3}$	$3,2 \cdot 10^{-2}$	$1,1 \cdot 10^{-2}$

На основании полученных результатов, приведенных в табл. 6, можно сделать вывод о том, что наиболее адекватными являются модели турбулентности Спаларта - Аллмараса и $k - \varepsilon$. При этом наибольшее приближение к экспериментальной зависимости коэффициента подъемной силы от коэффициента лобового сопротивления дает модель турбулентности Спаларта - Аллмараса.

На рис. 1 приведены зависимости коэффициента подъемной силы от коэффициента лобового сопротивления (экспериментальная и для модели турбулентности Спаларта - Аллмараса), построенные с разметкой по углу атаки при некоторых постоянных значениях коэффициента подъемной силы.

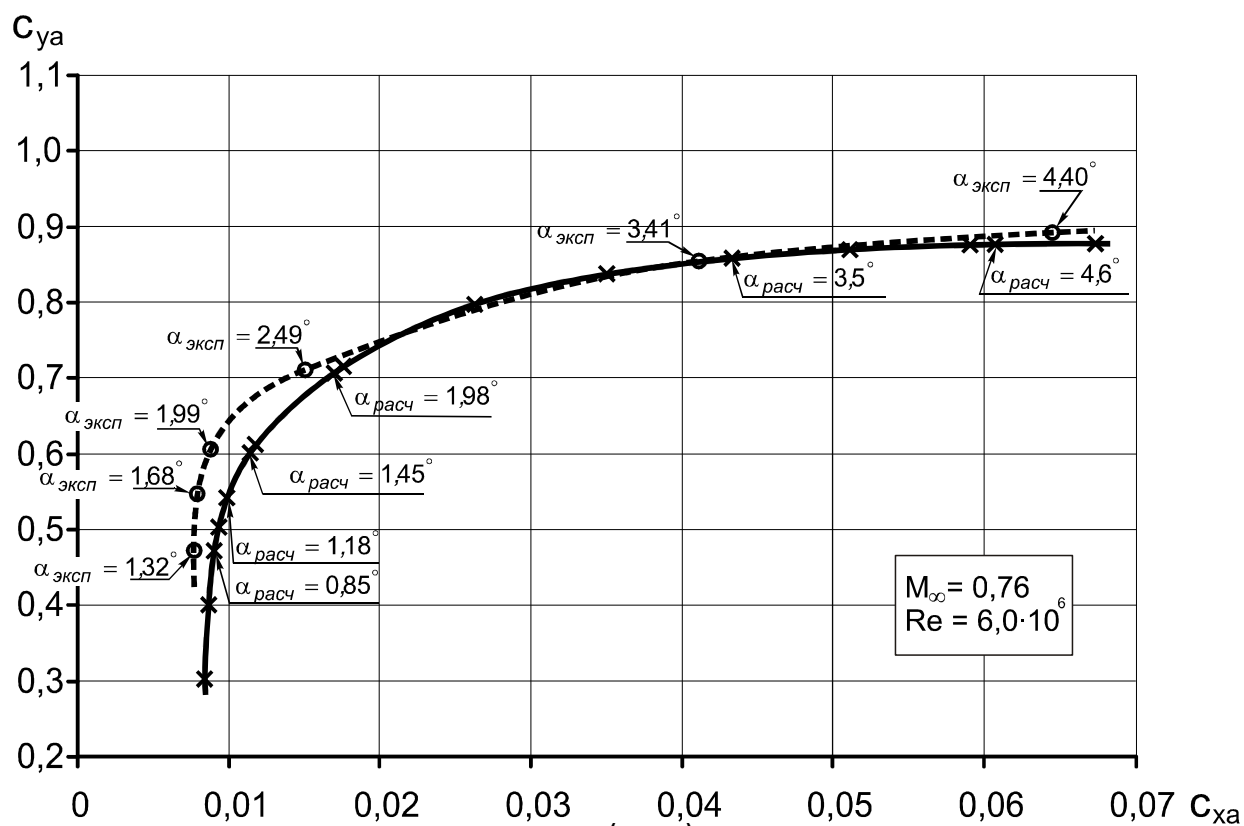
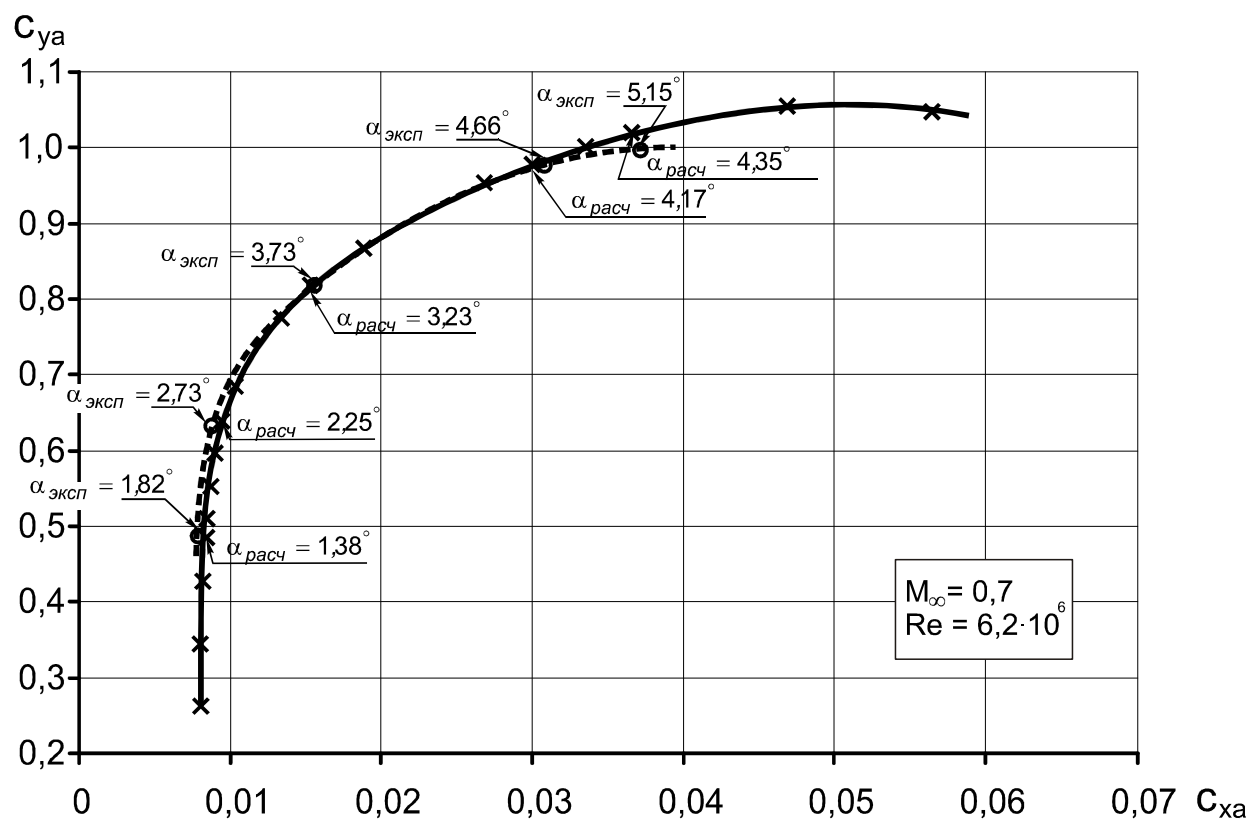


Рисунок 1 – Зависимость $C_{xa} = f(C_{ya})$ для двух расчетных случаев

Как видно из рис. 1, поляры имеют хорошее совпадение, однако имеет место небольшое смещение угла атаки на величину $\Delta\alpha$.

Перейдем к анализу зависимостей коэффициента подъемной силы от угла атаки при различных моделях турбулентности, используя данные табл. 5. Определим производную коэффициента подъемной силы на линейном участке зависимостей для двух расчетных случаев и сравним с экспериментальными данными. Результаты данного расчета представлены в табл. 7.

Таблица 7 – Производная $C_{y_a}^\alpha$ и ее погрешность в сравнении с экспериментальными данными

Расчет- ный случай	Экспериментальное значение $C_{y_a}^\alpha$		Модель турбулентности			
			SA	$k - \varepsilon$	$k - \varepsilon v2f$	$k - \omega SST$
I	$C_{y_a}^\alpha$	10,6	9,93	9,93	9,27	9,65
	$\varepsilon\%$		6,3%	6,3%	12,5%	9,0%
II	$C_{y_a}^\alpha$	11,85	12,31	12,31	11,32	11,40
	$\varepsilon\%$		3,9%	3,9%	4,5%	3,8%

Данные, приведенные в табл. 7, показывают, что наименьшее смещение от экспериментальной $C_{y_a}^\alpha$ в первом расчетном случае дают модели турбулентности Спаларта - Аллмараса и $k - \varepsilon$, во втором расчетном случае – Спаларта - Аллмараса, $k - \varepsilon$ и $k - \omega SST$.

Как было отмечено выше, экспериментальная зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки и зависимости, полученные в результате численного расчета при различных моделях турбулентности, имеют смещение на угол $\Delta\alpha$. В табл. 8 представлено данное смещение по углу атаки.

Таблица 8 – Смещение по углу атаки

Расчетный случай	Смещение $\Delta\alpha$	Модель турбулентности			
		SA	$k - \varepsilon$	$k - \varepsilon v2f$	$k - \omega SST$
I	Δ	0,44...0,57	0,44...0,57	0,47...0,61	0,35...0,49
II	Δ	0,06...0,57	0,06...0,59	0,42...0,59	0,28...0,77

На рис. 2. показана зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для эксперимента и модели турбулентности Спаларта - Аллмараса для двух расчетных случаев.

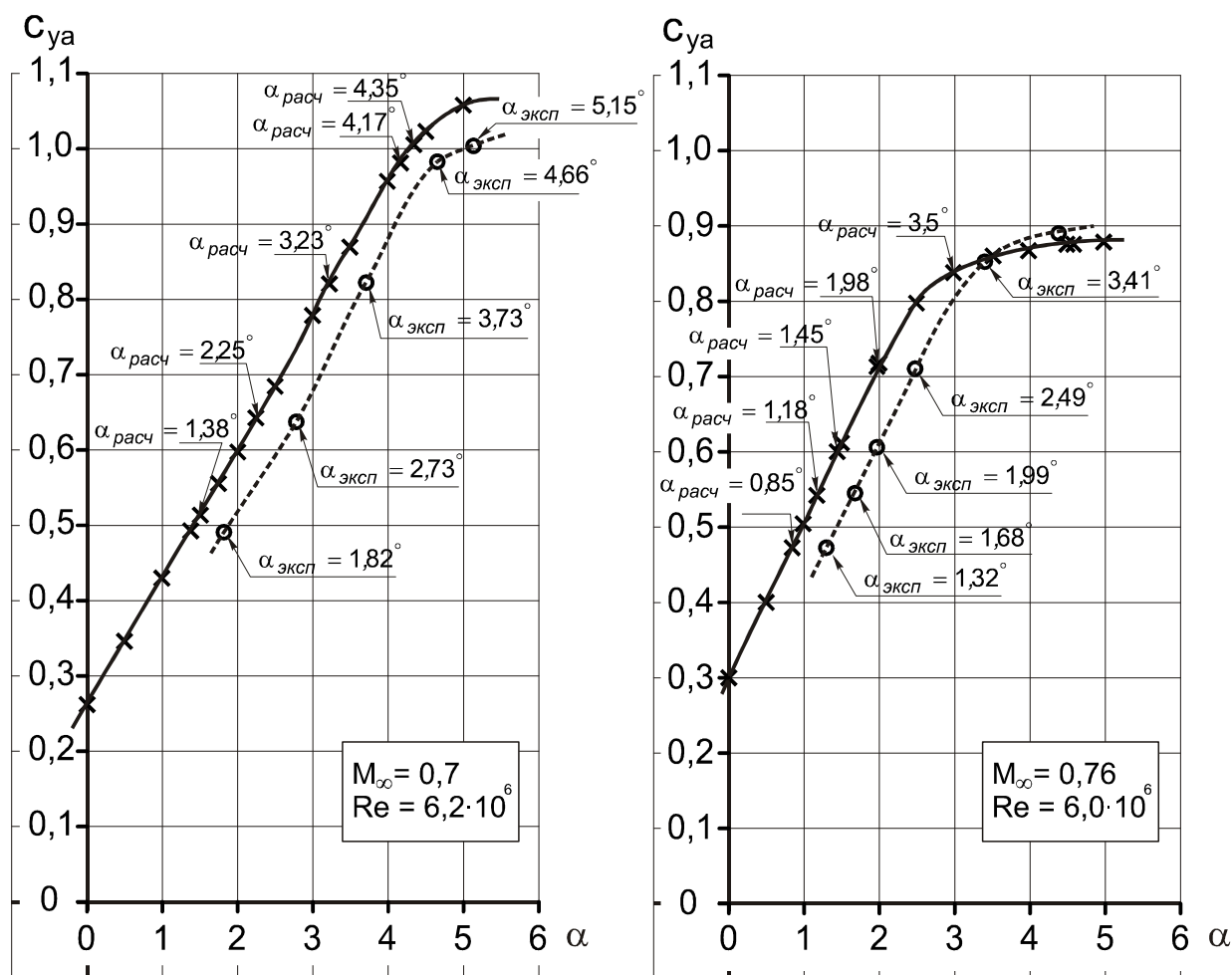


Рисунок 2 – Зависимость $c_{ya} = f(\alpha)$ для двух расчетных случаев

Следующей анализируемой зависимостью будет зависимость коэффициента продольного момента от коэффициента подъемной силы. Данная зависимость характеризует продольную статическую устойчивость профиля; с ее помощью можно получить центр давления, положение фокуса. Анализ данной зависимости будем проводить путем определения оценки расстояния между двумя кривыми. Суть анализа приведена выше.

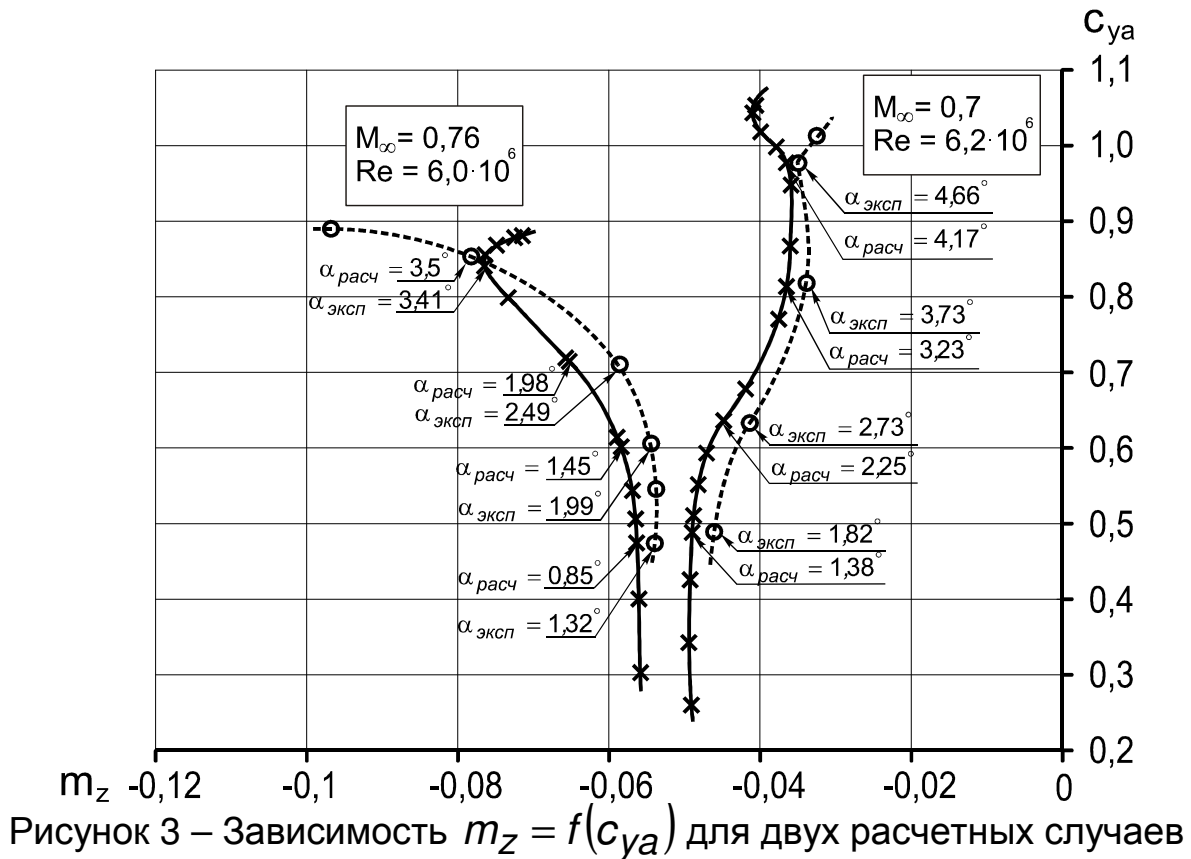
В табл. 10 представлена оценка расстояния между экспериментальной зависимостью $m_z(c_{ya})$ и зависимостями $m_z(c_{ya})$ при различных моделях турбулентности.

Таблица 10 – Оценка расстояния между экспериментальной зависимостью $m_z(c_{ya})$ и зависимостями $m_z(c_{ya})$, полученными в результате численного моделирования

Расчетный случай	Модель турбулентности			
	SA	$k - \varepsilon$	$k - \varepsilon v2f$	$k - \omega SST$
I	0,032	0,032	0,033	0,034
II	0,103	0,101	0,102	0,102

Как видно из табл. 10, при определении оценки расстояния между экспериментальной зависимостью коэффициента продольного момента от коэффициента подъемной силы и зависимостями, полученными в результате численного моделирования, все модели турбулентности дают одинаковое отличие от экспериментальной кривой.

На рис. 3 приведены зависимости $m_z(c_{ya})$ для эксперимента и модели турбулентности Спаларта - Аллмараса.



Выводы

1. При численном моделировании обтекания сверхкритического профиля MBV A-3 при углах атаки от 0 до 5° для моделей турбулентности Спаларта - Аллмараса, $k-\varepsilon$, $k-\varepsilon v2f$ и $k-\omega SST$ для двух расчетных случаев было получено, что наиболее адекватными моделями, которые дают наибольшее соответствие экспериментальным данным, дают, модели турбулентности Спаларта - Аллмараса и $k-\varepsilon$.

2. Смещение аэродинамических зависимостей на постоянный угол $\Delta\alpha^\circ$ требует более детального анализа, связанного с пересчетом экспериментальных данных, полученных в результате продувки профиля в аэродинамической трубе, поскольку при проведении эксперимента по-

правки в общем случае зависят от степени перфорации стенок аэродинамической трубы и числа Маха. Также имеется погрешность в измерении числа Маха и погрешность угла атаки.

Список использованных источников

1. Jouhaud J-C. A Kriging Approach for CFD/Wind Tunnel Data Comparison / J-C. Jouhaud, P. Sagaut, B. Labeyrie // Journal of Fluids Engineering. – 2006. – Vol. 126, Is. 4. - P. 847 - 856.
2. Comparison of Stochastic Collocation Methods for Uncertainty Quantification of the Transonic RAE 2822 Airfoil [Электронный ресурс] / J.A.S. Witteveen, A. Doostan, T. Chantrasmi, R. Pecnik, G. Iaccarino. Режим доступа к статье: http://www.stanford.edu/group/uq/pdfs/reports/NODESIM_WORKSHOP_paper.pdf
3. Субботина П.Н. Применение различных моделей турбулентности для задач внешнего обтекания в программном комплексе Flowvision [Электронный ресурс] / П.Н. Субботина, А.С. Шишаева. Режим доступа к статье: <http://www.flowvision.ru/content/view/106/3/lang,russian/>.
4. Ongoing activities in flow simulation and shape optimization within the German Megadesign project / N. Kroll, K. Becker, H. Rieger, F. Thiele // ICAS 2006 25-th International Congress of the aeronautical sciences, P. 16.
5. Терехин А.А. Математическое моделирование отрыва турбулентного пограничного слоя при обтекании летательного аппарата: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.13.18 / Александр Александрович Терехин; Юж.-Урал. гос. ун-т. – Челябинск., 2009. – 16 с.
6. Кудинов П.И. Сравнительное тестирование моделей турбулентности Спаларта-Аллмараса и Ментера на задаче о трансзвуковом обтекании одиночного профиля rae2822 / П.И. Кудинов // Вісн. Дніпропетр. ун-ту. Сер. Механіка. - 2004. – Вип. 8, Т.1. - С. 34-42.
7. Чмовж В.В. Исследование параметров сетки на результаты численного моделирования обтекания сверхкритического профиля МВВ А-3 / В.В. Чмовж, И. А. Каленюк // Авиационно-космическая техника и технология. – Х., 2010. – Вып. 5 (72). – С. 35-43.
8. Bucciantini G. Supercritical airfoil MBB A-3 Surface pressure distributions, wake and boundary condition measurements / G. Bucciantini, M.S. Oggianno, M. Onorato // Experimental Data Base for Computer Program Assessment. – 1979. – P. A8-1 – A9-1. - AGARD Report AR 138
9. Garner E.C. Lift Interference on Two-Dimensional Wings / E.C. Garner // Subsonic Wind Tunnel Wall Correction. – 1966. – P. 21 – 74. - AGARD Report AR 109

Поступила в редакцию 29.11.2010.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. Я.С. Карпов,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков*