

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВИНТОКОЛЬЦЕВЫХ (ВЕНТИЛЯТОРНЫХ) БПЛА ВВП С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ FLOWVISION

В. В. Гришанов^{1-2, a} аспирант, А.В. Малинин^{1-2, b} аспирант, М.М. Тарасенко^{2, c}

¹ Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ,

² Государственный научный центр Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского»

В работе представлены результаты численного моделирования работы винтокольцевых (вентиляторных) двигателей БПЛА ВВП. Проведено сравнение результатов расчёта и эксперимента в аэродинамической трубе. Показана возможность использования математического моделирования с упрощенным представлением лопаточных венцов (активным диском) для исследования БПЛА с роторами в кольце. Численным моделированием установлено значительное взаимодействие близкорасположенных роторных модулей на характеристики БПЛА.

Введение

В настоящее время беспилотные летательные аппараты (БПЛА) вертикального взлёта и посадки (ВВП), в которых для создания тяги и подъёмной силы используются винты в кольце (вентиляторы), активно разрабатываются и исследуются. Одним из распространенных типов аэродинамической компоновки БПЛА ВВП являются схемы с несколькими роторами в кольце. Применение нескольких двигателей позволяет увеличить манёвренность БПЛА. Возможны различные комбинации по числу двигателей, их положению и размерам. Возможны комбинации с разделением несущих, маршевых и маневровых функций двигателей.

Примеры таких БПЛА показаны на рисунке 1.



Существенной особенностью аэродинамики таких БПЛА является то, что значительная часть аэродинамической силы образуется на корпусе. Это требует детального изучения особенностей взаимодействия ротор кольцевых двигателей друг с другом в случае применения нескольких близкорасположенных двигательных модулей.

Рис.1 - Примеры БПЛА ВВП вентиляторного типа:

а) Мультикоптер «Cyber Quad» с электроприводом;

б) Комбинированный «MULE» с ГТД;

в) Монокоптер «iSTAR» с ДВС;

г) Boeing VTOL X-Plane Concept

Монокоптер ЦАГИ.

В НИМК ЦАГИ в ходе работ по исследованию БПЛА вентиляторного типа, была разработана компоновка одновентиляторного БПЛА, изображённая на рисунке 2. Диаметр рабочего колеса равен 0,35 метра. При числе оборотов равном 2500 в минуту, тяга на месте равняется 30,8 ньютонов.

Монокоптер может рассматриваться как прототип двигательного модуля многороторного БПЛА.



Спроектированный монокоптер был исследован в АДТ. Было выполнено экспериментальное определение сил и моментов, действующих на модель БПЛА в зависимости от угла атаки, положения органов управления и величины относительной скорости вращения ротора. На рисунке 3 показаны полученные результаты для относительной скорости равной 0,175 (число оборотов в минут 2500, набегающий поток 8 м/с).

Рис.2 – Монокоптер ЦАГИ в АДТ

Форма представления результатов испытаний несколько отличается от стандартной для тубного эксперимента. Это связано с тем, что в данном случае определяются силы и моменты, действующие на модель с работающим подъемно-двигательным комплексом в диапазоне скоростей от нулевой до максимальной. Кроме того, в рассматриваемой аэродинамической компоновке отсутствуют крылья и фюзеляж в обычном понимании. Силы в поточной системе координат приводятся, к квадрату окружной скорости на концах лопасти, плотности воздуха, и площади ротора. В таком определении, при угле атаки равном 90 градусов (или нулевом угле натекания в вертолётной терминологии) коэффициент C_{y_a} соответствует коэффициенту тяги C_t . При нулевом угле атаки уже C_{x_a} соответствует C_t .

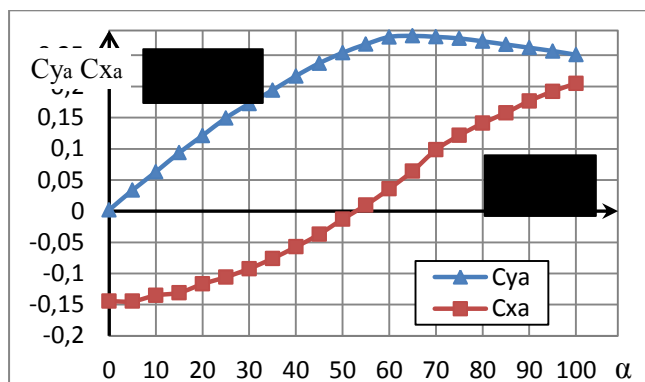


Рис. 3 – Силы действующие на монокоптер при $V_{отн}=0,175$

В таком определении движитель создаёт тягу тогда, когда C_{x_a} отрицательный. Если коэффициент положительный, то это значит, что создаваемая движителем тяга не компенсирует лобовое сопротивление.

При висении коэффициент подъёмной силы $C_{y_a}=0,262$. Как видно из графика при углах атаки от 50 до 90 градусов значение C_{y_a} выше чем при висении. Это показывает, что часть энергии проходящего потока используется в работе по созданию тяги [2].

Математическая модель монокоптера.

Данные эксперимента были использованы для верификации численного моделирования. Для расчёта использован программный комплекс FlowVision. В расчётах система уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу замыкались с помощью двухпараметрической S-S-T модели турбулентности. Работа вентилятора моделируется тонким диском, на котором задаётся осевая скорость входа и выхода, соответствующая расчётному режиму работы вентилятора БПЛА ($c_a=20,528$ [м/с]). Такой метод, возможно, использовать, так как: во-первых, в данной модели за рабочим колесом стоит спрямляющий аппарат, выпрямляющий поток по оси при расчётном режиме работы; и, во-вторых, потому что данный ротор рассчитан на равную циркуляцию (тягу) вдоль лопасти. При расчётах использовалась модель несжимаемой жидкости. Плотность и атмосферное давление среды задавались как в эксперименте. Шаг по времени задавался таким, чтобы поток, выходящий из активного диска, проходил диффузор за 20 итераций. Общий вид математической модели расчётной области и структура узлов расчётной сетки показан на рисунке 4. Адаптация расчётной сетки вблизи БПЛА показана на рисунке справа. Размер расчётной области: $4,4 \times 8,8 \times 4,4$ [м].

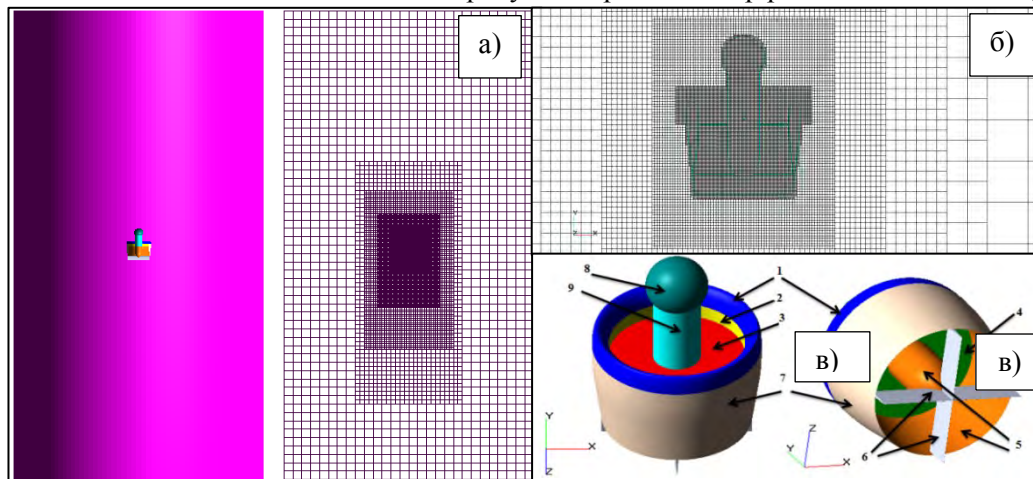


Рис.

Математическая модель: а) Расчётная область; б) адаптация сетки у БПЛА; в) элементы монокоптера: 1- коллектор, 2- зона перед РК, 3- вход РК, 4- выход РК, 5- диффузор, 6- рули, 7 – корпус, 8- шар, 9- цилиндр

Численный расчёт модели монокоптера при висении.

В результате полученная модель, с таким упрощённым представлением лопаточных венцов позволила получить приемлемые результаты расчёта (Таблица 1.). Расчёт проводился как с учётом градиента давления в эффективном напряжении трения, так и без. При расчёте с градиентом сила Y_a оказалась больше приблизительно на 2% по сравнению с экспериментальным значением, без учёта градиента давления Y_a меньше экспериментального на 1%.

Таблица 1. Силы, действующие на монокоптер при режиме висения

	$V_{отн}$	С учётом градиента давления		Без учёта градиента давления	
		X_a	Y_a	X_a	Y_a
		0		0	
Эксперимент		0	30,86 [н]	0	30,86 [н]
Расчёт		0	31,47 [н]	0	30,57 [н]
1 Шар		0	-0,51%	0	-0,5%
2 Цилиндр		0	-0,04%	0	-0,2%
3 Коллектор		0	47,34%	0	48,91%
4 Перед РК		0	-0,42%	0	-0,17%
5 Вход в РК		61,84%		0	58,6%
6 Выход из РК		0		0	
7 Диффузор		0	-6,55	0	-5,67%
8 Рули		0	-1,5%	0	-0,81%
9 Корпус		0	-0,16%	0	-0,15%

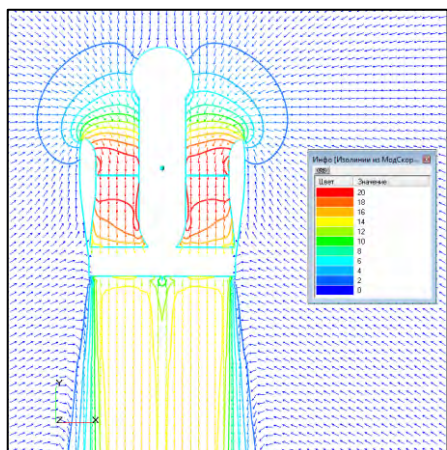


Рис. 5 - Распределение скоростей у монокоптера при висении

На рисунке 5 показано распределение скоростей около БПЛА. Видно, что подсосывание потока происходит в весьма обширной зоне за коллектором на внешней стороне корпуса - это говорит о хорошо спроектированном входе в БПЛА и обуславливает то, что на коллектор при висении действует до половины всей силы.

Численный расчёт модели монокоптера в поперечном потоке

На ротор в кольце, в условиях косо́й обдувки помимо силы тяги действует продольная сила X_a и момент M_{za} . Как показывает опыт, при косо́й обдувке, если длина диффузора не меньше радиуса ротора поток внутри канала выравнивается в осевом направлении, что позволяет использовать модель активного диска [1].

При расчётах было замечено большое влияние, которое оказывает расположение активного диска по высоте канала, на рассчитываемую силу X_a и соответственно момент M_{za} . Это связано с тем, что на стенке кольца у ротора также действует разрежение, как и перед ротором на коллекторе. Вниз по течению давление на стенке внутри кольца постепенно увеличивается, пока не становится равным давлению в диффузоре. Используемый метод не позволяет этого отразить. Для нахождения адекватного расположения активного диска была проведена серия расчётов с разным расположением активного диска между коллектором и диффузором. Это положение определялось величиной $L_{отн} = L/D_v$, где L расстояние от конца скругления коллектора, D_v диаметр ротора. Получившиеся результаты показаны на рисунке 6.

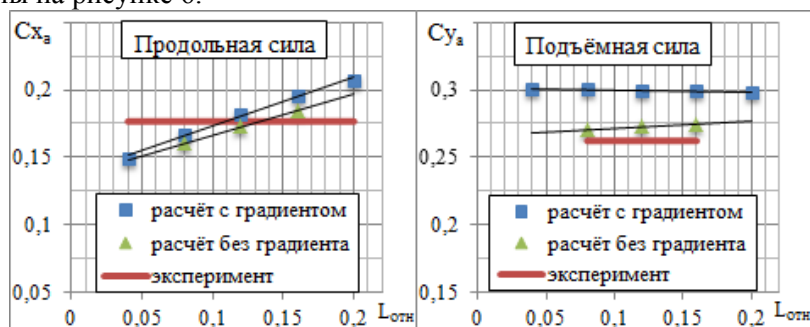


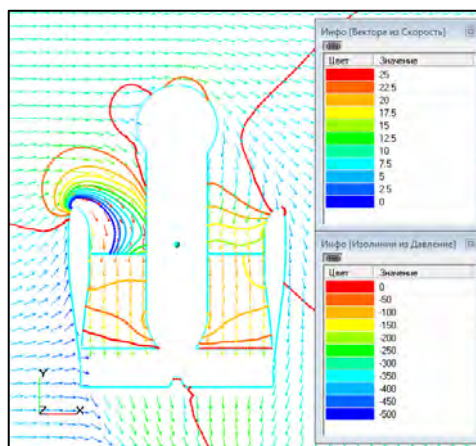
Рис. 6 – Зависимость C_{x_a} и C_{y_a} от положения активного диска

Результаты расчёта показывают, что при учёте градиента давления в эффективном напряжении трения S_{ua} получается существенно выше искомого значения. Дальнейшие расчеты, поэтому производились без учёта градиента давления. При расчётах без учёта градиента давления S_{ua} завышен не сильно, и это можно объяснить тем что в модели при задании скорости не учитываются потери в роторе которые возникают из-за неравномерности потока на входе, и приводят к иной скорости подсосывания по сравнению с режимом висения. А также с тем, что не учитывается то, что используется часть энергии потока [2]. Значение S_{xa} меняется от положения активного диска в канале линейно. Как следует из графика (Рисунок 6), значение $L_{\text{отн}}$ в дальнейших расчётах должно быть приблизительно 0,13. Это соответствует положению задней кромке периферийного сечения лопатки.

В таблице 2 показаны результаты расчёта монокоптера при оговорённых выше условиях. На рисунке справа показана картина обтекания одновентиляторного БПЛА поперечным потоком.

Таблица 2. Силы действующие на монокоптер в поперечном потоке

		X_a	Y_a
	Эксперимент	20,79 [н]	32,22 [н]
	Σ , расчет	20,35 [н]	32,94 [н]
1	Шар	4,1 %	1,35 %
2	Цилиндр	-1,95 %	-0,23 %
3	Коллектор	49,88 %	56,53 %
4	Перед РК	28,32 %	-0,15 %
5	Вход в РК	0 %	55,75 %
6	Выход из РК		
7	Диффузор	-13,95%	-8,29%
8	Рули	10,3 %	-0,8 %
9	Корпус	23,28 %	-4,16 %



Из полученных результатов следует, что зона перед диском даёт до трети от всей продольной силы. Сила импульсного сопротивления, действующая на коллектор и внутреннюю стенку перед ротором существенно больше продольной силы действующую на внешние части кольца. Сила X_a корпуса составляет примерно четверть суммарной, на рули действует одна десятая.

Численный расчёт нескольких близко расположенных модулей

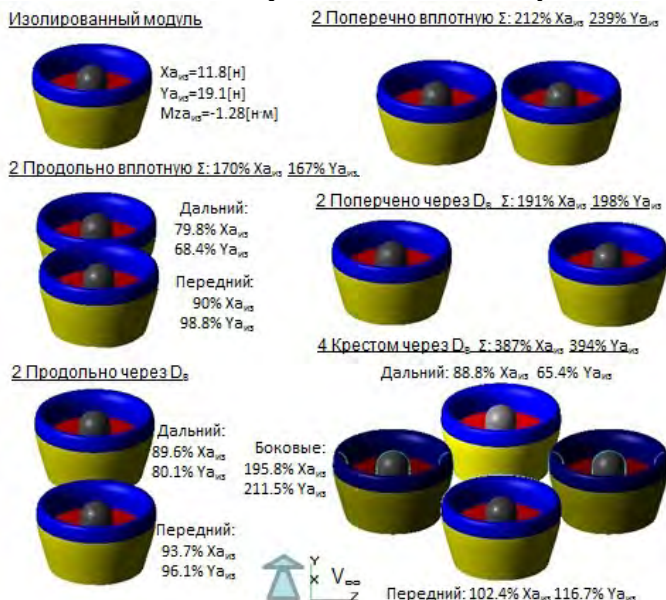


Рис. 7 - Конфигурации модулей и силы, действующие на них при перпендикулярном потоке с $V_{\text{отн}}=0,1747$

Для отработки компоновок многороторных БПЛА в ЦАГИ был разработан вентиляторный модуль с диаметром рабочего колеса 170 мм. Этот модуль рассчитан на тягу при режиме висения $T=19,14$ [н], при 9000[об/мин]. Таких модулей изготовлено 6 штук, что позволяет исследовать различные варианты компоновок. Для рационального выбора экспериментальных компоновок, предварительно были выполнено численное моделирование.

Для этого была использована отлаженная математическая модель. Были исследованы конфигурации расположения движительных модулей, показанные на рисунке 7. Исследовался один

контрольный модуль, по характеристикам которого можно сделать оценку аэродинамической интерференции. Исследовалась пара модулей расположенных последовательно продольно в потоке друг за другом, и параллельно поперечно потоку. Модули располагались на расстоянии 2 миллиметров (вплотную) и 175 миллиметров (диаметр РК). Также исследовалось 4 модуля в конфигурации комбинации пар модулей расположенных продольно и поперечно на расстоянии диаметра. Расчёты проводились при скорости набегающего потока $V_{отн}=0,1747$.

Выполненные расчёты выявили значительное влияние аэродинамической интерференции модулей на их характеристики. Изменение величины коэффициента сопротивления может достигать 20%, коэффициента подъемной силы может достигать 35%, коэффициента поперечного момента может достигать 35%.

Проведённые расчёты пары модулей расположенных продольно выявили существенное уменьшение аэродинамической силы действующей на дальний по отношению к потоку модуль. При расположении модулей вплотную подъёмная сила на дальнем падает на 30%, сила сопротивления уменьшается на 20%. Также стоит отметить уменьшение силы сопротивления на переднем модуле. С увеличением расстояния между модулями, уменьшением скорости потока, и увеличением угла атаки сила взаимовлияния ослабевает. Важно отметить что, несмотря на то, что с увеличением расстояния между модулями суммарная подъёмная сила сравнивается с силой двух изолированных, суммарный опрокидывающий момент Mz_d увеличивается. Это связано с тем, что центр давления каждого модуля, к которому приложена равнодействующая аэродинамическая сила, находится ближе к наветренной стороне. И соответственно плечо силы действующий на передний модуль больше плеча силы действующей на задний, при расположении центра масс посередине между модулями.

При расположении движительных модулей поперечно в потоке имеет место существенное перераспределение давления и поля скоростей (рис. 8). Между близко расположенными модулями, образуется щель, в которой ускоряется поток, и, соответственно, появляется разрежение. При близком положении модулей подъёмная сила и сила сопротивления существенно увеличиваются по сравнению с изолированным модулем (рис. 9). Модули притягиваются друг к другу. При увеличении расстояния до диаметра силы уменьшаются. С некоторого расстояния продольная сила X_a становится меньше чем у изолированного. Интерференция зависит от скорости набегающего потока, с уменьшением скорости добавочные силы уменьшаются.

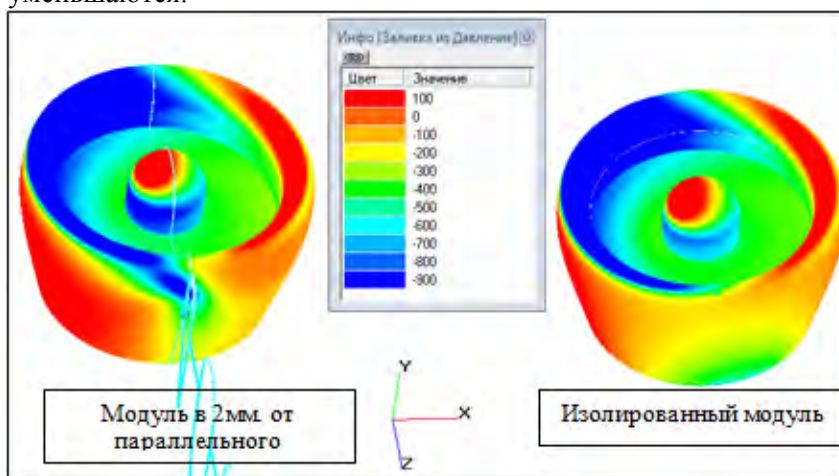


Рис. 8 – Сравнение распределения давления на модуле, расположенном в паре вплотную со вторым (слева), и на изолированном модуле

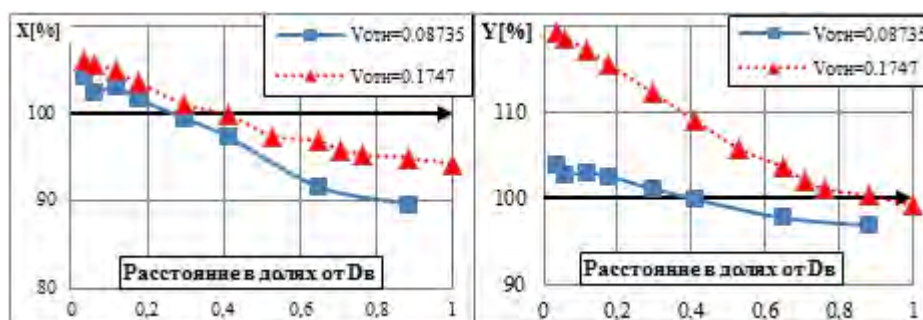


Рис. 9 - Силы, действующие на пару параллельных модулей

Список литературы

1. Шайдаков В.И., Аэродинамика винта в кольце М.: Изд-во МАИ, 1996г.
2. Ушаков К.А., Бушель А.Р. Исследование работы осевого вентилятора при всасывании из проходящего потока. Труды ЦАГИ, вып. 976. М.: изд. БНИ ЦАГИ, 1965, с. 216-242.