

УДК 533.6

И.А. ГАНГАН, И.Д. ЕРЕМЕЕВ, П.Н. СОЛЯНИК, М.Л. СУРГАЙЛО, В.В. ЧМОВЖ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ПОЛЯ СКОРОСТНЫХ НАПОРОВ ВБЛИЗИ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ РОТОРА ВЕРТИКАЛЬНО-ОСЕВОЙ СХЕМЫ**

Представлены результаты экспериментальных исследований поля скоростных напоров перед ротором, внутри и за вращающимся ротором вертикально-осевой схемы с прямыми лопастями, проведенных в дозвуковой аэродинамической трубе АТ-3 ХАИ. Записаны выражения для относительных нормальной и касательной компонент скоростей, полученных с помощью модели проникаемого цилиндра. Показано сравнение экспериментальных и теоретических зависимостей относительной результирующей скорости от азимутального угла внутри и за ротором и относительной компоненты скорости V_x от координаты z перед ротором.

Ключевые слова: ротор вертикально-осевой схемы, комбинированный насадок, коэффициент быстроходности, окружной коэффициент заполнения, коэффициент проницаемости.

В настоящее время представлено большое количество работ, посвященных экспериментальным исследованиям моделей вертикально-осевой схемы, однако крайне редко можно найти результаты исследований взаимодействия набегающего потока с вращающимся ротором.

В лаборатории дозвуковых скоростей ХАИ в аэродинамической трубе малых скоростей замкнутого типа с открытой рабочей частью АТ-3 ХАИ проведены экспериментальные исследования масштабных моделей роторов вертикально-осевой схемы с прямыми лопастями.

Диаметр выходного сечения сопла аэродинамической трубы равен $D_c = 1,5$ м. Максимальная скорость потока в рабочей части аэродинамической трубы равна $V_{\infty \max} = 45 \text{ М/с}$. Начальная степень турбулентности потока в рабочей части аэродинамической трубы АТ-3 ХАИ равна $\varepsilon = 0,68\%$. Длина рабочей части аэродинамической трубы $L = 2050$ мм.

Для определения взаимодействия вращающегося ротора вертикально-осевой схемы с набегающим потоком в аэродинамической трубе АТ-3 ХАИ были измерены скорости внутри и за ротором.

Модель ротора вертикально-осевой схемы диаметром $D = 1,12$ м монопланной схемы имела две лопасти с профилем $\text{NACA} - 0018$ и хордой $b_{\text{л}} = 0,08$ м, высота ротора $H = 0,574$ м.

Измерения проводились с помощью комбинированного насадка (рис. 1) в трех точках внутри вращающегося ротора и в трех точках за вращающимся ротором на расстоянии 10 мм от описываемой лопастями окружности, по высоте комбинированный насадок устанавливался на расстоянии

58 мм от конца лопасти. Расположение исследуемых точек показано на рис. 2 для азимутальных углов ϑ равных $0^\circ, 30^\circ, 150^\circ, 210^\circ, 330^\circ$.

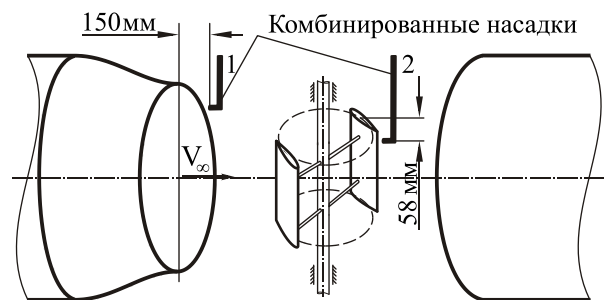


Рис. 1. Схема экспериментальной установки для определения скоростного напора внутри и за ротором вертикально-осевой схемы

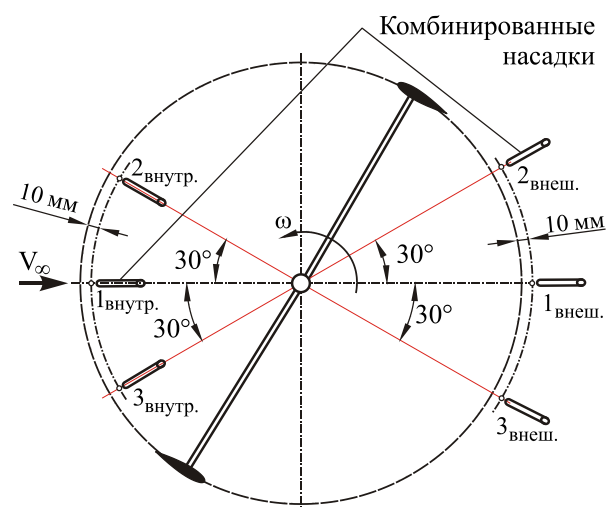


Рис. 2. Расположение исследуемых точек при определении скоростного напора внутри и за ротором вертикально-осевой схемы

С помощью комбинированного насадка 1 определялся скоростной напор невозмущенного потока q_v на расстоянии 150 мм от среза сопла. С помощью комбинированного насадка 2 определялся скоростной напор внутри ротора (за ротором) q_i . Здесь индекс «i» принимает значения: $1_{\text{внутр.}}$, $2_{\text{внутр.}}$, $3_{\text{внутр.}}$, $1_{\text{внеш.}}$, $2_{\text{внеш.}}$, $3_{\text{внеш.}}$ в соответствие с обозначениями на рис. 2. При измерении частота вращения ротора изменялась от n_{max} до n_{min} , что соответствует коэффициентам быстроходности z_{max} (при коэффициенте использования ветра $C_p = 0$) и z_{min} (при максимальном коэффициенте использования ветра $C_{p \text{ max}}$). Коэффициент быстроходности z определялся как

$$z = \omega R / V_\infty, \quad (1)$$

где R – радиус ротора, м;

$$\omega = 2\pi n / 60, \quad \text{с}^{-1} \text{ – угловая скорость вращения}$$

ротора;

$$n \text{ – частота вращения ротора, мин}^{-1};$$

$$V_\infty \text{ – скорость набегающего потока, М/с.}$$

Экспериментально величины скоростного напора в исследуемых точках можно определить по показаниям микроманометров, подключенных к комбинированным насадкам

$$q_v = \psi \frac{\rho_{\text{ж}}}{\rho_3} k_v l_v g, \quad q_i = \psi_n \frac{\rho_{\text{ж}}}{\rho_3} k_n l_i g, \quad (2)$$

где ψ и ψ_n – коэффициенты насадка (для комбинированных насадков $\psi \approx 1$);

ρ_3 – плотность эталонной жидкости (спирта),

$$\rho_3 = 0,8095 \text{ г/см}^3;$$

$\rho_{\text{ж}}$ – плотность рабочей жидкости в микроманометре, г/см^3 ;

$$k_v \text{ и } k_n \text{ – фактор микроманометра, } \text{г/см}^3;$$

l_v и l_i – показания микроманометров, подключенным к комбинированным насадкам, мм;

$$g = 9,81 \text{ М/с}^2 \text{ – ускорение свободного падения.}$$

Скоростной напор набегающего потока, внутри ротора (за ротором) представляет собой соответственно

$$q_v = \frac{\rho V_\infty^2}{2}, \quad q_i = \frac{\rho V_i^2}{2}, \quad (3)$$

где ρ – плотность воздуха, кг/м^3 ;

V_∞ – скорость набегающего потока, М/с ;

V_i – скорость внутри (за ротором), М/с .

С учетом выражений (2) и (3) величины относительных скоростей внутри (за ротором) можно определить как

$$\bar{W}_i = \frac{V_i}{V_\infty} = \sqrt{\frac{q_i}{q_v}} = \sqrt{\frac{l_i}{l_v}}. \quad (4)$$

В таблице 1 приведены результаты экспериментальных исследований поля скоростных напоров при различных частотах вращения ротора n для характерных точек в отношении l_i/l_v .

В ранее опубликованных работах [1, 2] была показана возможность представления вращающегося ротора вертикально-осевой схемы в виде пронизываемого цилиндра.

Теоретические выражения для относительных нормальной и касательной составляющих скорости снаружи и внутри пронизываемого цилиндра имеют вид

$$\bar{V}_{r1} = \left(1 - \frac{R^2}{r^2} \frac{1-K}{1+K}\right) \cos \vartheta - 2 \frac{1-K^p}{1+K} K z \frac{R}{r} \sum_{n=1}^{\infty} \left(-\frac{R}{r}\right)^n \frac{\sin n\vartheta}{n+K}, \quad (5)$$

$$\bar{V}_{g1} = -\left(1 + \frac{R^2}{r^2} \frac{1-K}{1+K}\right) \sin \vartheta + \frac{1-K^p}{1+K} z \frac{R}{r} \left[1 + 2K \sum_{n=1}^{\infty} \left(-\frac{R}{r}\right)^n \frac{\cos n\vartheta}{n+K}\right], \quad (6)$$

$$\bar{V}_{r2} = \left(1 - \frac{1-K}{1+K}\right) \cos \vartheta - 2 \frac{1-K^p}{1+K} K z \frac{R}{r} \sum_{n=1}^{\infty} \left(-\frac{r}{R}\right)^n \frac{\sin n\vartheta}{n+K}, \quad (7)$$

$$\bar{V}_{g2} = -\left(1 - \frac{1-K}{1+K}\right) \sin \vartheta - 2 \frac{1-K^p}{1+K} K z \frac{R}{r} \sum_{n=1}^{\infty} \left(-\frac{r}{R}\right)^n \frac{\cos n\vartheta}{n+K}, \quad (8)$$

где $\bar{V}_{r1} = V_{r1}/V_\infty$ и $\bar{V}_{g1} = V_{g1}/V_\infty$ – относительные нормальная и касательная составляющие скорости для внешнего течения;

$\bar{V}_{r2} = V_{r2}/V_\infty$ и $\bar{V}_{g2} = V_{g2}/V_\infty$ – относительные нормальная и касательная составляющие скорости для внутреннего течения;

p – безразмерный параметр;

K – коэффициент проницаемости, определяемый выражением

$$K = \frac{(1 - \sigma_{\text{окр}})}{1 + \sigma_{\text{окр}}} e^{-\sigma_{\text{окр}} z}, \quad (9)$$

где $\sigma_{\text{окр}}$ – «окружной» коэффициент заполнения, представляющий собой отношение «длины» лопастей к длине ометаемой окружности [2]:

$$\sigma_{\text{окр}} = \frac{i b_{\text{л}}}{\pi D}. \quad (10)$$

На рис. 3 – 4 показаны зависимости относительных скоростей внутри ротора и за ротором от азимутального угла $\bar{W} = f(\vartheta)$. Точками показаны значения, полученные экспериментально, кривыми – теоретические зависимости, полученные с помощью модели проницаемого цилиндра.

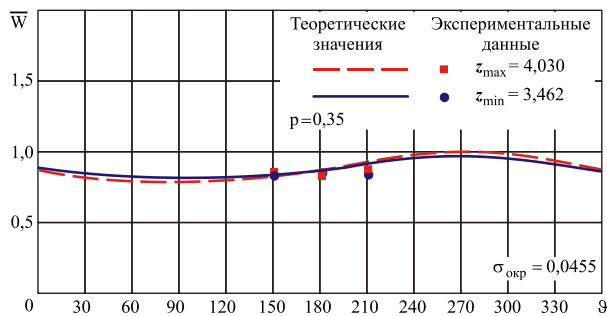


Рис. 3. Зависимости $\bar{W} = f(\vartheta)$ внутри ротора

Из рис. 3 видно, что внутри ротора зависимости $\bar{W} = f(\vartheta)$ мало отличаются для z_{min} и z_{max} . Характер зависимостей, полученных теоретически и экспериментально, одинаков.

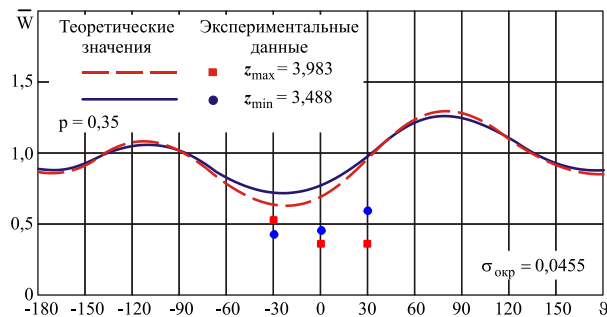


Рис. 4. Зависимости $\bar{W} = f(\vartheta)$ за ротором

Экспериментальные и теоретические зависимости $\bar{W} = f(\vartheta)$ за ротором (рис. 4) также имеют одинаковый характер, но $\bar{W}_{\text{min,теор.}}$ отличаются от экспериментальных в пределах 38%, кроме того, положение минимума $\bar{W}_{\text{min,теор.}}$ смещено по отноше-

Таблица 1
Результаты экспериментальных исследований для точек внутри и за ротором

$n, \frac{1}{\text{МИН}}$	$l_v, \text{ММ}$	$V_{\infty}, \frac{\text{М}}{\text{С}}$	$l_i, \text{ММ}$	$\frac{l_i}{l_v}$
Точка № 1 _{внеш.}				
652	35,0	9,60	4,5	0,129
643	35,0	9,60	4,5	0,129
632	35,0	9,60	4,0	0,124
625	35,0	9,60	4,5	0,129
619	35,0	9,60	5,0	0,143
610	35,0	9,60	5,5	0,157
605	35,0	9,60	6,0	0,171
601	35,5	9,75	6,5	0,183
590	35,5	9,75	7,0	0,197
580	35,5	9,75	7,5	0,211
Точка № 2 _{внеш.}				
662	35,5	9,75	10,0	0,282
648	35,5	9,75	10,5	0,296
642	36,0	9,83	11,0	0,305
631	36,0	9,83	11,5	0,319
602	35,0	9,60	11,5	0,328
596	35,0	9,60	12,0	0,343
582	35,0	9,60	12,5	0,357
Точка № 3 _{внеш.}				
650	35,0	9,60	4,5	0,128
644	35,0	9,60	4,5	0,128
638	35,0	9,60	4,5	0,128
629	35,0	9,60	4,5	0,128
621	35,0	9,60	5,0	0,143
607	35,5	9,75	5,0	0,141
600	35,5	9,75	5,5	0,155
586	35,5	9,75	6,5	0,183
Точка № 1 _{внутр.}				
670	35,5	9,75	24,5	0,690
665	35,5	9,75	24,5	0,690
659	35,5	9,75	25,0	0,704
649	35,5	9,75	26,0	0,732
644	36,0	9,83	26,5	0,736
634	36,5	9,95	27,0	0,740
627	36,5	9,95	27,5	0,753
614	37,0	10,40	28,5	0,716
Точка № 2 _{внутр.}				
652	35,0	9,60	25,0	0,714
647	35,0	9,60	25,0	0,714
637	35,5	9,75	25,0	0,704
624	36,0	9,83	25,0	0,694
618	36,0	9,83	25,5	0,708
607	36,5	9,95	25,5	0,700
Точка № 3 _{внутр.}				
658	35,0	9,60	25,0	0,714
647	35,0	9,60	25,0	0,714
640	35,0	9,60	25,0	0,714
630	35,0	9,60	25,0	0,714
614	35,5	9,75	25,0	0,704
605	35,5	9,75	25,0	0,704

нию $\overline{W}_{\min_{\text{эсп.}}}$ на $\Delta\vartheta = -30^\circ$. Это объясняется тем, что результаты для проницаемого цилиндра были получены для потенциального течения. Здесь уже значительно проявляется различие зависимостей для z_{\min} и z_{\max} .

Для учета влияния загромождения потока масштабными моделями роторов вертикально-осевой схемы измерялось поле скоростных напоров перед моделью вращающегося ротора в вертикальной плоскости, расположенной на расстоянии 150 мм от среза сопла аэродинамической трубы АТ-3 ХАИ (рис. 1), для коэффициентов быстроходности z_{\max} (при коэффициенте использования ветра $C_p = 0$) и z_{\min} (при максимальном коэффициенте использования ветра $C_{p \max}$).

Модель ротора имела 3 лопасти с профилем НАСА-0016М, хордой $b_{\text{л}} = 0,08$ м, диаметром $D = 1$ м, высота ротора $H = 0,7$ м.

Измерения проводились для сечений $y_I = 0$ мм, $y_{II,V} = \pm 200$ мм, $y_{III} = 400$ мм, $y_{IV} = 600$ мм с шагом по оси $0z$ $\Delta z = 100$ мм.

В ходе исследований определялся коэффициент поля в точке

$$\mu_i = \frac{q_n}{q_v}, \quad (11)$$

где q_n – скоростной напор, измеренный с помощью комбинированного насадка в исследуемом сечении в плоскости $0yz$;

q_v – скоростной напор набегающего потока.

На рис. 5 показаны зависимости коэффициентов поля $\mu = f(z)$ в плоскости $0yz$, расположенной на расстоянии $x = 150$ мм от среза сопла (или на расстоянии $x = -1,36R$ от оси ротора) для шести сечений по оси $0y$.

На рис. 6 представлено сравнение графиков распределения относительной скорости $\overline{V}_x = f(\overline{z})$ ($\overline{z} = z/R$) в сечении, удаленном на расстояние $x = -1,36R$ от оси симметрии, перед вращающимся

ротором и перед проницаемым цилиндром для максимального и минимального значений коэффициента быстроходности.

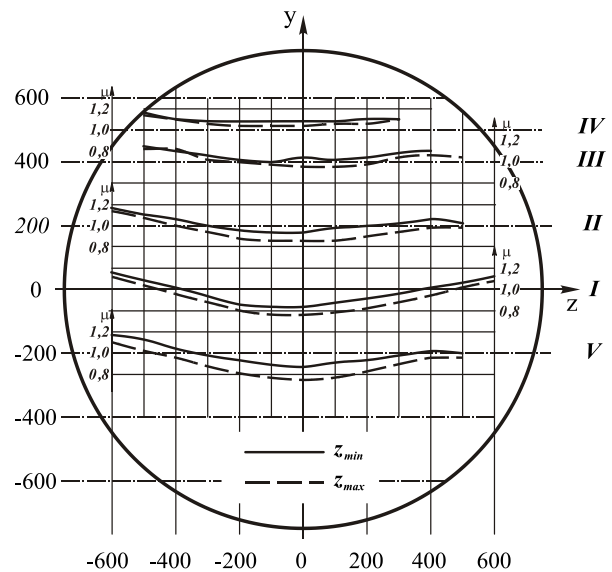


Рис. 5. Определение коэффициентов поля в точке в исследуемом сечении ($x = -1,36R$)

Окружной коэффициент заполнения $\sigma_{\text{окр}} = 0,076$, значения коэффициентов быстроходности: $z_{\max} = 3,97$ и $z_{\min} = 2,94$. Параметр p принимал значение $p = 0,35$.

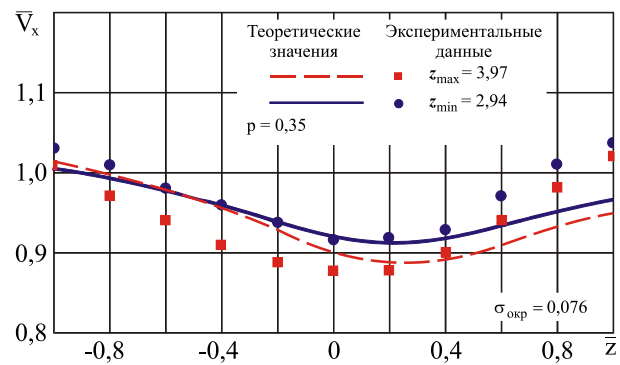


Рис. 6. Сравнение распределений относительной скорости $\overline{V}_x = f(\overline{z})$ при $\overline{x} = -1,36$ и $y_I = 0$ мм

Таблица 2

Экспериментальные значения коэффициента поля в точке для сечения $\overline{x} = -1,36$, $\overline{y}_I = 0$ при z_{\max} и z_{\min}

z , мм	-600	-500	-400	-300	-200	-100	0	100	200	300	400	500	600
$\mu_{z_{\max}}$	1,116	1,039	0,962	0,885	0,808	0,770	0,770	0,789	0,828	0,885	0,943	1,020	1,078
$\mu_{z_{\min}}$	1,157	1,079	1,020	0,942	0,863	0,843	0,840	0,880	0,920	0,960	1,020	1,060	1,120

Из рис. 6 видно, что минимальные значения относительной компоненты скорости $\bar{V}_{x_{\min}}$ для z_{\min} и z_{\max} теоретических и экспериментальных практически совпадают, а координаты \bar{z} , соответствующие минимальным значениям $\bar{V}_{x_{\min}}$, смещены в среднем на $\Delta\bar{z} = 0,2$. Однако характер теоретических зависимостей повторяет экспериментальные.

Результаты исследований кинематической картины обтекания ротора могут использоваться при проектировании роторов вертикально-осевой схемы, выборе оптимальных геометрических параметров и режимов работы роторов, а также для оценки работы роторов вертикально-осевой схемы.

Литература

1. Сургайло, М.Л. Силовое взаимодействие при потенциальном обтекании перфорированного цилиндра [Текст] / М.Л. Сургайло, В.В. Чмовж // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 24. – Х., 2004. – С. 12–19.

2. Сургайло, М.Л. Потенциальное обтекание пронизываемого цилиндра применительно к моделированию обтекания ротора вертикально-осевого ветродвигателя [Текст] / М.Л. Сургайло, В.В. Чмовж // *Вісті Академії інженерних наук України. Спец. вип. «Машинобудування і прогресивні технології»*. – 2007. – Вып. 3(33). – С. 192–195.

Поступила в редакцию 23.01.2012

Рецензент: д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник отдела технической гидромеханики В.А. Горбань, Институт Гидромеханики НАН Украины, Киев, Украина.

ВИЗНАЧЕННЯ КОЕФІЦІЕНТІВ ПОЛЯ ШВИДКІСНИХ НАТИСКІВ ПОБЛИЗУ РОТОРА ВЕРТИКАЛЬНО-ОСЬОВОЇ СХЕМИ, ЩО ОБЕРТАЄТЬСЯ

І.А. Ганган, І.Д. Єремєєв, П.М. Соляник, М.Л. Сургайло, В.В. Чмовж

Представлені результати експериментальних досліджень поля швидкісних натисків перед ротором, усередині і за ротором вертикально-осьової схеми, що обертається, з прямими лопатями, проведених в дозвуковий аеродинамічний трубі АТ-3 ХАІ. Записані вирази для відносних нормальній і дотичній компонент швидкостей, отриманих за допомогою моделі проникного циліндра. Показане порівняння експериментальних і теоретичних залежностей відносної результуючої швидкості від азимутного кута усередині і за ротором і відносної компоненти швидкості V_x від координати z перед ротором.

Ключові слова: ротор вертикально-осьової схеми, комбінований насадок, коефіцієнт швидкохідності, окружний коефіцієнт заповнення, коефіцієнт проникності.

DETERMINATION OF VELOCITY FIELD COEFFICIENTS NEAR-BY REVOLVED VERTICAL AXIS SCHEME ROTOR

I.A. Gangan, I.D. Eremeev, P.N. Solyanik, M.L. Surgaylo, V.V. Chmovzh

The results of experimental researches of velocity field are presented before a rotor, inwardly and after the revolved vertical axis scheme rotor with direct blades, performed in the low speed wind tunnel of AT-3 KhAI. Expressions are written for relative normal and tangent components of the velocity got by means of permeable cylinder model. Comparison of experimental and theoretical dependences of relative resulting velocity from an azimuthal angle inwardly and after a rotor and relative component of velocity V_x from the coordinate of z before a rotor is shown.

Key words: vertical axis scheme rotor, Pitot-static tube, tip speed ratio parameter, circle solidity, coefficient of permeability.

Ганган Игорь Арестович – старший научный сотрудник каф. аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Єремєєв Игорь Дмитриевич – старший научный сотрудник каф. аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Соляник Павел Николаевич – старший преподаватель каф. аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: 160690123@qip.ru .

Сургайло Мария Леонидовна – ассистент каф. аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: smprv@mail.ru.

Чмовж Виталий Витальевич – канд. техн. наук, доцент, заведующий каф. аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: v.chmovzh@khai.edu.