

## Квазидвухмерная математическая модель двухрядного винтовентилятора противоположного вращения

Нискороднов А.В., Швец Л.И.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: avniskorodnov@ciam.ru

Разработана математическая модель однорядного винтовентилятора и на ее базе – модель двухрядного винтовентилятора в квазидвухмерной постановке. Модели основаны на методике расчета аэродинамических параметров по импульсной теории воздушных винтов (теория Сабинина – Юрьева), в основе которой лежит учет индуктивных скоростей с помощью уравнений импульсов и момента импульсов. Адекватность результатов математического моделирования однорядного винтовентилятора показана на примере сравнения результатов расчета с экспериментальными аэродинамическими характеристиками модели (SR-7A) и полноразмерного однорядного винтовентилятора (SR-7L). С помощью разработанной математической модели может быть обеспечен адекватный перенос результатов модельных испытаний двухрядного винтовентилятора на условия работы в составе силовой установки с турбовинтовентиляторными двигателями. Описанная математическая модель двухрядного винтовентилятора используется в интегральных математических моделях ТВВД редукторной и безредукторной схемы, разработанных в ЦИАМ.

**Ключевые слова:** двухрядный винтовентилятор, индуктивная скорость, аэродинамический профиль, угол установки лопастей, аэродинамическая характеристика винтовентилятора.

## Quasi-two-dimensional mathematical model of two-row contra-rotating propfan

Niskorodnov A.V., Shvetc L.I.

CIAM, Moscow

A mathematical model (MM) of a single-row propfan and, on its basis, a model of a two-row propfan in a quasi-two-dimensional statement have been developed. The models are based on the method of calculating aerodynamic parameters according to the impulse theory of propellers (the Sabinin – Yuriev theory), the essence of which is taking into account induced velocities using impulses and angular momentum equations. The adequacy of results of mathematical modeling of a single-row propfan is shown by comparing calculation results with experimental aerodynamic characteristics of a model (SR-7A) and a full-size single-row propfan (SR-7L). An adequate transfer of the two-row model propfan test results to operating conditions of propfan engine power plant can be provided with help of the developed mathematical model. Described MM of a two-row propfan is used in integral mathematical models of propfan engines with geared drive and direct drive architecture, developed in CIAM.

**Keywords:** two-row propfan, induced velocity, aerodynamic airfoil, blade setting angle, propfan aerodynamic performance.

### Введение

Важным аспектом при создании математической модели (ММ) турбовинтовентиляторного двигателя (ТВВД) является адекватное и удобное для использования описание характеристик движителя – винтовентилятора (ВВ). Обычно в модели используется аналитическое описание (аппроксимация) характеристик ВВ, полу-

ченных при испытаниях уменьшенных моделей или в результате расчета. Общепринятой формой представления характеристик ВВ (как однорядного, так и двухрядного) являются зависимости, связывающие между собой параметры  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\lambda$ ,  $\eta_b$  и  $\varphi$ :

– в полетных условиях при числе Маха полета

$$M_{\pi} = \text{const}$$

$$\beta = f(\lambda, \varphi); \eta_b = f(\lambda, \varphi);$$

– в земных условиях (например, при  $M_n \leq 0,35$ )

$$\beta = f(\lambda, \varphi); \alpha = f(\lambda, \varphi),$$

где  $\beta = N_b / (\rho n_c^3 D_b^5)$  – коэффициент мощности ВВ;  $\alpha = R_b / (\rho n_c^2 D_b^4)$  – коэффициент тяги ВВ;  $\eta_b = R_b V / N_b$  – тяговый коэффициент полезного действия ВВ;  $\lambda = V / (n_c D_b)$  – относительная поступь ВВ;  $\varphi$  – угол установки лопастей, град (обычно характеристический угол  $\varphi$  определяется на радиусе  $\bar{r} = 0,75$ ; для двухрядного ВВ под  $\varphi$  обычно понимается угол установки лопастей переднего ряда);  $N_b$  – мощность, подведенная к ВВ, Вт;  $R_b$  – тяга ВВ, Н;  $\rho$  – плотность воздуха, кг/м<sup>3</sup>;  $n_c$  – частота вращения ВВ («секундная»), об/с;  $D_b$  – диаметр ВВ, м;  $V$  – скорость полета, м/с.

Такой подход вполне приемлем для однорядных ВВ, но в случае двухрядных ВВ необходимо учитывать некоторые существенные особенности.

Характеристики двухрядных ВВ в виде  $\beta = f(\lambda, \varphi)$  и  $\eta_b = f(\lambda, \varphi)$  обычно определяются в модельных испытаниях при равных частотах вращения переднего и заднего роторов ( $n_{\text{пер}} = n_{\text{зад}}$ ) и фиксированной разности углов установки их лопастей ( $\Delta\varphi = \varphi_{\text{пер}} - \varphi_{\text{зад}} = \text{const}$ ). Строго говоря, в системе двигателя такой подход к представлению характеристик двухрядного ВВ не вполне корректен. Действительно, система автоматического управления (САУ) в известных турбовинтовых и турбовинтовентиляторных двигателях с двухрядными винтами или ВВ традиционно поддерживает равенство частот вращения обоих роторов. Однако при фиксированных углах установки лопастей переднего и заднего рядов винтовентилятора (а при модельных испытаниях иное невозможно) изменение частоты вращения ВВ (при  $n_{\text{пер}} = n_{\text{зад}}$ ) приводит к существенному изменению соотношения величин крутящих моментов переднего и заднего роторов. Так, модельные испытания различных вариантов ВВ, предназначенного для двигателя-демонстратора UDF фирмы GE [1], показали, что при указанных условиях ( $n_{\text{пер}} = n_{\text{зад}}$  и  $\varphi_{\text{пер}} - \varphi_{\text{зад}} = \text{const}$ ) отношение крутящих моментов  $M_{\text{зад}} / M_{\text{пер}}$  может изменяться от 1,2 до 0,1 при возможном в эксплуатации изменении относительной поступи ВВ  $\lambda$  (или частоты вращения  $n_c$ ). Равенство частот вращения обоих рядов лопастей модели ВВ при испытаниях обеспечивается регулированием мощности приводящих устройств. В реальном двигателе соотношение  $M_{\text{зад}} / M_{\text{пер}}$  является вполне определенным, т.е. не может изменяться произвольно:

– в редукторном ТВВД с двухрядным ВВ применяется планетарно-дифференциальный редуктор, и соотношение крутящих моментов на выходных валах определяется только передаточным отношением редуктора ( $i$ ):  $M_{\text{зад}} / M_{\text{пер}} = (i + 1) / (i - 1)$ ;

– в ТВВД с непосредственным приводом ВВ от биротативной турбины соотношение крутящих момен-

тов заднего и переднего рядов близко к единице и, как показывают расчеты, практически постоянно при изменении режима работы двигателя и соотношения частот вращения роторов биротативной турбины.

Таким образом, в реальном ТВВД САУ двигателя поддерживает заданные частоты вращения переднего и заднего рядов ВВ путем изменения углов установки их лопастей  $\varphi_{\text{пер}}$  и  $\varphi_{\text{зад}}$ , но при этом  $\Delta\varphi = \varphi_{\text{пер}} - \varphi_{\text{зад}} = \text{var}$ . Из этого следует, что экспериментальные модельные характеристики двухрядного ВВ с фиксированным значением  $\Delta\varphi$  непригодны для прямой оценки параметров ВВ в составе ТВВД и, следовательно, для использования в математической модели ТВВД (как редукторного, так и безредукторного) или пригодны в крайне узком диапазоне изменения режимов работы ВВ.

Очевидна актуальность разработки методических подходов для детализированного расчета аэродинамических параметров двухрядного винтовентилятора в составе общей ММ двигателя, позволяющих адекватно использовать результаты модельных испытаний ВВ. Такая модель двухрядного винтовентилятора должна отвечать следующим требованиям:

- детализация расчета параметров по рядам ВВ и по нескольким сечениям лопастей в радиальном направлении из-за существенного различия профилей лопастей и режимов обтекания по радиусу, т.е. расчет ВВ должен выполняться в квазидвухмерной постановке;
- возможность расчета параметров ВВ с лопастями изменяемого шага;
- возможность учета влияния числа Маха полета на аэродинамические характеристики ВВ;
- возможность расчета аэродинамических параметров ВВ в условиях старта и разбега самолета;
- относительная простота, компактность и адаптируемость к возможностям единой ММ двигателя.

## Математическая модель однорядного винтовентилятора

Расчет аэродинамических параметров винтовентилятора построен на импульсной теории воздушных винтов, являющейся развитием и усовершенствованием теории Сабинина – Юрьева [2]. В основе этой теории лежит учет индуктивных скоростей с помощью уравнения импульсов. Данная теория исходит из равенства добавляемого к струе импульса и действующих на лопасти винтовентилятора сил, поэтому допускает двойное описание сил и мощностей: их можно вычислять или по профилю, беря в основу формулы экспериментальной аэродинамики, или по струе – по секунднему импульсу и по моменту импульса. Импульсная теория дает результаты, очень близкие к вихревой теории винта [2].

Основными положениями и допущениями импульсной теории винтов и основанных на ней методов расчета являются следующие:

– рассматривается идеальная несжимаемая жидкость. Влияние сжимаемости и вязкости учитывается только через аэродинамические характеристики профилей в сечениях лопастей ВВ – коэффициенты подъемной силы ( $C_y$ ) и сопротивления ( $C_x$ );

– принята гипотеза плоских сечений, согласно которой профиль лопасти ВВ в любом сечении имеет те же аэродинамические характеристики, что и геометрически подобный ему профиль крыла бесконечного размаха. Тем самым полагается, что можно пренебречь влиянием пространственности течения в пограничном слое в концевых сечениях лопасти на аэродинамические характеристики [3];

– расчет индуктивных скоростей осуществляется путем решения системы нелинейных уравнений, описывающих равенство сил и мощностей, выраженных в каждом сечении двумя способами: формулами экспериментальной аэродинамики и уравнениями импульса и момента импульса.

В данной работе решалась прямая задача, т.е. разработан алгоритм определения аэродинамических характеристик ВВ с заданными геометрическими характеристиками лопастей на различных режимах полета. Практически возможный расчетный диапазон режимов определяется условием, согласно которому величина угла атаки в сечениях лопасти ВВ изменяется от минимального до критического значения для профиля, аэродинамические характеристики которого используются.

На рис. 1 изображен скоростной многоугольник одного из цилиндрических сечений (для произвольного радиуса  $r$ ) однорядного винтовентилятора. Индексы в обозначениях соответствуют трем выбранным для рассмотрения перпендикулярным оси ВВ сечениям:

– сечение 0 выбирается настолько далеко перед ВВ, что в нем не сказывается влияние ВВ; скорость

набегающего потока в этом сечении будет равна скорости полета ( $V_0$ );

– сечение 1 проходит непосредственно перед входом в ВВ; в этом сечении благодаря подсосывающему эффекту винтовентилятора скорость потока будет больше скорости потока в сечении 0;

– сечение 2 находится далеко за ВВ, где струя перестает сжиматься и становится цилиндрической.

Также на рис. 1 показан разрез лопасти в виде крылообразного профиля. Этот профиль вращается с окружной скоростью  $U = r\omega$  и движется поступательно с осевой скоростью  $V_0$ . К этим скоростям необходимо прибавить вызванные самим винтовентилятором индуктивные скорости  $v_1$  (в осевом направлении) и  $u_1$  (в окружном направлении). Результирующая скорость, с которой воздух будет набегать на профиль, изображена вектором  $W_1$ , причем

$$\vec{W}_1 = \vec{V}_0 + \vec{v}_1 + \vec{u}_1 - \vec{r\omega}. \quad (1)$$

Угол  $\beta_1$  называется углом притекания потока к профилю лопасти. Разность между углом установки профиля ( $\varphi$ ) и  $\beta_1$  – истинный угол атаки профиля, т.е.

$$i_{ar} = \varphi - \beta_1. \quad (2)$$

Вектор  $\vec{W} = \vec{V}_0 - \vec{r\omega}$  называется кажущейся скоростью относительного движения; угол  $\beta$  – кажущимся углом притекания потока. По аналогии с крылом угол  $\Delta\beta$  между векторами  $W_1$  и  $W$  называется углом скоса потока, а скорость  $w_1$  – суммарной индуктивной скоростью.

Как доказано в [2] и ряде других работ, в сечении 2 за ВВ, где статическое давление в струе уравнивается со статическим давлением окружающей среды, скорость  $v_2 = 2v_1$ , а  $u_2 = 2u_1$ . При этом

$$w_2 = \sqrt{v_2^2 + u_2^2} = 2w_1. \quad (3)$$

В импульсной теории винта эти скорости играют основную роль.

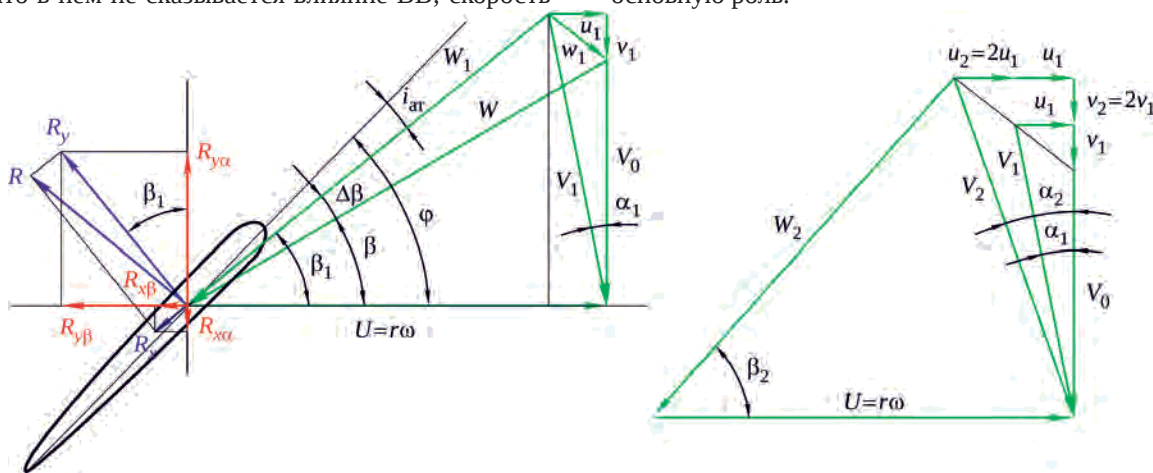


Рис. 1. Скоростной многоугольник для цилиндрического сечения однорядного винтовентилятора

## Методика расчета параметров винтовентилятора.

1. Ометаемая лопастями ВВ площадь с помощью  $m + 1$  цилиндрических сечений разбивается на  $m$  кольцевых участков, при этом площади этих участков ( $F_j$ ) одинаковы; каждый кольцевой участок имеет свое значение среднего диаметра ( $D_{cpj}$ ) и высоты ( $h_j$ ). Для каждого участка на среднем диаметре задаются основные геометрические параметры профиля лопасти:  $b_j$  – длина хорды;  $\bar{c}_j$  – максимальная относительная толщина профиля;  $\bar{f}_j$  – относительная кривизна профиля;  $\Delta\varphi_j = \varphi_j - \varphi_{0,75}$  – разность между углом установки профиля на среднем диаметре текущего кольцевого участка и углом установки на относительном радиусе  $\bar{r} = 0,75$  (крутка лопасти);  $\gamma_j$  – угол саблевидного отгиба лопасти.

2. Задается частота вращения ВВ ( $n_c$ ), по которой вычисляется относительная поступь ВВ  $\lambda$  при заданном его диаметре ( $D_B$ ). Задается угол установки лопастей  $\varphi_{0,75}$  (на относительном радиусе  $\bar{r} = 0,75$ ).

3. Для каждого  $j$ -го кольцевого участка ометаемой площади на среднем диаметре  $D_{cpj}$  (далее для упрощения записей опускается индекс  $j$ ) задаются разумные начальные приближения индуктивных скоростей  $v_1$  (в осевом направлении) и  $u_1$  (в окружном направлении). При этом будут использоваться относительные величины этих скоростей:

$$a = v_1 / U_{cp} \text{ и } a' = u_1 / U_{cp}, \quad (4)$$

где  $U_{cp}$  – окружная скорость на среднем диаметре кольцевого участка:

$$U_{cp} = \pi D_{cp} n_c, \quad (5)$$

$n_c$  – частота вращения ВВ, об/с.

4. Для каждого кольцевого участка вычисляются тяга ( $R_B$ ) и потребляемая мощность ( $N_B$ ) по уравнениям импульса с принятыми начальными приближениями относительных значений индуктивных скоростей ( $a$  и  $a'$ ):

$$R_{B0} = 2G_B v_1 = 2F\rho(V_0 + v_1)v_1; \quad (6)$$

$$N_{B0} = 2G_B u_1 U_{cp} = 2F\rho(V_0 + v_1)u_1 U_{cp}. \quad (7)$$

5. Определяется скорость потока в относительном движении для каждого кольцевого участка на его среднем диаметре (см. рис. 1) с принятыми  $a$  и  $a'$ :

$$W_1 = \sqrt{(V_0 + v_1)^2 + (U_{cp} - u_1)^2}; \quad (8)$$

Число Маха в относительном движении для каждого кольцевого участка:

$$M_1 = W_1 / \sqrt{kRT_0}, \quad (9)$$

где  $T_0$  – статическая температура потока.

6. Вычисляется угол притекания потока к профилю лопасти для каждого кольцевого участка:

$$\beta_1 = \arctg\left(\frac{V_0 + v_1}{U_{cp} - u_1}\right). \quad (10)$$

7. Вычисляется истинный угол атаки профиля (2) для каждого кольцевого участка (для прямой лопасти).

8. Лопасти современных высокоскоростных винтовентиляторов для уменьшения волновых потерь имеют саблевидную форму, т.е. каждому сечению лопасти соответствует определенное значение саблевидного отгиба (угол  $\gamma$ ). Тогда по аналогии со стреловидным крылом [4] скорость притекания потока к профилю раскладывается на нормальную к передней кромке лопасти составляющую скорости и тангенциальную (вдоль передней кромки). В создании подъемной силы участвует нормальная составляющая скорости притекания:

$$W_{1n} = W_1 \cos \gamma; \quad (11)$$

соответственно, нормальная составляющая числа Маха в относительном движении (эффективное число Маха) имеет значение

$$M_{1n} = M_1 \cos \gamma. \quad (12)$$

Также по аналогии со стреловидным крылом [4], для более точного расчета аэродинамических сил, действующих на профиль, необходимо в среднем сечении для каждого кольцевого участка ометаемой площади скорректировать геометрические параметры профиля. Скорректированные параметры характеризуют профиль в нормальном к передней кромке направлении:

– относительная толщина профиля

$$\bar{c}_n = \bar{c} / \cos \gamma; \quad (13)$$

– относительная кривизна профиля

$$\bar{f}_n = \bar{f} / \cos \gamma; \quad (14)$$

– истинный угол атаки в направлении нормали

$$i_{avn} = \arcsin\left(\frac{\sin i_{av}}{\cos \gamma}\right). \quad (15)$$

9. По скорректированным геометрическим параметрам профиля и эффективному числу Маха определяются коэффициенты подъемной силы ( $C_{yn}$ ) и сопротивления ( $C_{xn}$ ) профиля в каждом сечении для расчета аэродинамических сил:

$$C_{yn} = f(M_{1n}, i_{avn}, \bar{c}_n, \bar{f}_n);$$

$$C_{xn} = f(M_{1n}, i_{avn}, \bar{c}_n, \bar{f}_n), \quad (16)$$

Полученное значение  $C_{yn}$  умножается на коэффициент, учитывающий влияние соседних лопастей на характеристики сечения (эффект решетки):

$$C_{yреш} = C_{yn} \xi, \quad (17)$$

где  $\xi = f(\bar{t}, \varphi)$  – функция, учитывающая влияние относительного шага решетки и угла установки профиля на коэффициент подъемной силы решетки по сравнению с изолированным профилем [5];  $\bar{t} = \pi D_{cp} / (kb(1 + \bar{c}))$  – относительный шаг решетки;  $\varphi$  – угол установки профиля в решетке;  $k$  – число лопастей.

10. С помощью формул экспериментальной аэродинамики вычисляется тяга ВВ для каждого кольцевого участка (см. рис. 1):

$$R_b = kR_\alpha = k(R_{y\alpha_n} - R_{x\alpha_n} \cos \gamma) = \rho \frac{W_{1n}^2}{2} bhk(C_{yn} \cos \beta_1 - C_{xn} \sin \beta_1 \cos \gamma), \quad (18)$$

где  $b$  – хорда профиля в среднем сечении кольцевого участка ометаемой площади;  $h$  – высота кольцевого участка;  $k$  – число лопастей.

11. С помощью формул экспериментальной аэродинамики вычисляется мощность ВВ для каждого кольцевого участка:

$$N_b = kR_b U_{cp} = k(R_{y\beta_n} + R_{x\beta_n} \cos \gamma) U_{cp} = \rho \frac{W_{1n}^2}{2} bhk(C_{yn} \sin \beta_1 + C_{xn} \cos \beta_1 \cos \gamma) U_{cp}. \quad (19)$$

12. Таким образом, для каждого кольцевого участка ометаемой площади ВВ с принятыми начальными приближениями относительных значений индуктивных скоростей найдены тяги и потребляемые мощности, определенные двумя разными способами:

– в первом случае  $R_{в0}$  и  $N_{в0}$  вычислены по уравнениям импульса и момента импульса (формулы (6) и (7));

– во втором случае  $R_b$  и  $N_b$  вычислены по формулам практической аэродинамики с использованием аэродинамических характеристик профилей (формулы (18) и (19)).

Очевидно, что значения тяг и мощностей, найденные двумя разными способами, в конечном счете должны быть равны друг другу. При этом увеличение значений индуктивных скоростей приводит к повышению  $R_{в0}$  и  $N_{в0}$ , а также к одновременному уменьшению истинного угла атаки для профиля и, соответственно, к уменьшению  $R_b$  и  $N_b$ . Для каждого кольцевого участка, исходя из равенств тяг  $R_{в0} = R_b$  и мощностей  $N_{в0} = N_b$ , можно однозначно определить значения относительных индуктивных скоростей. Эти значения  $a$  и  $a'$  для каждого кольцевого участка находятся путем решения системы рассмотренных нелинейных уравнений. Одновременно для каждого кольцевого участка по найденным параметрам: расходу воздуха, тяге, мощности, скоростям потока в разных сечениях – можно определить степень повышения давления ( $\pi_b^*$ ), адиабатический и политропический КПД, характеризующие рассматриваемый кольцевой участок ВВ как лопаточную машину.

13. Таким образом, после нахождения индуктивных скоростей для каждого кольцевого участка определена достаточно подробная расчетная картина течения в сечениях 0, 1 и 2 со всеми известными скоростями и углами потока. Кроме того, рассчитаны основные термодинамические параметры потока. В результате для каждого кольцевого участка можно также определить:

– полетный КПД:

$$\eta_{пол} = \frac{2V_0}{V_0 + V_{2\alpha}}, \quad (20)$$

где  $V_{2\alpha} = V_2 \cos \alpha_2$  – осевая составляющая скорости в сечении 2 (далеко за ВВ);

– окружной КПД, характеризующий потери тяговой мощности из-за закрутки потока за лопастями:

$$\eta_{окр} = \frac{V_{2\alpha}^2 - V_0^2}{V_2^2 - V_0^2}, \quad (21)$$

– КПД, характеризующий гидравлические потери при подводе энергии к потоку воздуха:

$$\eta_{гидр} = \frac{V_2^2 - V_0^2}{V_{2ад}^2 - V_0^2}, \quad (22)$$

где  $V_{2ад}$  – скорость в сечении 2 при адиабатическом подводе энергии;

– эффективный КПД, показывающий, какая доля подведенной мощности преобразуется в прирост кинетической мощности потока в осевом направлении:

$$\eta_{эфф} = \frac{G_b(V_{2\alpha}^2 - V_0^2)}{2N_b} = \frac{V_{2\alpha}^2 - V_0^2}{V_{2ад}^2 - V_0^2}, \quad (23)$$

– тяговый КПД:

$$\eta_{тяг} = R_b V_0 / N_b. \quad (24)$$

Очевидно, что

$$\eta_{эфф} = \eta_{окр} \eta_{гидр}, \quad (25)$$

$$\eta_{тяг} = \eta_{пол} \eta_{эфф} = \eta_{пол} \eta_{окр} \eta_{гидр}. \quad (26)$$

Такое разделение тягового КПД на составляющие величины, учитывающие потери энергии различной природы, может быть полезным для анализа эффективности ВВ на разных режимах работы.

14. Для определения тяги и мощности всего ВВ проводится суммирование тяг и мощностей, рассчитанных для каждого кольцевого участка:

$$R_{в\Sigma} = \sum_{j=1}^m R_{bj}; \quad (27)$$

$$N_{в\Sigma} = \sum_{j=1}^m N_{bj}. \quad (28)$$

Для всего ВВ также определяются интегральные значения тягового КПД ( $\eta_{в,тяг}$  или  $\eta_b$ ), полетного КПД ( $\eta_{в,пол}$ ), окружного КПД ( $\eta_{в,окр}$ ), КПД, характеризую-

щего гидравлические потери ( $\eta_{в.гидр}$ ), и эффективного КПД ( $\eta_{в.эфф}$ ).

15. Для всего ВВ, используя обычные методы осреднения, определяются основные средние термодинамические параметры всего потока воздуха в сечении 2.

Таким образом, по описанной методике при заданной геометрии лопастей в итоге можно рассчитать аэродинамические характеристики однорядного ВВ:

– коэффициент тяги:

$$\alpha_n = f(\lambda, \varphi_{0,75}, M_n); \quad (29)$$

– коэффициент мощности:

$$\beta_n = f(\lambda, \varphi_{0,75}, M_n); \quad (30)$$

– тяговый КПД:

$$\eta_n = f(\lambda, \varphi_{0,75}, M_n). \quad (31)$$

В описанной методике расчета основных параметров винтовентилятора ключевым моментом становятся аэродинамические характеристики профилей, взятых за основу при профилировании лопастей:

$$C_y = f(M, i_{пт}, \bar{c}, \bar{f}); \quad (32)$$

$$C_x = f(M, i_{пт}, \bar{c}, \bar{f}). \quad (33)$$

При проектировании лопастей ВВ для различных участков лопасти могут использоваться различные аэродинамические профили, соответственно, с разными характеристиками. Обычно при расчетах винтов и винтовентиляторов используют экспериментальные аэродинамические характеристики различных профилей, полученные при продувках моделей в аэродинамической трубе и пересчитанные на бесконечный размах.

В описанной методике используется некий обобщенный, единый аэродинамический профиль, характеристики которого представлены в аналитическом виде. При этом использовались обобщения для профиля

Жуковского на дозвуковых скоростях [6] и для чечевицеобразного профиля на сверхзвуковых скоростях [7].

Представление обобщенных аэродинамических характеристик профиля в виде легко корректируемых аналитических зависимостей удобно при идентификации расчетных и экспериментальных характеристик ВВ с неизвестными аэродинамическими характеристиками реальных профилей.

## Идентификация математической модели однорядного ВВ по результатам испытаний модели винтовентилятора SR-7A

Для проверки работоспособности и адекватности разработанной ММ однорядного винтовентилятора был проведен расчет характеристик модели ВВ SR-7A и их сравнение с экспериментальными характеристиками этой модели. Модель высоконагруженного восьмилопастного ВВ SR-7A была испытана в высокоскоростной аэродинамической трубе Исследовательского центра им. Льюиса (NASA). Характеристики уменьшенной модели диаметром 62,23 см определялись при числах Маха, типичных для режимов набора высоты и крейсерских режимов ( $M_n = 0,45 \dots 0,9$ ) [8].

Основные геометрические характеристики профилей по высоте лопасти: относительная толщина профиля ( $\bar{c} = c/b$ ), относительная длина хорды ( $b/D_B$ ), угол закрутки профиля ( $\Delta\varphi$ ) относительно профиля на радиусе  $\bar{r} = 0,75$  – приведены на рис. 2. Аэродинамический угол саблевидного отгиба на периферии лопасти у ВВ SR-7A достигает величины  $\gamma \approx 36,6^\circ$ .

С заданными геометрическими параметрами профилей ВВ SR-7A были проведены поверочные расчеты его аэродинамических характеристик. При этом ометаемая лопастями ВВ площадь разбивалась на 10 кольцевых участков равной площади. Как показали расчеты,

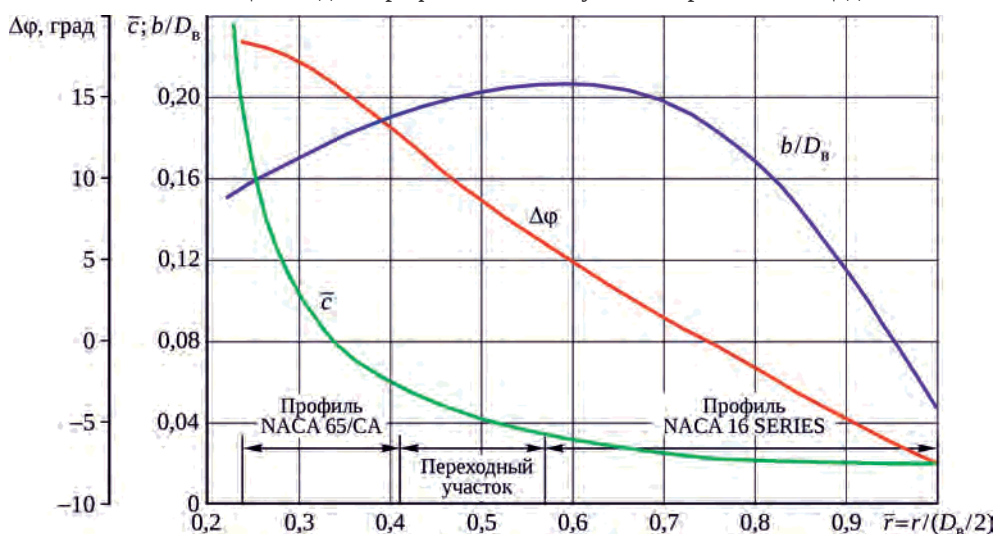


Рис. 2. Основные геометрические характеристики винтовентилятора SR-7A

разбиение ометаемой площади на большее количество участков почти не повышает точность расчета параметров ВВ, но увеличивает затраты времени на вычисления.

На рис. 3 и рис. 4 приведены экспериментальные и рассчитанные с помощью разработанной ММ характеристики ВВ SR-7A при различных углах установки

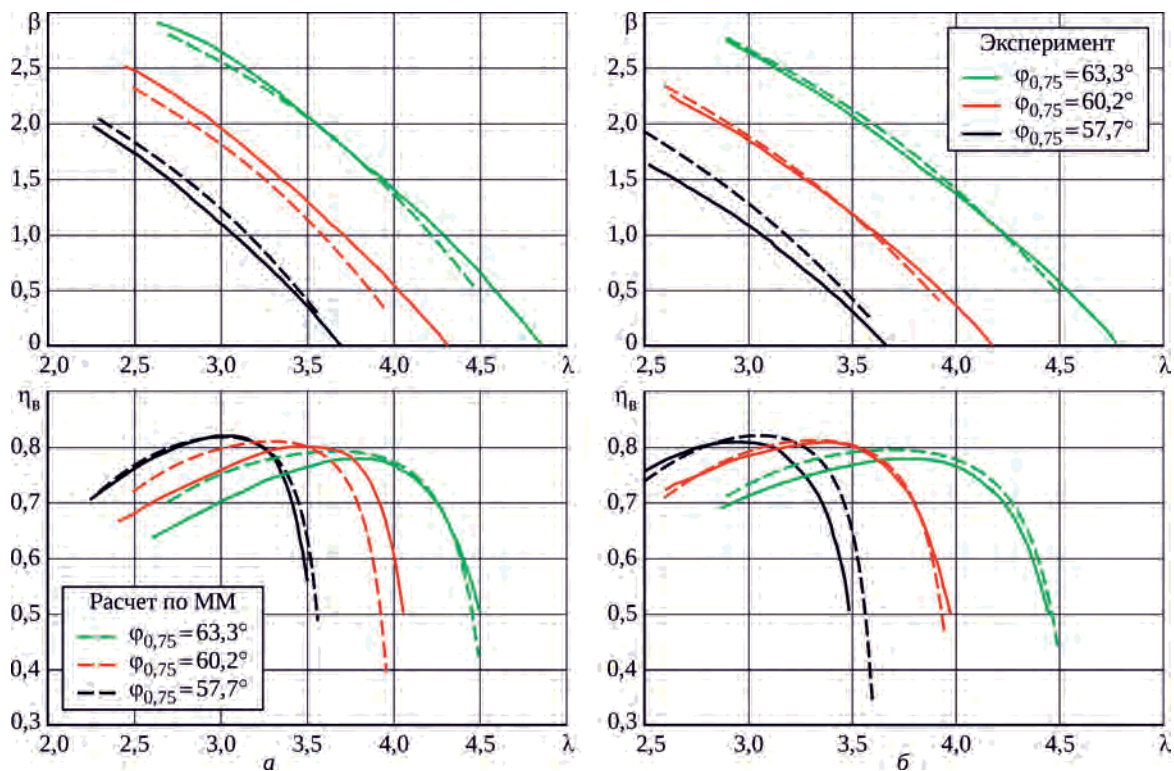


Рис. 3. Сопоставление экспериментальных и рассчитанных по ММ характеристик ВВ SR-7A:  
а –  $M_{\pi} = 0,6$ ; б –  $M_{\pi} = 0,7$

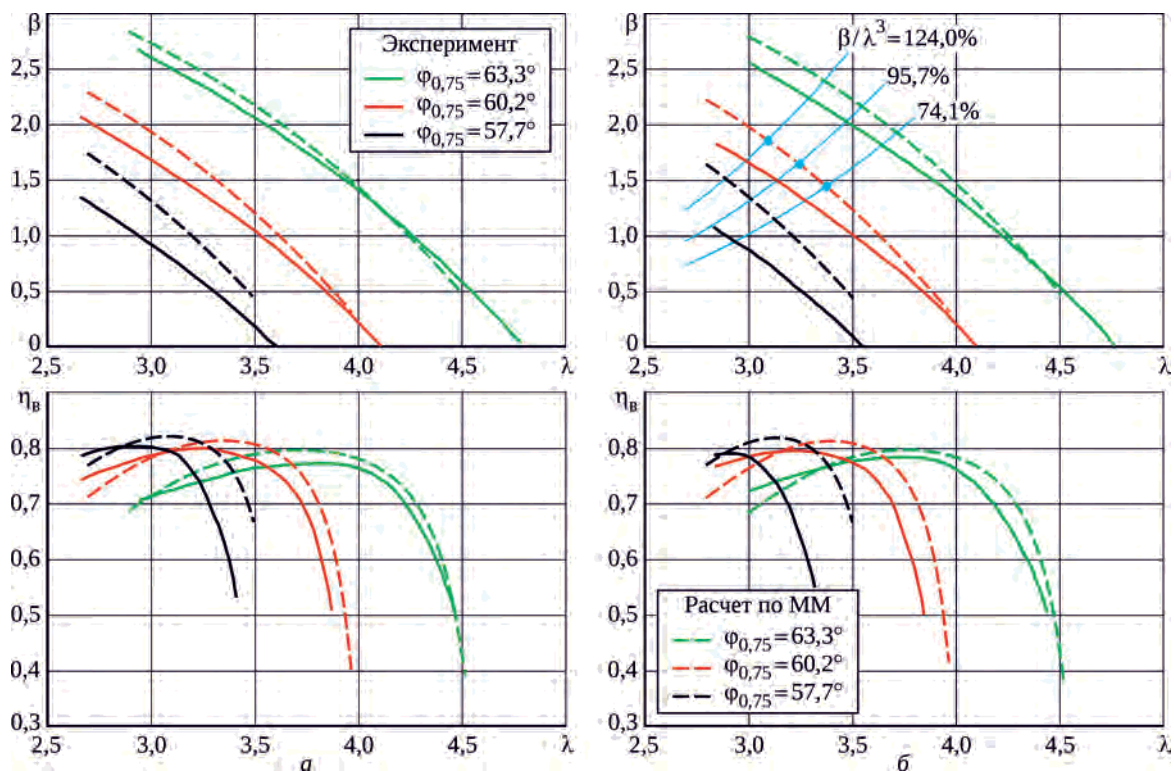


Рис. 4. Сопоставление экспериментальных и рассчитанных по ММ характеристик ВВ SR-7A:  
а –  $M_{\pi} = 0,75$ ; б –  $M_{\pi} = 0,8$

лопастей  $\varphi_{0,75}$  и разных числах Маха полета. До скорости полета  $M_{п} = 0,7$  включительно результаты расчетов достаточно хорошо совпадают с экспериментальными данными, если учесть отсутствие какой-либо информации по характеристикам применяемых профилей и ряд допущений при разработке математической модели ВВ. Однако уже при  $M_{п} = 0,75$  при малых значениях относительной поступи ( $\lambda$ ), т.е. при повышенных относительных числах Маха набегания потока на лопасть, наблюдаются существенные расхождения расчетных и экспериментальных данных. С превышением  $M_{п}$  значения 0,8 расхождения резко увеличиваются. Этому может быть дано следующее объяснение: на высоких скоростях полета ( $M_{п} > 0,75$ ) в прикомлевых сечениях лопастей, где относительная толщина профилей и густота образованных ими решеток наибольшие, происходит так называемое запирание. Визуализация этого эффекта была выполнена в ходе экспериментальных испытаний модели ВВ SR-6 [9].

К сожалению, учесть это явление при расчете ВВ по методике, в основе которой лежат допущения об идеальной несжимаемой жидкости (сжимаемость учитывается только через характеристики профилей  $C_y$  и  $C_x$ ), не представляется возможным. Адекватно отразить явление запирания прикомлевых сечений расчетным путем можно, по-видимому, с помощью современных численных 3D-методов аэродинамического моделирования.

Вполне приемлемая адекватность разработанной ММ до  $M_{п} = 0,8$  подтверждается следующим образом. При модельных испытаниях ВВ SR-7А с помощью специальной гребенки с датчиками были выполнены замеры полного давления, температуры торможения, а также угла закрутки потока воздуха за плоскостью ВВ на различных относительных радиусах [8]. Измерения проводились при  $M_{п} = 0,8$ , с углом установки лопастей  $\varphi_{0,75} = 60,2^\circ$ , при различных значениях параметра  $\beta/\lambda^3$ , характеризующего удельную нагрузку на ометаемую лопастями площадь в заданных полетных условиях:

$$\frac{\beta}{\lambda^3} = \frac{N_{в} n_c^3 D_{в}^3}{\rho V^3 n_c^3 D_{в}^5} = \frac{N_{в}}{\rho V^3 D_{в}^2} \sim \frac{N_{в}}{F_{в}} \quad (34)$$

Для подробного рассмотрения взяты значения  $\beta/\lambda^3 = 0,0375; 0,0484$  и  $0,0627$ , соответствующие 74,1; 95,7 и 124,0% от проектной величины  $\beta/\lambda^3 = 0,0506$  [8] (см. рис. 4). При этих условиях были проведены расчеты параметров ВВ по разработанной математической модели. На рис. 5 видно хорошее совпадение расчетных и экспериментальных значений относительного изменения полного давления и температуры торможения по высоте лопасти при различных удельных нагрузках. Расчетные углы закрутки потока за ВВ превышают измеренные в эксперименте на  $1...2^\circ$  в зависимости от режима.

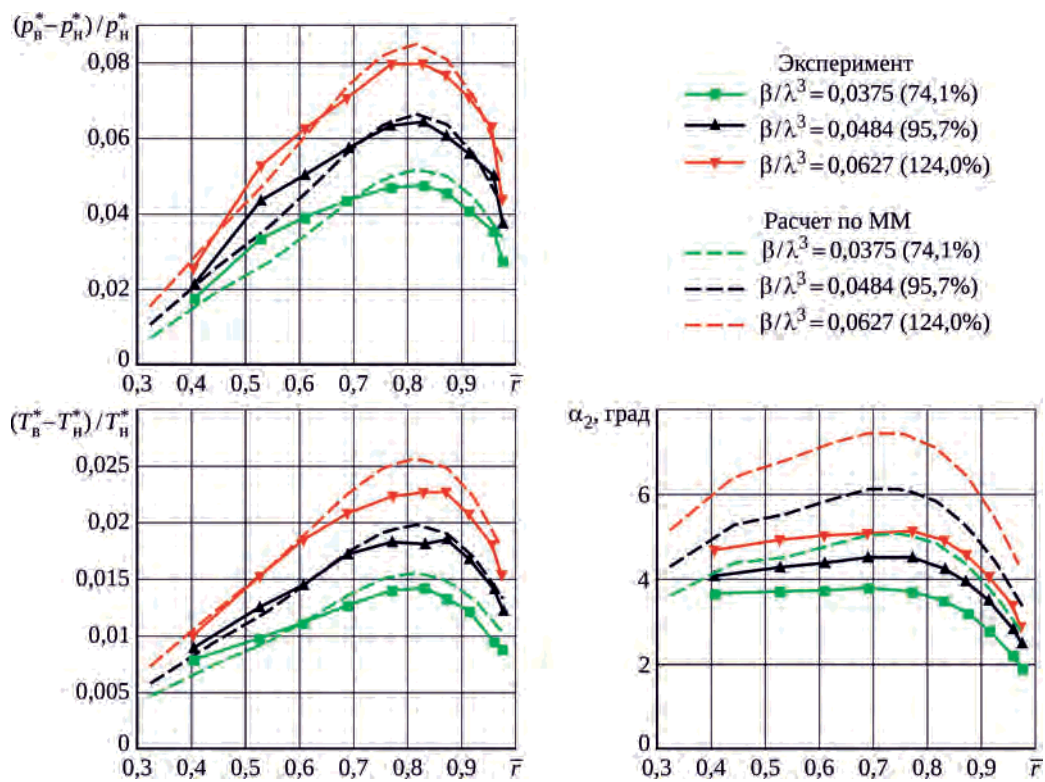


Рис. 5. Сопоставление экспериментальных и рассчитанных по ММ значений прироста полного давления, полной температуры и угла закрутки потока за ВВ SR-7А при различных нагрузках ( $M_{п} = 0,8$ ,  $\varphi_{0,75} = 60,2^\circ$ )



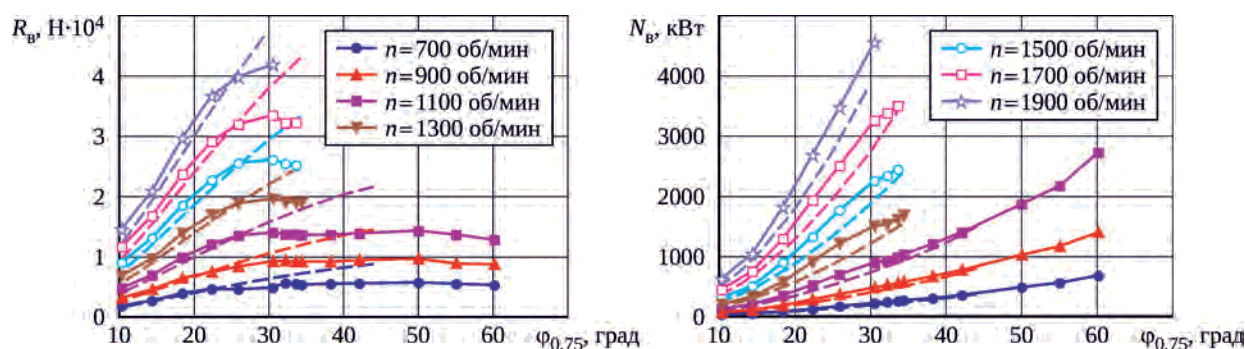


Рис. 6. Сопоставление экспериментальных (сплошные линии) и рассчитанных по ММ (штриховые линии) значений тяги и мощности полноразмерного ВВ SR-7L при различных частотах вращения и углах установки лопастей в статических условиях ( $M_{п} = 0, H = 0$ )

Большой интерес представляет оценка адекватности разработанной математической модели однорядного ВВ в статических условиях ( $M_{п} = 0, H = 0$ ), когда режимы обтекания профилей лопасти ВВ весьма далеки от расчетных и значительное влияние на картину течения оказывают пространственные эффекты, учесть которые в рассматриваемой методике не представляется возможным. Тем не менее сравнение рассчитанных по ММ и полученных в эксперименте параметров полноразмерного ВВ SR-7L с  $D_{в} = 2,743$  м в статических условиях [10] показывает, что расчеты дают вполне удовлетворительные результаты при углах установки лопастей  $\phi_{0,75} < 25^\circ$  (рис. 6).

При углах установки лопастей более  $25...30^\circ$  наблюдаются существенные расхождения рассчитанных по ММ и измеренных в эксперименте значений тяги ВВ для всех частот вращения. Это можно объяснить срывными явлениями в периферийных сечениях лопастей, где, как показывают расчеты, при  $\phi_{0,75} \approx 30^\circ$  при любых частотах вращения ВВ углы атаки составляют  $13...15^\circ$ , что близко к критическим значениям.

Таким образом, можно считать, что разработанная математическая модель однорядного ВВ в полетных условиях до  $M_{п} = 0,8$  и во взлетных условиях ( $M_{п} = 0, H = 0$ ) при  $\phi_{0,75} < 25...30^\circ$  позволяет достаточно адекватно определять параметры ВВ и проводить качественный анализ их изменения на различных режимах работы. Это дает основания к дальнейшему развитию ММ для описания двухрядного ВВ.

Очевидно, что наиболее полную аэродинамическую картину работы высоконагруженного винтовентилятора могут дать расчеты с использованием современных численных 3D-методов аэродинамического моделирования. Однако использование таких методов в рамках интегральной ММ «двигатель + ВВ» практически невозможно из-за ее чрезмерной сложности. В то же время излагаемый в данной статье подход с упрощенным алгоритмом расчета параметров ВВ при достаточно адекватном их определении позволяет обеспечить ряд важных качеств разработанной матема-

тической модели ВВ: компактность, простоту, возможность настраивания по экспериментальным данным, возможность адаптации и применения в составе общей ММ двигателя.

### Математическая модель двухрядного винтовентилятора

Для двухрядного ВВ основные положения и допущения теории Сабинина – Юрьева дополняются следующей условностью: ометаемые площади ( $F_{в}$ ) переднего и заднего рядов винтовентилятора приняты равными, а расстояние между рядами принято настолько малым, что в кольцевых участках ( $r_j = \text{const}$ ) осевую скорость в сечениях  $1F, 2F, 1R$  и  $2R$  (рис. 7) можно считать одинаковой.

На рис. 8 изображен скоростной многоугольник одного из цилиндрических сечений двухрядного ВВ для произвольного радиуса  $r$ . Индексы в обозначениях соответствуют шести выбранным для рассмотрения сечениям, перпендикулярным оси ВВ:

- сечение 0 выбирается настолько далеко перед ВВ, что в нем не сказывается влияние ВВ (скорость набегающего потока в этом сечении равна скорости полета  $V_0$ );
- сечение  $1F$  проходит через плоскость переднего ряда ВВ; в этом сечении благодаря подсосывающему эффекту винтовентилятора скорость потока больше скорости потока в сечении 0;

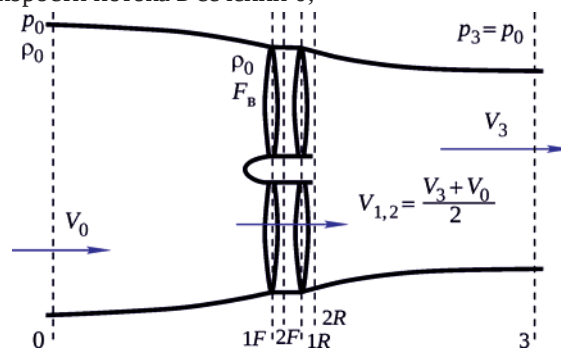


Рис. 7. Расчетные сечения двухрядного винтовентилятора (F – forward – передний ряд лопастей; R – rear – задний ряд лопастей)

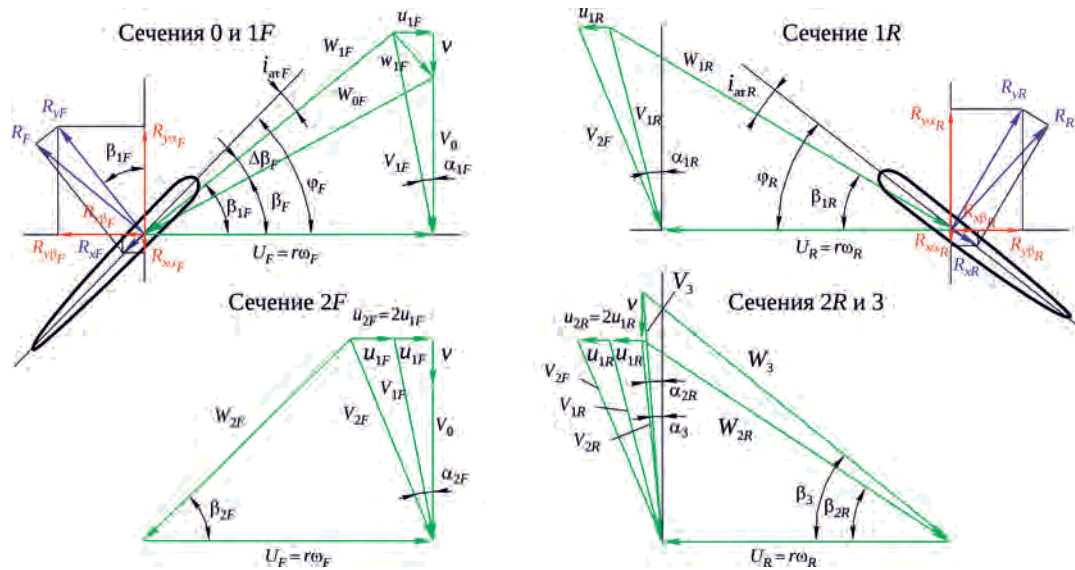


Рис. 8. Скоростные многоугольники для цилиндрического сечения двухрядного винтовентилатора

- сечение 2F проходит непосредственно за лопастями переднего ряда ВВ;
- сечение 1R проходит через плоскость заднего ряда ВВ;
- сечение 2R проходит непосредственно за лопастями заднего ряда ВВ;
- сечение 3 находится далеко за ВВ, где струя перестает сжиматься и становится цилиндрической, а статическое давление в струе равно атмосферному.

На рис. 8 видны также разрезы лопастей переднего и заднего рядов ВВ в виде крылообразных профилей. Эти профили вращаются в противоположных направлениях с окружными скоростями  $U_F$  и  $U_R$  и перемещаются поступательно с осевой скоростью  $V_0$ .

Расчет двухрядного ВВ с принятыми допущениями имеет следующие особенности (см. рис. 8):

- передний и задний ряды нельзя рассматривать изолированно – они влияют друг на друга;
- в кольцевых участках осевая скорость в сечениях 1F, 2F, 1R и 2R одинакова:

$$\begin{aligned} V_{1F} \cos \alpha_{1F} &= V_{2F} \cos \alpha_{2F} = \\ &= V_{1R} \cos \alpha_{1R} = V_{2R} \cos \alpha_{2R} = V_0 + v; \end{aligned} \quad (35)$$

– индуктивная скорость в осевом направлении ( $v$ ) создается совместной работой обоих рядов ВВ, но определить вклад каждого ряда не представляется возможным;

- в плоскостях рядов ВВ осевая скорость получает приращение  $v$ , а далеко за ВВ (в сечении 3) –  $2v$ , т.е. осевая скорость потока далеко за ВВ

$$V_3 \cos \alpha_3 = V_0 + 2v; \quad (36)$$

– индуктивные скорости в окружном направлении в плоскостях переднего и заднего рядов –  $u_{1F}$  и  $u_{1R}$ , а непосредственно за лопастями –  $u_{2F} = 2u_{1F}$  и  $u_{2R} = 2u_{1R}$  [11].

Рассмотрим механизм взаимного влияния рядов ВВ друг на друга. Для простоты рассуждений можно представить два абсолютно одинаковых однорядных винтовентилатора с противоположными направлениями вращения, работающих автономно. В этом случае многоугольники скоростей для этих ВВ будут представлять собой зеркальное отражение друг друга. Пусть теперь эти ВВ размещаются друг за другом. Влияние заднего ряда на передний скажется в увеличении индуктивной осевой скорости ( $v$ ), слабо влияющей на величину результирующей скорости в относительном движении  $W_{1F}$ , но заметно уменьшающей угол атаки профиля  $i_{ат F}$ , т.е. нагрузка переднего ряда в соосной комбинации снижается. Влияние переднего ряда на задний выражается, помимо увеличения индуктивной осевой скорости, еще и в закручивании струи с появлением тангенциальной скорости  $2u_{1F}$ . На рис. 8 видно, что увеличение осевой скорости  $v$  уменьшает углы атаки на элементах лопасти заднего ряда, а рост тангенциальной скорости  $2u_{1F}$  – увеличивает. Таким образом, оба этих воздействия до некоторой степени компенсируют друг друга, и изменение углов атаки в заднем ряду под влиянием переднего ряда значительно ослабляется. Однако величина результирующей скорости в относительном движении  $W_{1R}$  увеличивается от обоих этих воздействий, поэтому это изменение является для заднего ряда основным фактором влияния переднего ряда ВВ. При этом нагрузка заднего ряда в соосной комбинации возрастает.

Методика расчета параметров двухрядного винтовентилатора во многом схожа с методикой расчета однорядного ВВ. Ометаемая лопастями двухрядного ВВ площадь также с помощью  $m + 1$  цилиндрических сечений разбивается на  $m$  кольцевых участков, для каждого участка на среднем диаметре  $D_{cpj}$  задаются основные геометрические параметры профилей лопастей,

углы установки лопастей  $\varphi_{0,75F}$  и  $\varphi_{0,75R}$ , частоты вращения рядов  $n_F$  и  $n_R$ , условия полета. Для каждого кольцевого участка задаются начальные приближения относительных индуктивных скоростей  $v$  (в осевом направлении),  $u_{1F}$  и  $u_{1R}$  (в окружном направлении):

$$a = \frac{v}{U_{cpF}}; \quad a'_F = \frac{u_{1F}}{U_{cpF}}; \quad a'_R = \frac{u_{1R}}{U_{cpR}}, \quad (37)$$

где  $U_{cpF}$  и  $U_{cpR}$  – окружные скорости на среднем диаметре кольцевого участка для переднего и заднего рядов лопастей.

Заданные перечисленные параметры однозначно определяют скоростные многоугольники каждого кольцевого участка ВВ. Таким образом, по аналогии с однорядным ВВ для каждого кольцевого участка с принятыми начальными приближениями относительных значений индуктивных скоростей можно найти значения тяг и мощностей двумя разными способами:

– в первом случае суммарная тяга двух рядов ( $R_{B0}$ ) и мощность каждого ряда ( $N_{BF0}$  и  $N_{BR0}$ ) для  $j$ -го кольцевого участка вычисляются по уравнениям количества движения и момента количества движения;

– во втором случае тяга каждого ряда ( $R_{BF}$  и  $R_{BR}$ ), а также мощность каждого ряда ( $N_{BF}$  и  $N_{BR}$ ) для  $j$ -го кольцевого участка вычисляются по формулам практической аэродинамики с использованием аэродинамических характеристик профилей.

Очевидно, что тяги и мощности, найденные двумя разными способами, должны быть равными друг другу:

$$R_{B0} = R_{BF} + R_{BR}; \quad N_{BF0} = N_{BF}; \quad N_{BR0} = N_{BR}. \quad (38)$$

При этом увеличение значений индуктивных скоростей приводит к повышению значений  $R_{B0}$ ,  $N_{BF0}$  и  $N_{BR0}$ , а также к одновременному уменьшению истинных углов атаки профилей и, соответственно, к уменьшению  $R_{BF}$ ,  $R_{BR}$ ,  $N_{BF}$  и  $N_{BR}$ .

Таким образом, в каждом сечении равенства тяг и мощностей (38) могут быть достигнуты только при единственно возможных значениях относительных индуктивных скоростей  $a$ ,  $a'_F$  и  $a'_R$ . Эти значения для каждого кольцевого участка находятся путем решения системы рассмотренных нелинейных уравнений. Одновременно для каждого кольцевого участка по параметрам потока в сечениях 0 и 3 определяются суммарная степень повышения давления воздуха в обоих рядах лопастей ( $\pi_b^*$ ), суммарные адиабатический и политропический КПД, характеризующие рассматриваемое сечение ВВ как лопаточную машину.

По аналогии с однорядным ВВ для каждого кольцевого участка определяются значения тягового КПД ( $\eta_b$ ) и его составляющих –  $\eta_{в.пол}$ ,  $\eta_{в.окр}$ ,  $\eta_{в.гидр}$  и  $\eta_{в.эфф}$ .

Для определения тяги и мощности всего ВВ проводится суммирование тяг и мощностей,

рассчитанных в каждом цилиндрическом сечении. Для всего ВВ определяются интегральные значения тягового, полетного, окружного КПД, КПД, характеризующего гидравлические потери, и эффективного КПД, а также основные средние термодинамические параметры всего потока воздуха в сечении 3.

### Расчет параметров двухрядного винтовентилятора (соосная комбинация однорядных ВВ SR-7A)

В качестве тестового примера для расчета параметров двухрядного ВВ по описанной математической модели была составлена соосная комбинация из двух однорядных ВВ SR-7A противоположного вращения. На рис. 9 показаны рассчитанные по ММ аэродинамические характеристики однорядного ВВ SR-7A и двухрядного ВВ (соосной комбинации двух SR-7A) при  $M_{п} = 0,8$ . При этом для двухрядного ВВ принято следующее:

– частоты вращения обоих рядов равны ( $n_F = n_R$ ), что обычно предусматривается реализованными в САУ ТВВД законами управления;

– крутящие моменты на переднем и заднем рядах равны ( $M_F = M_R$ ), что характерно для безредукторного привода ВВ от биротативной турбины (при приводе

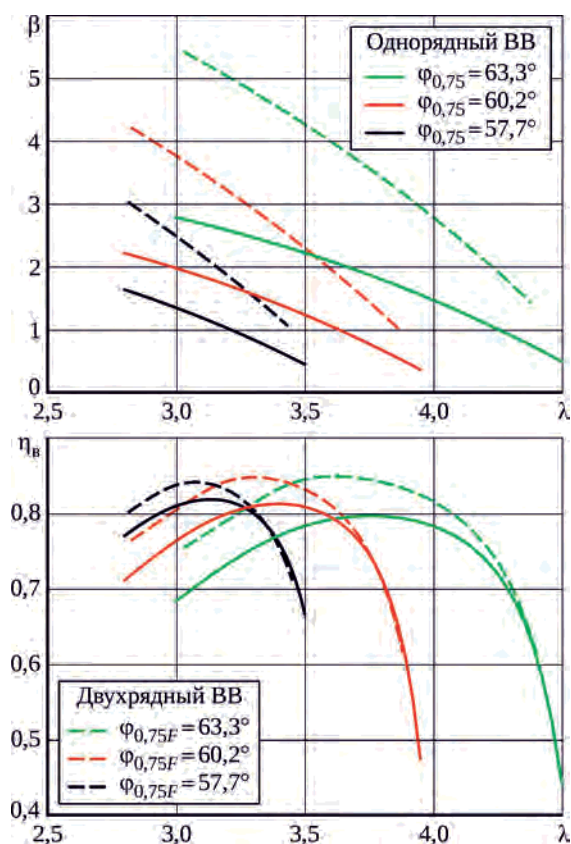


Рис. 9. Сопоставление расчетных аэродинамических характеристик однорядного и двухрядного ( $M_F = M_R$ ,  $n_F = n_R$ ) винтовентиляторов при  $M_{п} = 0,8$

ВВ через планетарно-дифференциальный редуктор соотношение моментов определяется передаточным отношением редуктора).

Равенство крутящих моментов в математической модели достигается путем подбора угла установки лопастей заднего ряда ВВ  $\varphi_{0,75R}$ .

На рис. 9 видно, что при одинаковых значениях относительной поступи ( $\lambda$ ) коэффициент мощности ( $\beta$ ) у двухрядного ВВ почти в два раза выше. Тяговые КПД ( $\eta_v$ ) у однорядного и двухрядного ВВ для равных значений  $\varphi_{0,75}$  и  $\varphi_{0,75F}$  практически равны при высоких значениях  $\lambda$  (низких частотах вращения), а при пониженных  $\lambda$  (высоких частотах вращения) тяговый КПД у двухрядного ВВ на  $\sim 3...6\%$  выше, чем у однорядного.

Объяснение этому можно найти, рассмотрев составляющие тягового КПД ВВ, учитывающие потери энергии различной природы, и сравнив их зависимости от относительной поступи  $\lambda$  для однорядного и двухрядного ВВ. На рис. 10 приведены зависимости средней степени повышения давления в ВВ ( $\pi_v^*$ ), а также тягового КПД и его составляющих ( $\eta_v = \eta_{пол} \eta_{окр} \eta_{гидр}$ ) от относительной поступи для однорядного и двухрядного ВВ. При увеличении частоты вращения (уменьшении  $\lambda$ ) у обоих ВВ  $\pi_v^*$  растет, в двухрядном ВВ – гораздо интенсивнее; соответственно, полетный КПД двухрядного ВВ также снижается интенсивнее. КПД, характеризующий гидравлические потери, у двухрядного ВВ во

всем диапазоне на  $\sim 2...2,5\%$  ниже, чем у однорядного, вследствие наличия второго ряда лопастей с более высокими гидравлическими потерями из-за повышенных скоростей в относительном движении. КПД, характеризующий потери от закрутки потока за ВВ, при увеличении частоты вращения (уменьшении  $\lambda$ ) у однорядного ВВ интенсивно снижается из-за увеличения углов закрутки потока. В то же время у двухрядного ВВ задний ряд лопастей «утилизует» тангенциальную составляющую выходной скорости переднего ряда, в результате чего в рассматриваемом случае (при  $M_F = M_R$  и  $n_F = n_R$ ) практически отсутствуют потери на закрутку – угол выхода потока близок к осевому в широком диапазоне режимов. В результате тяговый КПД двухрядного ВВ (при  $M_F = M_R$  и  $n_F = n_R$ ) на рабочих режимах на  $\sim 3...6\%$  выше, чем у однорядного.

Представляет интерес сравнение аэродинамических характеристик двухрядного ВВ с различными программами регулирования угла установки лопастей заднего ряда. Как отмечалось выше, при определении аэродинамических характеристик модели двухрядного ВВ в аэродинамической трубе на винтовом приборе углы установки лопастей фиксируются – у переднего ряда угол  $\varphi_{0,75F}$ , у заднего ряда  $\varphi_{0,75R} = \varphi_{0,75F} - \Delta\varphi_{0,75F/R}$  (обычно  $\Delta\varphi_{0,75F/R} \approx 2,5...4,5^\circ = \text{const}$ ). Равные частоты вращения обоих рядов лопастей при испытаниях обеспечиваются за счет регулирования мощности приводов.

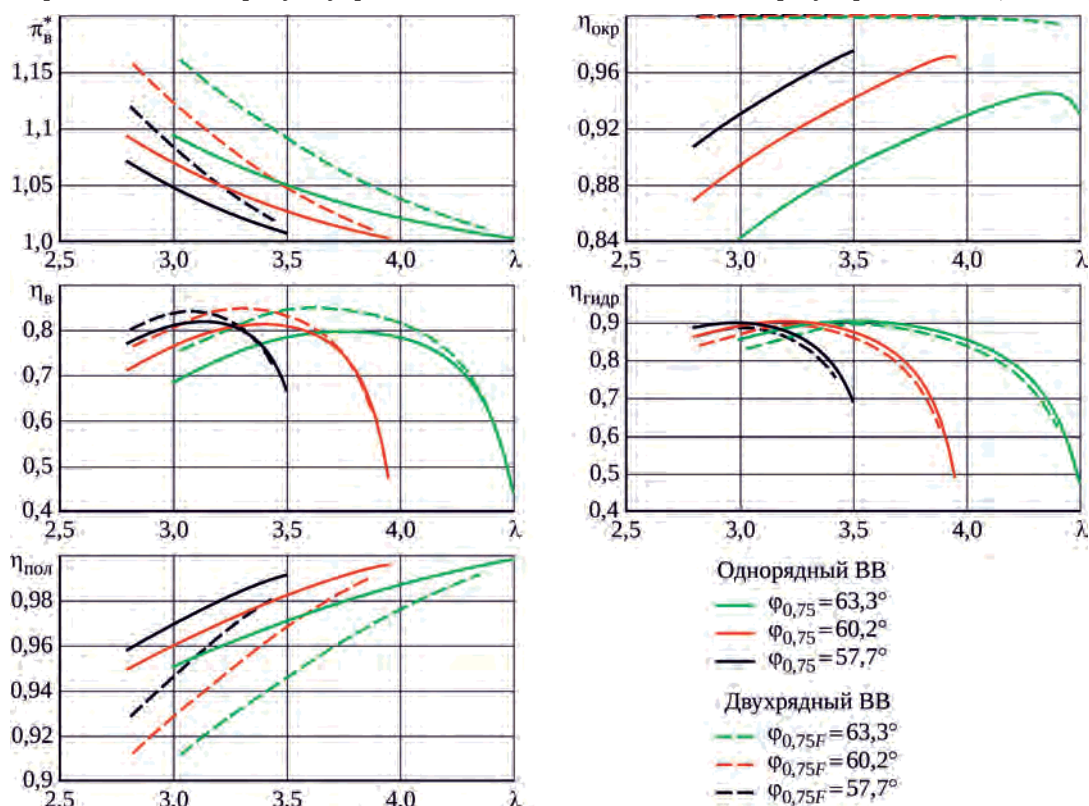


Рис. 10. Сопоставление расчетных степени повышения давления воздуха, тягового КПД и его составляющих для однорядного и двухрядного ( $M_F = M_R$ ,  $n_F = n_R$ ) винтовентиляторов при  $M_{п} = 0,8$

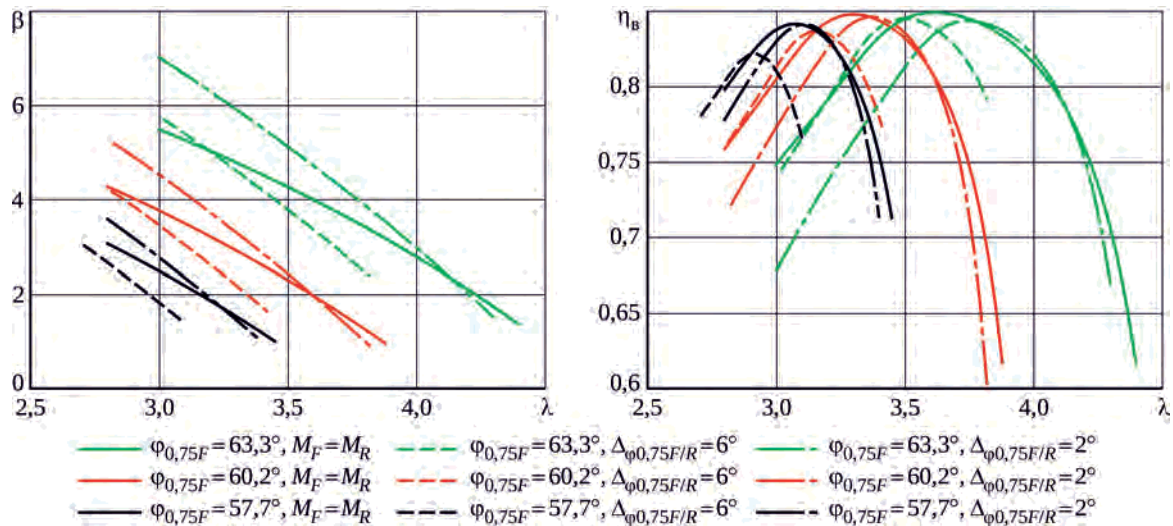


Рис. 11. Расчетные аэродинамические характеристики двухрядного винтовентилятора при различных программах регулирования угла установки лопастей заднего ряда ( $M_{\Pi} = 0,8$ ;  $n_F = n_R$ )

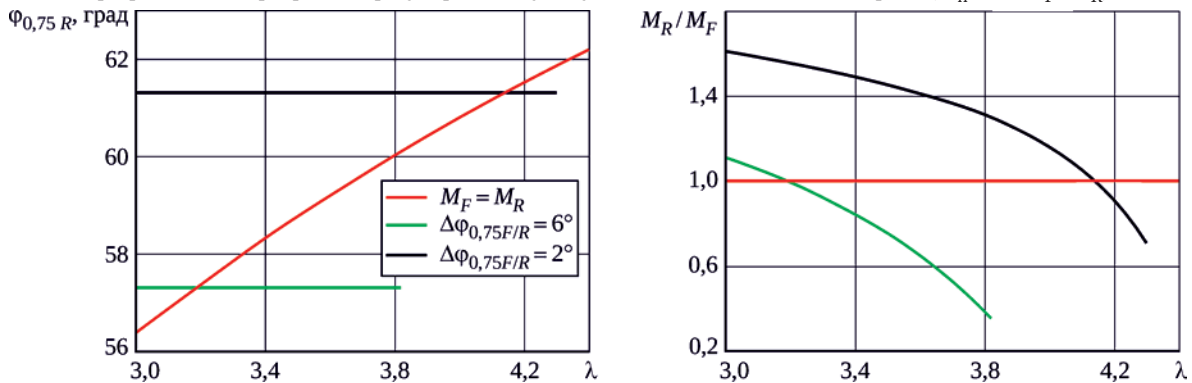


Рис. 12. Изменение угла установки лопастей заднего ряда и соотношения крутящих моментов  $M_R/M_F$  при различных программах регулирования  $\varphi_{0,75R}$  ( $M_{\Pi} = 0,8$ ;  $n_F = n_R$ ;  $\varphi_{0,75F} = 63,3^\circ$ )

Как уже было сказано, в реальном двигателе обеспечивается вполне определенное соотношение крутящих моментов, передаваемых на передний и задний ряды лопастей ВВ, которое зависит от типа привода. Равенство частот вращения роторов ВВ при заданном значении  $\varphi_{0,75F}$  обеспечивается САУ двигателя путем изменения угла установки лопастей заднего ряда  $\varphi_{0,75R}$ , т.е. в этом случае  $\Delta\varphi_{0,75F/R} = \text{var}$ . Таким образом, аэродинамические характеристики ВВ, определенные при модельных испытаниях, и характеристики ВВ, работающего в составе двигателя, должны различаться. Количественно это различие видно на рис. 11, где изображены рассчитанные с помощью ММ аэродинамические характеристики двухрядного ВВ для трех вариантов регулирования угла установки лопастей заднего ряда:  $\Delta\varphi_{0,75F/R} = 2^\circ$ ,  $\Delta\varphi_{0,75F/R} = 6^\circ$  и  $M_F = M_R$  (обеспечение равенства крутящих моментов путем подбора  $\Delta\varphi_{0,75F/R}$  характерно для безредукторного привода ВВ). Видно, что характеристики ВВ существенно зависят от закона регулирования  $\varphi_{0,75R}$ .

Целесообразно более подробно рассмотреть характеристику ВВ, соответствующую фиксированному зна-

чению угла установки лопастей переднего ряда. На рис. 12 показано изменение угла установки лопастей заднего ряда при  $\varphi_{0,75F} = 63,3^\circ = \text{const}$  и различных программах регулирования  $\varphi_{0,75R}$ . Видно, что при увеличении частоты вращения ВВ  $n_F = n_R$  (снижении  $\lambda$ ) для поддержания равных крутящих моментов на переднем и заднем рядах лопастей ВВ необходимо уменьшать угол установки лопастей заднего ряда  $\varphi_{0,75R}$ , тогда как при фиксированном значении  $\varphi_{0,75R}$  увеличение частоты вращения ВВ (снижение  $\lambda$ ) приводит к увеличению соотношения крутящих моментов  $M_R/M_F$  (см. рис. 12).

Различия в протекании тягового КПД ( $\eta_B$ ) при рассмотренных программах регулирования определяются в основном различиями в изменении  $\eta_{\text{гидр}}$  и  $\eta_{\text{окр}}$  в зависимости от частоты вращения (или относительной поступи). На рис. 13 видно, что при поддержании равных крутящих моментов  $M_F = M_R$  окружной КПД близок к единице во всем диапазоне изменения  $\lambda$ , т.е. воздушный поток за ВВ имеет практически осевой выход. При  $\Delta\varphi_{0,75F/R} = 6^\circ$  задний ряд компенсирует закрутку от переднего при  $\lambda \approx 3,3$ , но при повышении  $\lambda$  (снижении частоты вращения) углы атаки профилей заднего

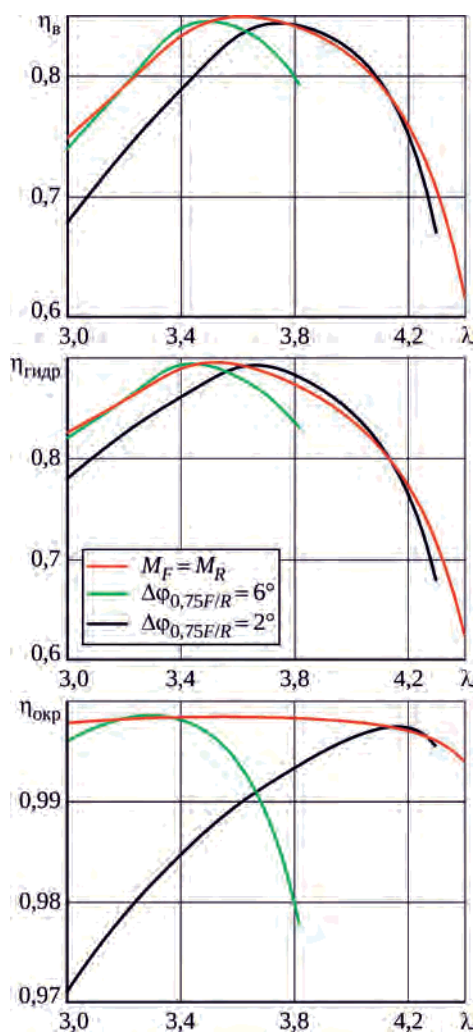


Рис. 13. Изменение тягового КПД и его составляющих при различных программах регулирования  $\varphi_{0,75R}$  ( $M_n = 0,8$ ;  $n_F = n_R$ ;  $\varphi_{0,75F} = 63,3^\circ$ )

ряда уменьшаются быстрее, чем профилей переднего ряда, соотношение крутящих моментов  $M_R/M_F$  снижается и остаточная закрутка потока увеличивается. При  $\Delta\varphi_{0,75F/R} = 2^\circ$  на повышенных частотах вращения (малых  $\lambda$ ) задний ряд нагружен сильнее ( $M_R/M_F = 1,6$  при  $\lambda = 3,0$  – см. рис. 12) и воздушный поток «перекручен», что также означает снижение  $\eta_{окр}$ . Практически осевой выход в этом случае достигается при  $\lambda \approx 4,15$  (на пониженных частотах вращения).

Различное протекание характеристики  $\eta_{гидр}$  объясняется тем, что при рассмотренных программах регулирования оптимальные значения углов атаки на профилях заднего ряда (с точки зрения минимума профильных потерь) достигаются при разных частотах вращения (или относительной поступи  $\lambda$ ). Профильные потери увеличиваются как при сильной загрузке заднего ряда (левая часть кривой с  $\Delta\varphi_{0,75F/R} = 2^\circ$ ), так и при его значительной разгрузке (правая часть кривой с  $\Delta\varphi_{0,75F/R} = 6^\circ$ ).

В тестовых расчетах принята традиционная программа регулирования частот вращения рядов ВВ  $n_F = n_R$ ,

однако соотношение  $n_F/n_R$  также может быть предметом оптимизации, в первую очередь по показателю экономичности ТВВД в целом.

Поскольку описанная квазидвухмерная ММ двухрядного ВВ разработана с рядом допущений, т.е. по сути получена сложением  $m$  одномерных ММ кольцевых участков ВВ, то она не позволяет смоделировать пространственный характер течения потока, например, в случаях, когда передний и задний ряды имеют разный диаметр для уменьшения шума и интенсивности воздействия сходящихся концевых вихрей («клиппинг» (clipping) роторов) или когда воздух подсасывается в периферийные сечения заднего ряда сверху, минуя передний, в статических условиях ( $M_n = 0$ ,  $H = 0$ ), и т.п.

## Заключение

Разработана математическая модель однорядного винтовентилятора, основанная на методике расчета аэродинамических параметров по импульсной теории воздушных винтов (теория Сабинина – Юрьева), в основе которой лежит учет индуктивных скоростей с помощью уравнений импульсов и момента импульсов. Расчет параметров ВВ в математической модели детализирован по нескольким имеющим равную площадь кольцевым участкам лопастей (при расчетах достаточно десяти) в радиальном направлении из-за существенного различия режимов обтекания профилей лопастей по радиусу, т.е. расчет ВВ проводится в квазидвухмерной постановке.

Показана приемлемая адекватность разработанной математической модели в полетных условиях до  $M_n = 0,8$  и в статических условиях ( $M_n = 0$ ,  $H = 0$ ) при углах установки лопастей  $\varphi_{0,75}$  не более  $\sim 25 \dots 30^\circ$  – на примере сравнения результатов расчетов с экспериментальными аэродинамическими характеристиками модели однорядного ВВ SR-7A и полноразмерного ВВ SR-7L.

На основе ММ однорядного ВВ разработана ММ двухрядного ВВ противоположного вращения. Проведены тестовые расчеты аэродинамических характеристик двухрядного ВВ, представляющего собой соосную комбинацию из двух однорядных ВВ SR-7A.

Расчетами установлено, что аэродинамические характеристики двухрядного ВВ, определяемые в аэродинамической трубе при фиксированных углах установки лопастей обоих рядов, существенно отличаются от характеристик ВВ, работающего в составе ТВВД (при  $M_R/M_F = \text{const}$ ), т.е. их нельзя напрямую использовать в математической модели ТВВД – как редукторной, так и безредукторной схемы. Перенос результатов испытаний ВВ на условия работы в составе силовой установки с ТВВД возможен с применением представленной в данной статье математической модели ВВ.

---

Описанная ММ двухрядного винтовентилятора используется в интегральных математических моделях ТВВД редукторной и безредукторной схемы, разработанных в ЦИАМ. При этом уравнения для ВВ включены в общую систему нелинейных уравнений для силовой установки (двигатель + ВВ), которая решается совместно. Это позволяет гибко изменять постановку задачи

(учет конкретных особенностей силовой установки и ее элементов, а также различных эксплуатационных факторов, смена законов регулирования и т.д.) и проводить более информативный анализ основных соотношений между параметрами ТВВД в различных условиях, выполнять оптимизацию программ управления двигателем и др.

## Литература

1. Rose G.E., Jeracki R.J. Effect of reduced aft diameter and increased blade number on high-speed counterrotation propeller performance: presented at the 27th Aerospace Sciences Meeting sponsored by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reno, Nevada, January 9–12, 1989 / NASA. 29 p. NASA-TM-102077. AIAA-89-0438.
2. Юрьев Б.Н. Импульсная теория воздушных винтов. М.: Академия, 1948. 114 с. (Труды Военно-воздушной инженерной академии им. профессора Н.Е. Жуковского; вып. 306).
3. Келдыш В.В., Майкапар Г.И. Результаты испытаний дренированных винтов // Сборник работ по теории воздушных винтов / Центр. аэрогидродинам. ин-т им. проф. Н.Е. Жуковского. М.: Бюро науч. информ. ЦАГИ, 1958. С. 205–220.
4. Мхитарян А.М. Аэродинамика. Изд. 2-е, перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1976. 446 с.
5. Симонов Л.А. Потенциальные течения в решетках профилей. М., 1948. 47 с. (Труды ЦАГИ).
6. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика: в 2 ч. Изд. 5-е, перераб. и доп. М.: Наука, 1991.
7. Краснов Н.Ф. Аэродинамика: в 2 ч. Изд. 3-е, перераб. и доп. М.: Высшая школа, 1980.
8. Stefko G.L., Rose G.E., Podboy G.G. Wind tunnel performance results of an aeroelastically scaled 2/9 model of the PTA flight test prop-fan: prepared for the 23rd Joint Propulsion Conference cosponsored by the AIAA, SAE, ASME, and ASEE, San Diego, California, June 29 – July 2, 1987 / NASA. 48 p. NASA-TM-89917. AIAA-87-1893.
9. Mitchell G.A. Experimental aerodynamic performance of advanced 40°-swept, 10-blade propeller model at Mach 0.6 to 0.85 / NASA. September 1988. 41 p. NASA-TM-88969.
10. DeGeorge C.L. Large-scale advanced prop-fan (LAP): final report / United Technologies, Hamilton Standard Division; prepared for National Aeronautics and Space Administration, NASA-Lewis Research Center. 1988. 255 p. NASA-CR 182112.
11. Веселовский М.Н. Расчет характеристик соосных винтов по характеристикам одиночных // Соосные воздушные винты: (Теория и эксперимент в аэродинамической трубе). М.: Изд-во Бюро новой техники НКАП, 1944. (Труды ЦАГИ; № 559 с.п.). С. 57–67.

## Reference

1. Rose G.E., Jeracki R.J. Effect of reduced aft diameter and increased blade number on high-speed counterrotation propeller performance: presented at the 27th Aerospace Sciences Meeting sponsored by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reno, Nevada, January 9–12, 1989 / NASA. 29 p. NASA-TM-102077. AIAA-89-0438.
2. Iur'ev B.N. Impul'snaia teoriia vozdushnykh vintov [Impulse propeller theory]. Moscow: Akademiia, 1948. 114 p. (Trudy Voenno-vozdushnoi inzhenernoi akademii imeni professora N.E. Zhukovskogo [Proceedings of N.E. Zhukovsky Air Force Engineering Academy]; issue 306).
3. Keldysh V.V., Maikapar G.I. Rezul'taty ispytaniy drenirovannykh vintov [Test results of drained propellers]. Sbornik rabot po teorii vozdushnykh vintov [Collection of papers on the theory of air propellers]. The Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI). Moscow: Biuro nauchnoi informatsii TsAGI, 1958. P. 205–220.
4. Mkhitarian A.M. Aerodinamika [Aerodynamics]: a textbook. 2nd edition, revised and expanded. Moscow: Mashinostroenie, 1976. 446 p.
5. Simonov L.A. Potentsial'nye techeniia v reshetkakh profilei [Potential flows in the profile cascades]. TSAGI proceedings, Moscow, 1948. 47 p.
6. Abramovich G.N. Prikladnaia gazovaia dinamika [Applied Gas Dynamics]: in 2 volumes. 5th edition, revised and expanded. Moscow: Nauka, 1991.
7. Krasnov N.F. Aerodinamika [Aerodynamics]: textbook for students of technical universities in 2 volumes. 3rd edition, revised and expanded. Moscow: Vysshiaia shkola, 1980.

- 
8. Stefko G.L., Rose G.E., Podboy G.G. Wind tunnel performance results of an aeroelastically scaled 2/9 model of the PTA flight test prop-fan: prepared for the 23rd Joint Propulsion Conference cosponsored by the AIAA, SAE, ASME, and ASEE, San Diego, California, June 29 – July 2, 1987 / NASA. 48 p. NASA-TM-89917. AIAA-87-1893.
  9. Mitchell G.A. Experimental aerodynamic performance of advanced 40°-swept, 10-blade propeller model at Mach 0.6 to 0.85 / NASA. September 1988. 41 p. NASA-TM-88969.
  10. DeGeorge C.L. Large-scale advanced prop-fan (LAP): final report / United Technologies, Hamilton Standard Division; prepared for National Aeronautics and Space Administration, NASA-Lewis Research Center. 1988. 255 p. NASA-CR 182112.
  11. Veselovskii M.N. Raschet kharakteristik soosnykh vintov po kharakteristikam odinochnykh [Calculation of coaxial propellers' characteristics using single propeller's characteristics]. Soosnye vozdushnye vinty [Coaxial propeller]: (Teoriia i eksperiment v aerodinamicheskoi trube [Theory and experiment in a wind tunnel]). Moscow: Publishing House "Bureau of new Technologies of People's Commissariat of Aviation Industry", 1944. (Proceedings of TsAGI; No. 559). P. 57–67.

*Материалы получены редакцией 22.10.2020*