

УДК 004.65

АНАЛИЗ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ДЛЯ КОНТРОЛЯ ЛИНЕЙНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ

К. В. ИВАНОВ¹, В. А. ДУДИН², Н. С. СЕНЮШКИН³

¹Kirill20011.kirill@mail.ru, ²dudin-vadim@yandex.ru, ³aviastar-ufa@mail.ru

ФГБОУ ВО «Уфимский университет науки и технологий», г. Уфа, Россия

Поступила в редакцию 12.02.2024

Аннотация. В статье приведено описание процесса подготовки и расчета цифровой модели беспилотного летательного аппарата (БПЛА) вертикального взлета и посадки в программном комплексе «AnsysCFX». Приведен результат расчета на одном из режимов полета. Выполнена обработка результатов расчета на всех режимах полета. Произведен анализ полученных результатов.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат; газодинамический расчет; цифровой двойник; планер; аэродинамическое качество; программный комплекс; Ansys.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время диагностика рельсошпальной решетки железнодорожных путей проводится вручную, что замедляет работу по поиску дефектов и повышает ее стоимость. А вовремя не выявленный дефект может привести к серьезным убыткам для собственника, а также к человеческим жертвам.

Поэтому цель проекта – создание беспилотного летательного аппарата вертикального взлёта и посадки, способного взлетать с ограниченной площадки, переходить в горизонтальный полёт для выполнения линейного мониторинга железнодорожных путей без траты большого количества энергии, что позволит летать с высокой скоростью как можно дольше. Данное техническое решение совместно с установкой на БПЛА ПО с машинным зрением уменьшит стоимость диагностики, позволит ускорить данный процесс.

В данном отчёте решаются следующие задачи:

- 1) Газодинамические расчёты планера на различных скоростях полёта и углах атаки.
- 2) Обработка результатов расчета: построение графиков подъёмной силы и силы лобового сопротивления от скорости полёта и угла атаки.

Анализ аэродинамических качеств планера.

ПОДГОТОВКА К ГАЗОДИНАМИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ

На основе доработанной модели второй вариации беспилотника был проведён газодинамический расчёт планера в программном комплексе «Ansys CFX» на различных скоростях полёта и углах атаки. В последующем построены поляры скоростей.

Первым этапом был построен ряд обратных 3D-моделей беспилотника и исключенным внутренним пространством (рис. 1). Модели отличаются углом атаки относительно системы координат и условной аэродинамической трубы.

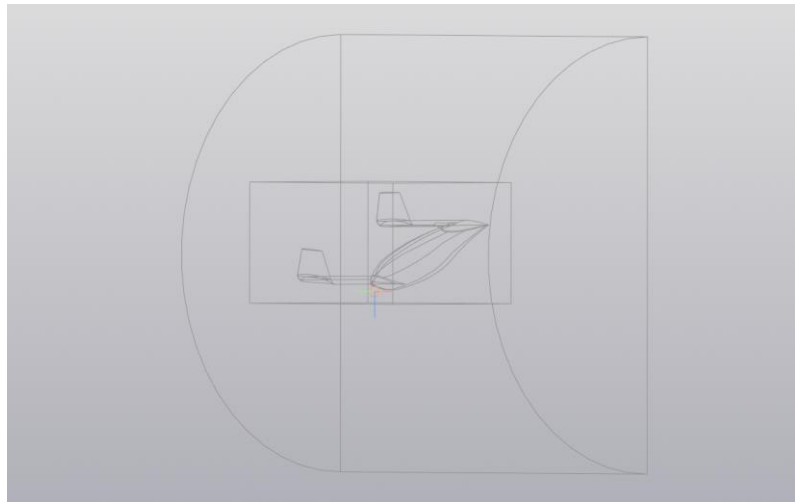


Рис. 1. Расчетная модель БПЛА

Габариты расчётной области: диаметр – 2200 мм, длина – 2300 мм. Также учтена область «загущения» «расчётной сетки» путём добавления дополнительного тела длиной 1050 мм, шириной 1650 мм и высотой 610 мм, что позволит произвести расчёт с более высокой точностью, затрачивая меньше вычислительных ресурсов. Для ускорения процесса расчетов использовалась только половина модели, при этом в граничных условиях задана симметрия в продольной плоскости, проходящей через геометрический центр БПЛА.

В элементе *Mesh* была построена конечно-элементная модель с тетраэдрической сеткой (рис. 2). В результате сетка имеет 2,5 млн элементов и 525 тыс. узлов. В настройках сетки заданы тело влияния для загущения и пограничный слой на поверхности тела/

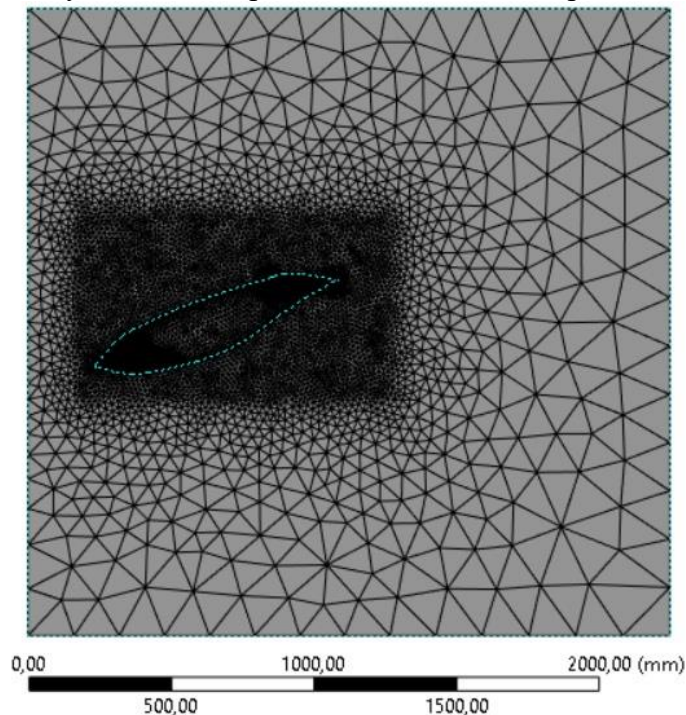


Рис. 2. Конечно-элементная сетка с тетраэдрической сеткой расчётной области

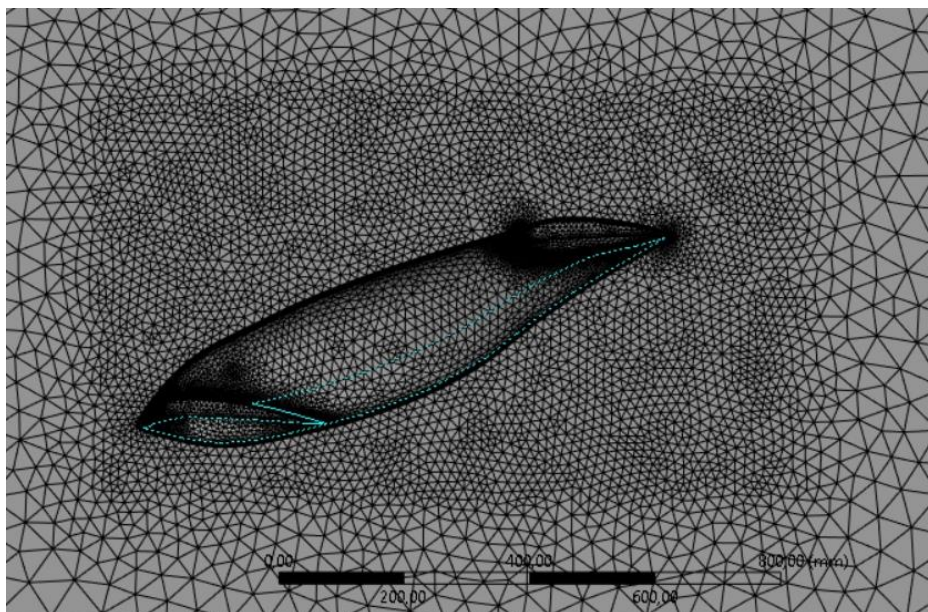


Рис. 3. Конечно-элементная сетка с тетраэдрической сеткой вблизи беспилотника

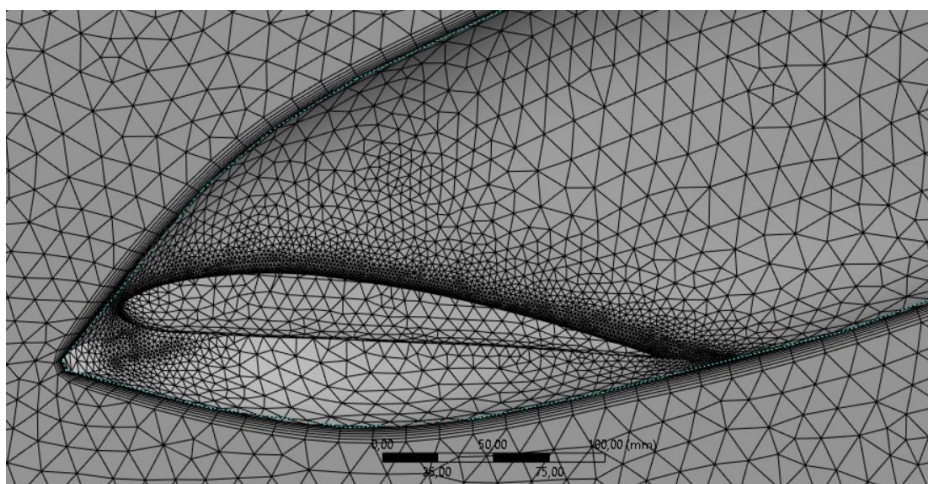


Рис. 4. Конечно-элементная сетка с тетраэдрической сеткой вблизи переднего крыла

Следующим этапом были заданы граничные условия: в качестве рабочего тела выбран идеальный газ при температуре 25°C , выбран стационарный режим расчёта, модель турбулентности *SST* (данная модель хорошо считает элементы в ядре и в пристеночной стенке). На входной плоскости заданы скорость потока 40 м/с (для первого расчёта) и интенсивность турбулентности в 5% . На выходе задано статическое давление потока, равное 100130 Па (для высоты полёта в 100 м над уровнем моря). Для тела была задана шероховатость в 50 микрон .

Далее были заданы условия контроля расчёта: максимальное число итераций увеличено до 1000 , критерий сходимости – *RMS10-7*.

РЕЗУЛЬТАТ РАСЧЕТА НА ПЕРВОМ РЕЖИМЕ

В окне *CFX-Post* были получены данные об обтекании беспилотника потоком (рис. 5–7) и числовые значения подъёмной силы и силы лобового сопротивления (рис. 8).

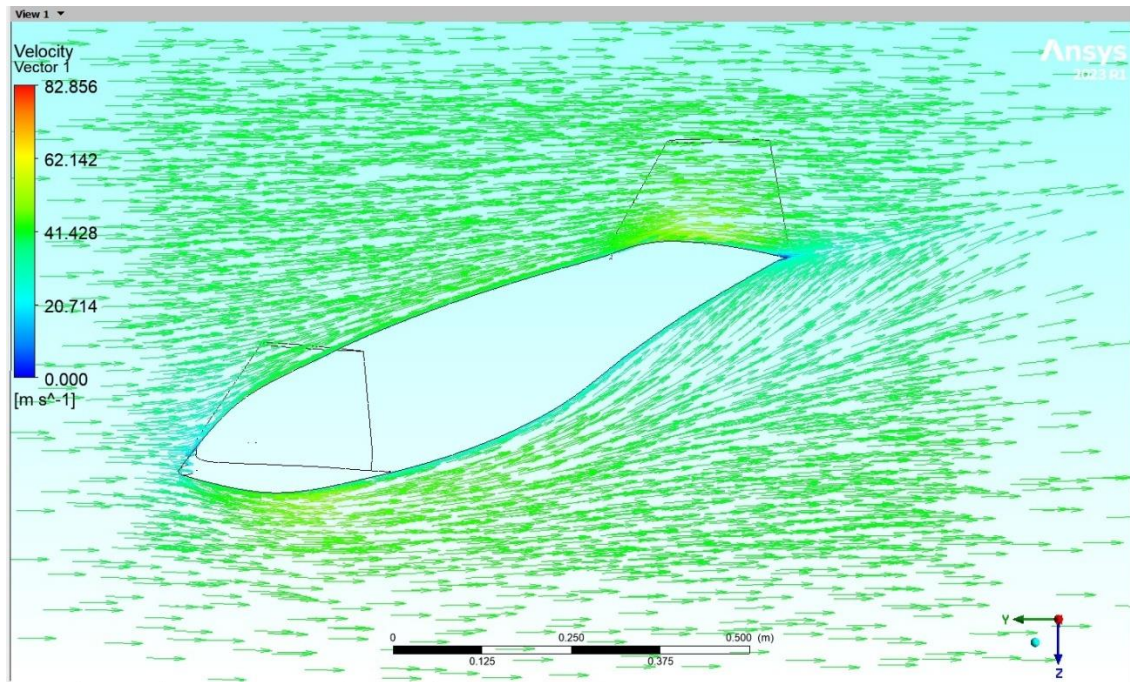


Рис. 5. Обтекание фюзеляжа беспилотника воздушным потоком

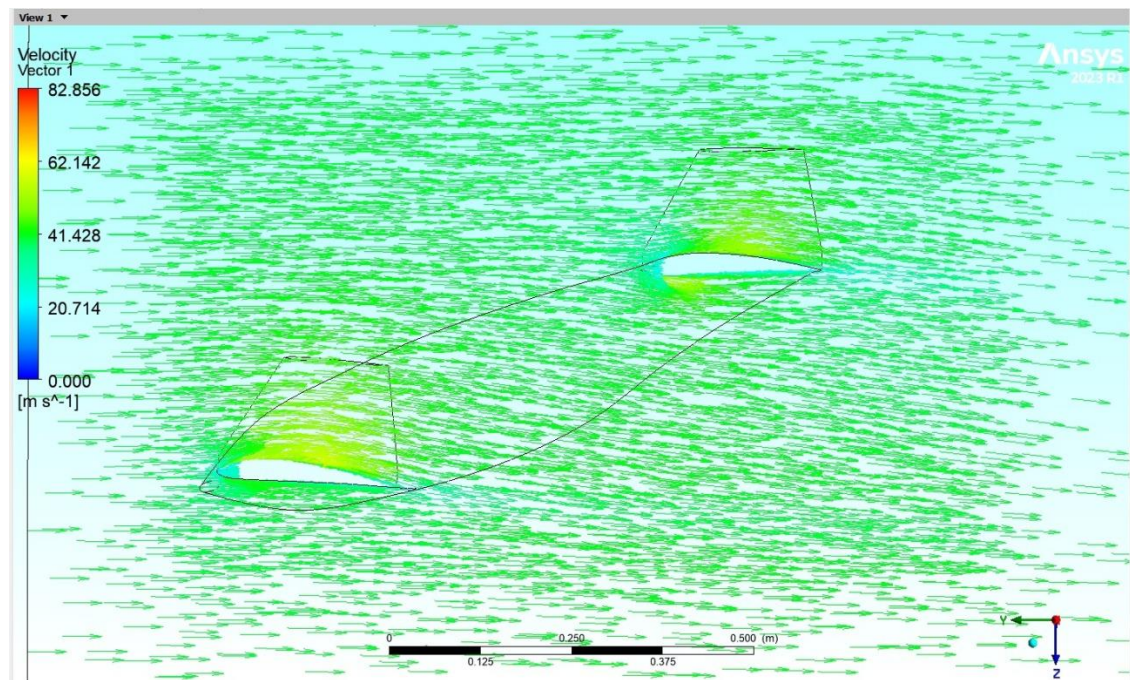


Рис. 6. Обтекание крыльев беспилотника воздушным потоком

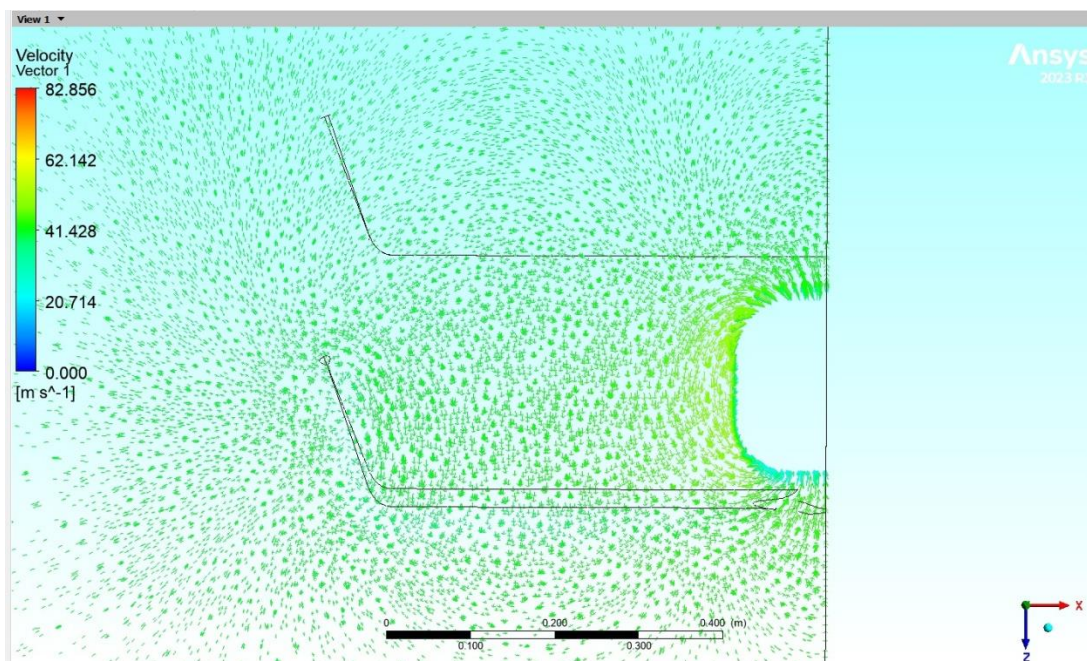


Рис. 7. Обтекание беспилотника воздушным потоком в поперечном сечении (за передним крылом)

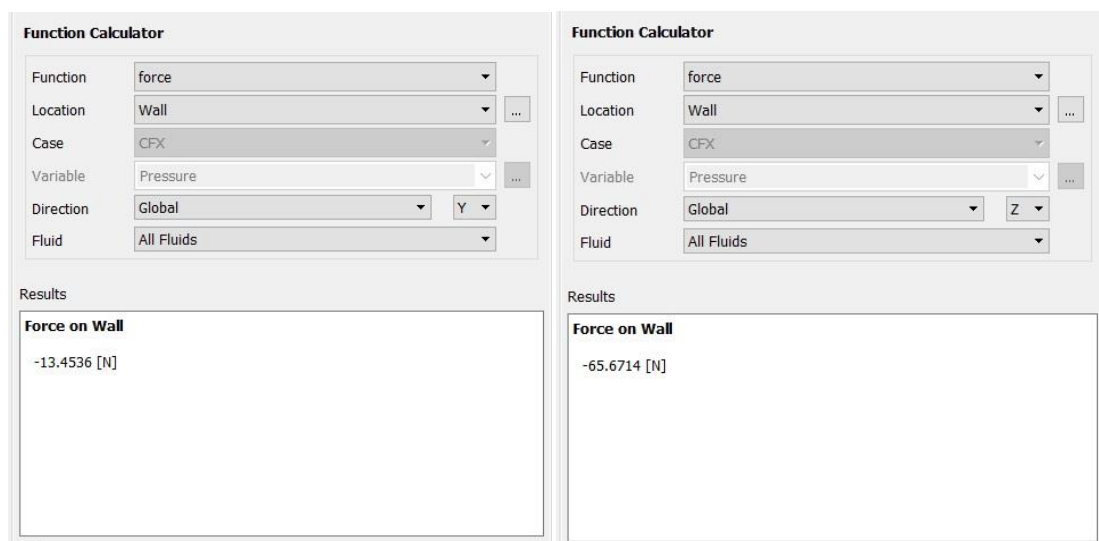


Рис. 8. Значение силы лобового сопротивления (слева) и подъемной силы (справа)

Данные подъемной силы высчитаны с отрицательным знаком из-за инверсированной оси *Z-системы* координат, также эти значения необходимо удвоить ввиду условий расчёта.

По аналогии выполнены расчёты для разных скоростей полёта – 5 м/с, 10 м/с, 15 м/с, 20 м/с, 25 м/с, 30 м/с, 35 м/с, 40 м/с и различных углов атаки для каждого режима – 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 14°. Итоговое число расчётов – 64.

ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА

Результаты расчета приведены в табл. 1–2.

Таблица 1

Результаты расчета при скоростях 5-20 м/с

Скорость, м/с \ Угол атаки, град	5		10		15		20	
	F_x , Н	F_y , Н	F_x , Н	F_y , Н	F_x , Н	F_y , Н	F_x , Н	F_y , Н
0	0,258	0,935	0,885	3,976	1,861	9,159	3,175	16,489
2	0,267	1,553	0,975	6,357	2,117	14,43	3,689	25,795
4	0,258	2,148	0,979	8,753	2,156	19,822	3,789	35,37
6	0,361	2,683	1,364	10,925	3,006	24,762	5,283	44,21
8	0,537	3,644	2,035	14,992	4,51	34,114	7,973	60,998
10	0,627	3,857	2,395	15,501	5,67	35,855	10,024	66,489
12	0,644	3,905	2,427	15,429	5,676	37,068	9,874	67,613
14	0,75	4,04	2,88	17,357	6,469	39,615	11,576	71,814

Таблица 2

Результаты расчета при скоростях 25-40 м/с

Скорость, м/с \ Угол атаки, град	25		30		35		40	
	F_x , Н	F_y , Н	F_x , Н	F_y , Н	F_x , Н	F_y , Н	F_x , Н	F_y , Н
0	5,384	25,328	7,669	36,656	10,357	50,099	13,454	65,671
2	5,692	40,46	8,127	58,448	10,997	79,783	14,3	104,5
4	5,877	55,429	8,423	80,017	11,43	109,175	14,905	142,942
6	8,198	69,301	11,754	100,067	15,957	136,552	20,814	178,806
8	12,418	95,699	17,854	138,283	24,292	188,799	31,743	247,3
10	15,45	105,573	22,094	153,212	29,999	209,565	39,18	274,732
12	15,307	106,638	21,986	154,363	29,89	210,889	39,18	275,304
14	17,996	113,089	25,926	163,184	35,336	222,05	45,781	288,796

Для оценки удобно представить результаты расчёта в виде графиков: зависимости подъёмной силы от угла атаки с расслоением по скоростям полёта (рис. 9); зависимости силы лобового сопротивления от угла атаки с расслоением по скоростям полёта (рис. 10).

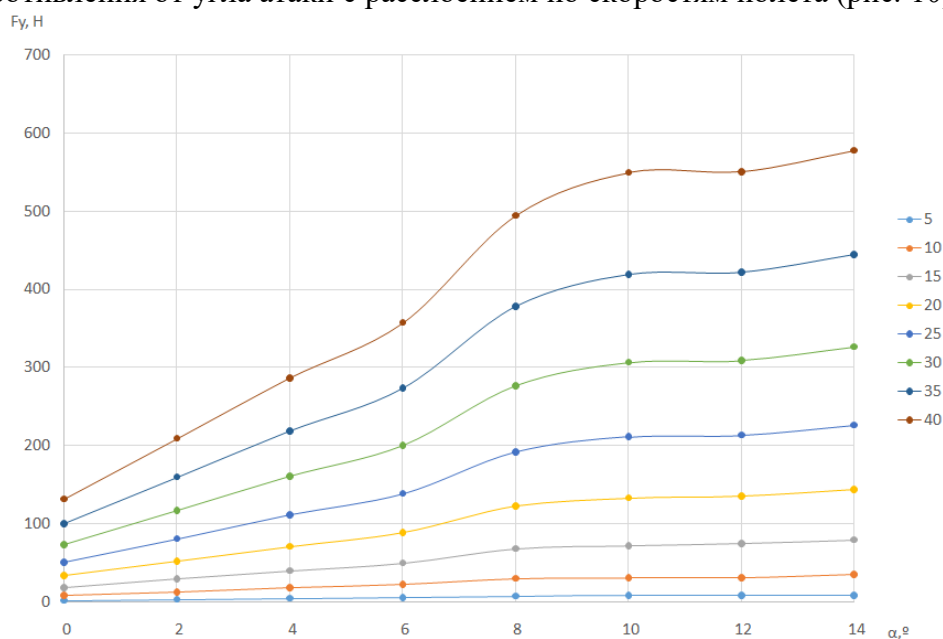


Рис. 9. График зависимости подъемной силы от угла атаки с расслоением по скоростям полета

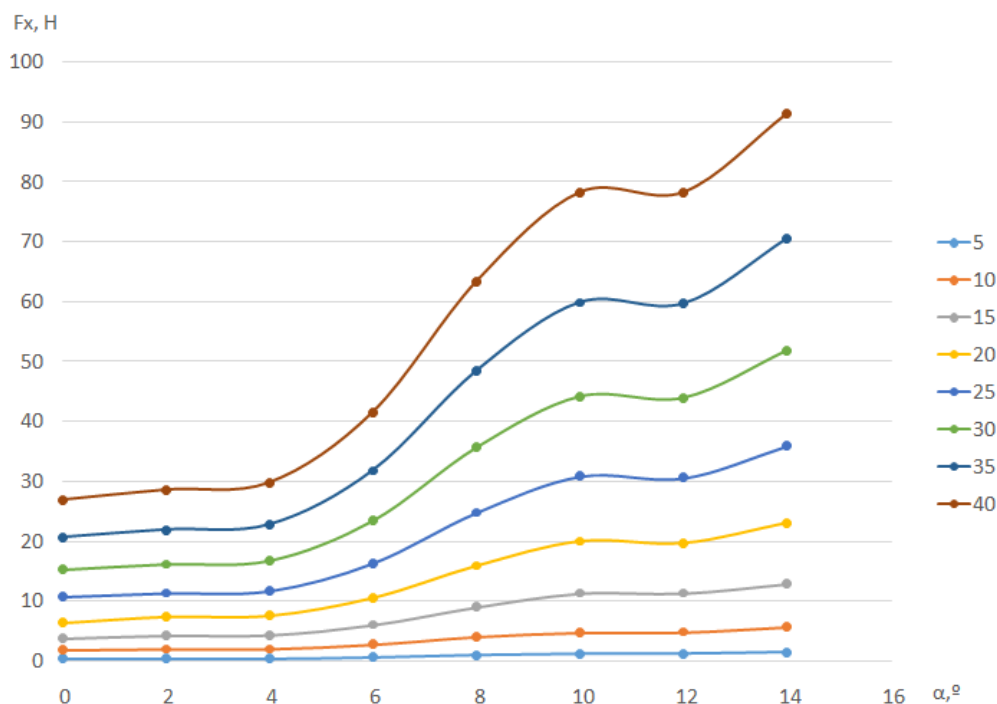


Рис. 10. График зависимости силы лобового сопротивления от угла атаки с расщеплением по скоростям полёта

ПРИВЕДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА В БЕЗРАЗМЕРНЫЙ ВИД

Далее результаты расчётов были переведены в безразмерный вид, что позволило провести анализ аэродинамики планера БПЛА. Для этого было необходимо пересчитать подъёмную силу и силу лобового сопротивления в коэффициент подъёмной силы и коэффициент силы лобового сопротивления:

$$F_Y = C_Y \frac{\rho v^2}{2} S \quad (1)$$

откуда

$$C_Y = \frac{2F_Y}{\rho v^2 S} \quad (2)$$

где ρ – плотность воздуха, для высоты $h=100$ м, $\rho=1,213$ кг/м³;

v – скорость полёта;

$S=0,59088$ м² – площадь крыла в плане;

C_Y – коэффициент подъёмной силы крыла;

F_Y – подъёмная сила крыла.

И аналогично для коэффициента лобового сопротивления:

$$F_X = C_X \frac{\rho v^2}{2} S \quad (3)$$

откуда

$$C_X = \frac{2F_X}{\rho v^2 S} \quad (4)$$

Результаты расчетов, переведенных в безразмерный вид, приведены в табл. 3–4.

Таблица 3

Результаты расчета при скоростях 5-20 м/с

Скорость, м/с \ Угол атаки, град	5		10		15		20	
	C_x , Н	C_y , Н	C_x , Н	C_y , Н	C_x , Н	C_y , Н	C_x , Н	C_y , Н
0	0,05759	0,20872	0,0493	0,22189	0,0461	0,22717	0,04429	0,23005
2	0,0596	0,3466	0,05441	0,35477	0,05250	0,35791	0,05146	0,35989
4	0,05759	0,47950	0,05463	0,48848	0,05347	0,49165	0,05286	0,49348
6	0,08058	0,59893	0,07612	0,60970	0,0745	0,61418	0,0737	0,6168
8	0,11987	0,8134	0,1135	0,83667	0,11186	0,84615	0,1112	0,85104
10	0,13996	0,861	0,13366	0,86508	0,14063	0,88933	0,13985	0,92765
12	0,14376	0,87172	0,13544	0,86106	0,14078	0,91942	0,13776	0,9433
14	0,16742	0,9018	0,16072	0,96866	0,16045	0,98259	0,16151	1,00195

Таблица 4

Результаты расчета при скоростях 25-40 м/с

Скорость, м/с \ Угол атаки, град	25		30		35		40	
	C_x , Н	C_y , Н	C_x , Н	C_y , Н	C_x , Н	C_y , Н	C_x , Н	C_y , Н
0	0,04807	0,22616	0,04755	0,2273	0,04718	0,2282	0,04692	0,22906
2	0,05082	0,3612	0,05039	0,36243	0,0501	0,36347	0,04987	0,36449
4	0,05247	0,49494	0,0522	0,49617	0,05207	0,49737	0,05198	0,49858
6	0,0732	0,6188	0,07288	0,6205	0,07269	0,62209	0,0726	0,62367
8	0,11088	0,85452	0,11071	0,8574	0,11066	0,86012	0,1107	0,86258
10	0,13795	0,94269	0,137	0,95005	0,13666	0,9547	0,1366	0,95826
12	0,13668	0,9522	0,13633	0,95719	0,13617	0,96076	0,1366	0,96026
14	0,16069	1,0098	0,16076	1,01188	0,16098	1,01161	0,15968	1,00732

Также пересчитаны скорость и размер беспилотника в безразмерный критерий Рейнольдса:

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} \quad (5)$$

где v - скорость потока;

ρ - плотность потока, для воздуха $\rho=1,213$ кг/м³;

$L=1$ м - характерный размер (размах крыла);

μ - динамическая вязкость, для воздуха $\mu=1,73 \cdot 10^{-5}$ Па·с.

Откуда получены значения критерия Рейнольдса для 8 скоростных режимов (табл. 5)/

На основе чего были построены графики зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки с расслоением по значению критерия Рейнольдса (рис. 11) и коэффициента силы лобового сопротивления от угла атаки с расслоением по значению критерия Рейнольдса (рис. 12).

Значения критерия Рейнольдса полета

$v, \text{ м/с}$	Re
5	346571
10	693142
15	1039714
20	1386285
25	1732857
30	2079428
35	2426000
40	2772571

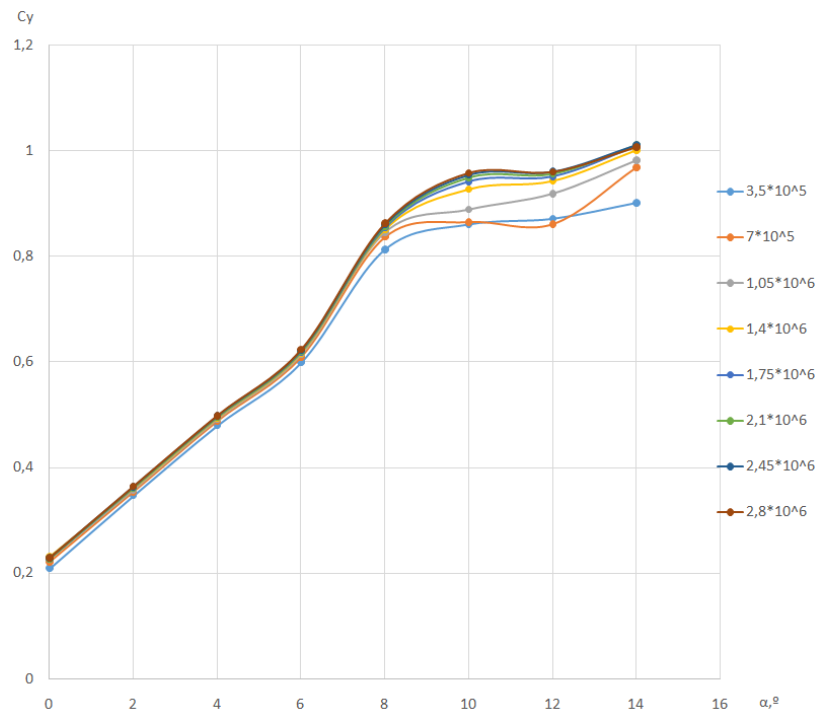


Рис. 11. График зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки с расслоением по значению критерия Рейнольдса

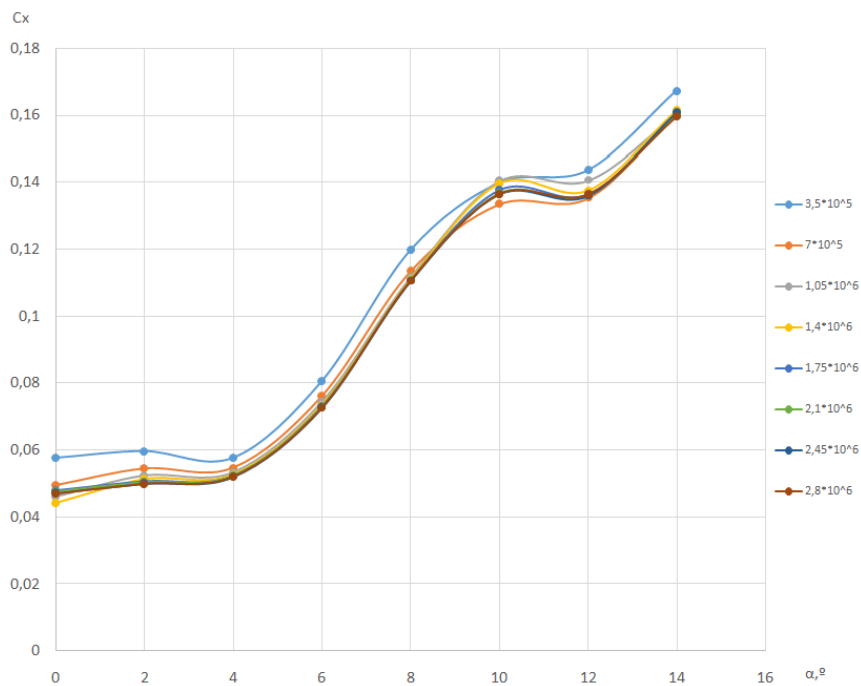


Рис. 12. График зависимости коэффициента силы лобового сопротивления от угла атаки с расщлением по значению критерия Рейнольдса

На основе полученных данных также были построены поляры (рис. 13) и график зависимости аэродинамического качества ($K=C_y/C_x$) от угла атаки (рис. 14).

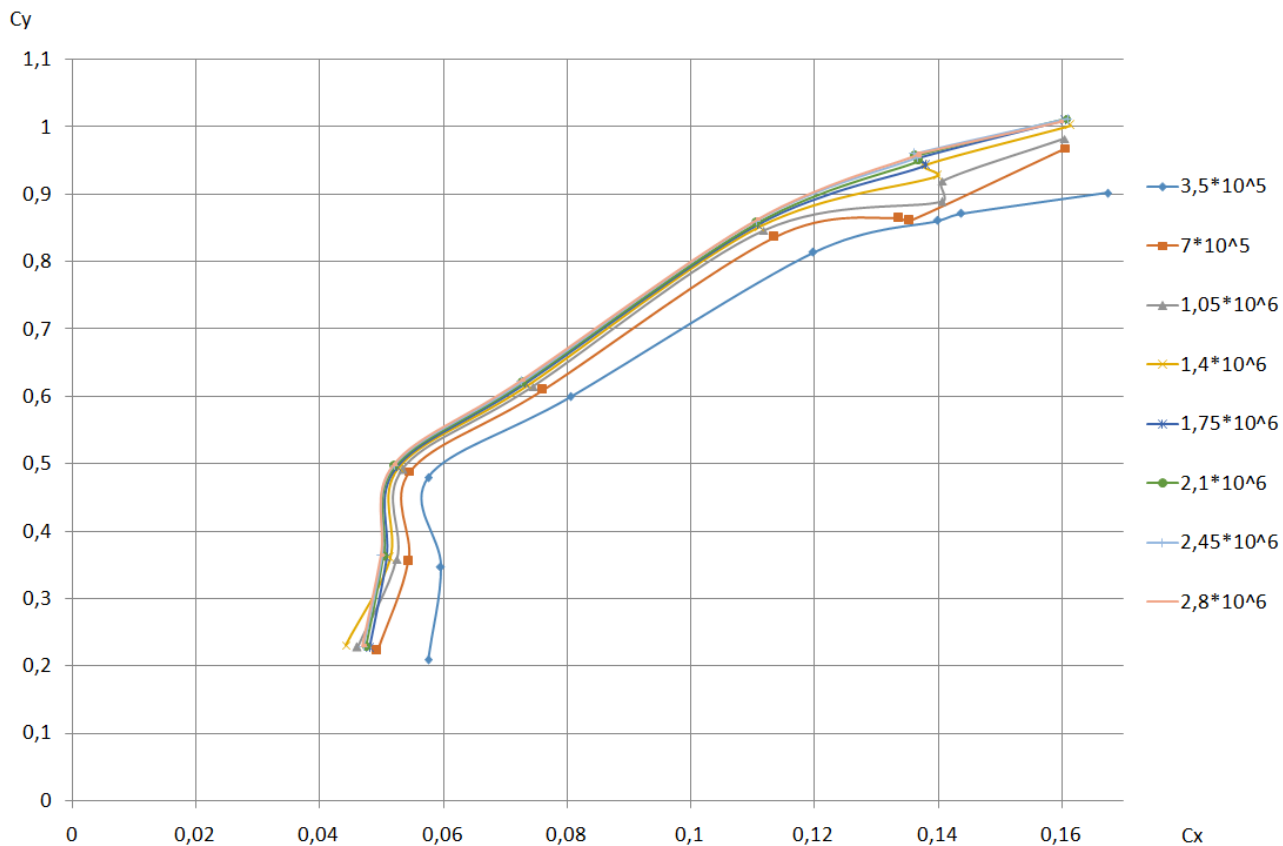


Рис. 13. Поляры планера БПЛА

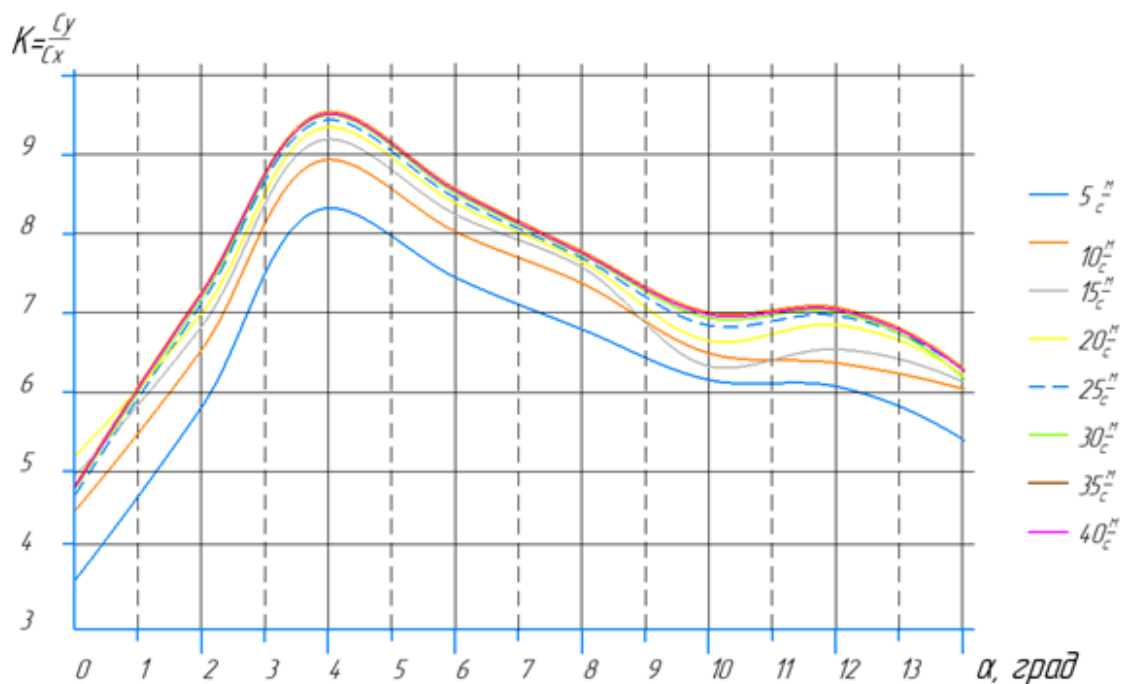


Рис. 14. График зависимости аэродинамического качества от угла атаки

АНАЛИЗ АЭРОДИНАМИКИ ПЛАНЕРА БПЛА

Из анализа графиков видно, что наиболее выгоден полёт с углом атаки в 4° , тогда крейсерская скорость будет составлять порядка 15–20 м/с. На углах атаки свыше 6° начинается сильное повышение лобового сопротивления и подъёмной силы, т.е. данный режим можно использовать как аэродинамический тормоз либо для резкого набора высоты полёта с некоторой потерей в скорости. На углах атаки свыше 10° происходит срыв потока и как следствие падение подъёмной силы, данный режим не применим в полёте, поэтому будет ограничен максимальный угол атаки в $8\text{--}9^\circ$.

Также на низких скоростях аэродинамическое качество несколько хуже, чем на высоких, что, вероятно, связано с «докритическим» обтеканием крыла. Низкие скорости используются лишь на этапе взлёта и посадки, благодаря чему данный недостаток сводится к минимуму.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной статье проведены ряд газодинамических расчётов в пакете программ *AnsysCFX* на различных скоростях и углах атаки.

На основе результатов расчёта были построены графики характеристик подъёмной силы и силы лобового сопротивления.

Результаты расчетов были обезразмерены, благодаря чему был проведён анализ аэродинамических качеств планера.

В будущем планируется проведение испытаний нового варианта конструкции БПЛА на прочность и на статическую и динамическую устойчивость.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кудоярова В.М., Кишалов А.Е. Решение прикладных задач теплообмена и гидродинамики в пакете ANSYS: Учеб. пос. Уфа: РИК УГАТУ, 2016. 219 с. [Kudoyarova V.M., Kishalov A.E. *Solving applied problems of heat transfer and hydrodynamics using the ANSYS software: study guide*. Ufa: RIK UGATU. 2016. 219 p. (in Russian).]

2. Фролов В. А. Аэродинамические характеристики профиля и крыла: Учеб. пос. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 48 с. [Frolov V.A. *Aerodynamic characteristics of profile and wing: study guide*. Samara: Samara State Aerospace University Publ. 2007. 48 p. (in Russian).]

ОБ АВТОРАХ

ИВАНОВ Кирилл Владимирович, студент 1 курса магистратуры направления «Теплотехника и теплоэнергетика», ФАДЭТ.

ДУДИН Вадим Андреевич, студент 5 курса направления «Проектирование авиационных и ракетных двигателей», ФАДЭТ.

СЕНЮШКИН Николай Сергеевич, исполняющий обязанности заведующего кафедрой АТиТ, кандидат технических наук, доцент каф. АТиТ ФАДЭТ.

METADATA

Title: Analysis of the aerodynamic design of an aerial vehicle for the control of a linear infrastructure.

Authors: K.V. Ivanov¹, V.A. Dudin², N.S. Senyushkin³

Affiliation:

Ufa University of Science and Technology (UUST), Russia.

Email: ¹Kirill20011.kirill@mail.ru, ²vadim-dudin2001@yandex.ru, ³aviastar-ufa@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 28, no. 1 (103), pp. 80-91, 2024. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article describes the process of preparing and calculating a digital model of an unmanned aerial vehicle (UAV) for vertical takeoff and landing in the Ansys CFX software package. The calculation result for one of the flight modes is given. The calculation results were processed in all flight modes. The analysis of the obtained results was carried out.

Key words: unmanned aerial vehicle; gas dynamic calculation; digital twin; airframe; aerodynamic quality; software package; Ansys

About authors:

IVANOV Kirill Vladimirovich, 1st year Master's student in the field of thermal engineering and thermal power engineering, Faculty of Aircraft Engines, Power Engineering and Transport, Ufa, Russia.

DUDIN Vadim Andreevich, 5th year student in the field of the design of aircraft and rocket engines, Faculty of Aircraft Engines, Power Engineering and Transport, Ufa, Russia.

SENYUSHKIN Nikolay Sergeevich, Acting Head of the Department of Aeronautical Thermal Engineering and Thermal Power Engineering, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor at the Department of Aeronautical Thermal Engineering and Thermal Power Engineering, Faculty of Aircraft Engines, Power Engineering and Transport, Ufa, Russia.