

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК
МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
им. Н.Э. БАУМАНА
ФИЗИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ им. П.Н. ЛЕБЕДЕВА
ЦЕНТР ПРИКЛАДНОЙ ФИЗИКИ

НЕОБРАТИМЫЕ ПРОЦЕССЫ В ПРИРОДЕ И ТЕХНИКЕ

ТРУДЫ ПЯТОЙ
ВСЕРОССИЙСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ
26-28 января 2009 г.
Москва
Часть II

МГТУ им. Н.Э. Баумана

УДК 536.75

ББК 22.317

Н 52

Н 52 Необратимые процессы в природе и технике: Труды Пятой
Всероссийской конференции 26-28 января 2009 г. В 3-х частях.
Часть II -М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009.- 720 с.

ISBN 978-5-7038-3253-0

В трудах Пятой Всероссийской конференции приведены результаты, полученные авторами в области исследования необратимых процессов в природе и технике.

Труды конференции предназначены для студентов, аспирантов и научных работников.

УДК 536.75

ББК 22.317

© Центр прикладной физики, 2009

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009

ISBN 978-5-7038-3253-0

ПРОБЛЕМЫ ОПТИМИЗАЦИИ ВЫБОРА ЭЛЕМЕНТОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СВЕРХЛЕГКОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В. Ермаков, И. Павелко, М. Провеис

В течение ряда лет в Авиационном институте РТУ проводились исследования по проблемам создания сверхлегкого беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Основная цель проекта состояла в целенаправленном решении проблем аэродинамики, конструкции и прочности, выбора типа и параметров силовой установки БПЛА с таким расчетом, чтобы получить максимальную отдачу по полной нагрузке. Для этого конструкция пустого аппарата (без топлива и коммерческой нагрузки) должна быть по возможности меньшей. В настоящей статье речь пойдет о проблеме оптимального выбора типа и элементов силовой установки с точки зрения наиболее полного использования располагаемой мощности. В качестве исходных данных приняты данные разработчика [1] по двум вариантам проекта БПЛА (таблица 1).

Таблица 1.

Параметр, ед. измерения	I вариант	II вариант
Взлетный вес m_0 , кг	20.25	16.9
Крейсерская скорость v_{kr} , км/ч	170	125
Практический потолок h , м	1000	500
Площадь крыла S , м ²	0.675	0.675
Удлинение крыла λ	9.26	9.26
Размах центроплана l_{cp} , м	1	1
Длина консоли l_{kn} , м	0.75	0.75
Сужение консоли η	1.8	1.8
Относительная толщина профиля \bar{c}	0.1	0.1
Относительная кривизна профиля \bar{f}	0.02	0.02
Угол нулевой подъемной силы α_0°	-2	-2

Были предварительно выбраны два возможных варианта силовой установки: 1) поршневой микродвигатель МДС0.78 с ВФШ 362мм×148мм; 2) поршневой микродвигатель МДС1.48 с ВФШ 16''×10''. Посредством аэродинамических исследований определялись их характеристики, анализировалась возможность и

целесообразность их применения в конкретном проекте Согласно информации производителя [2, 3], известны следующие параметры моторов:

Таблица 2.

Модель	MDS0.78	MDS1.48
Рабочий объем, см ³	12.9	24.5
Диаметр цилиндра, мм	26.2	32.5
Ход поршня, мм	24.0	29.6
Эффективная мощность, кВт (лс)	1.7(2.3)	2.2(3.11)
Диапазон рабочих частот вращения, об/мин	2500 - 17500	2000 - 10000
Масса, кг	0.685	0.835

Для получения рабочих точек строились кривые потребной тяги $P_{номр}$ и семейства кривых располагаемой тяги $P_{расп}$ от скорости v для каждого варианта силовой установки. Известно, что для винта фиксированного шага каждому значению скорости полета соответствует только одно значение тяги. Потребная тяга винта рассчитывалась по алгоритму [4].

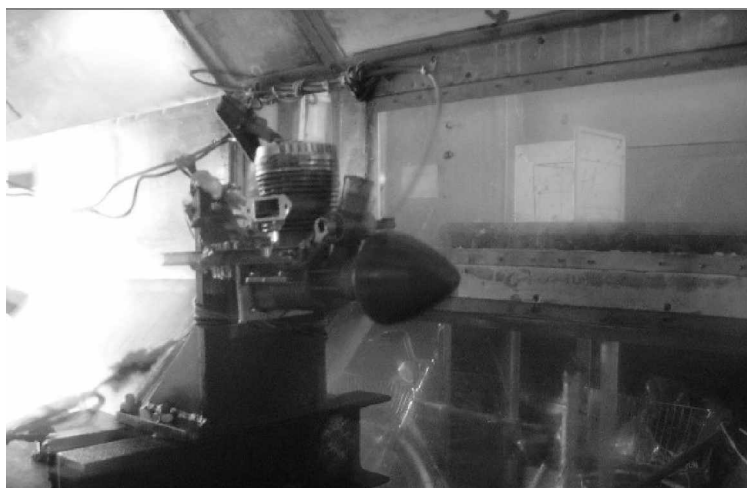


Рис.1. Экспериментальная установка в аэродинамической трубе.

Располагаемая тяга для различных скоростей полета определялась для первого варианта экспериментальным, а для второго – экспериментальным и расчетным путем. Эксперимент был выполнен по стандартной методике [5]. Продувки силовой установки производились в аэродинамической трубе Т-2 (рис.1) при скоростях потока $v = 10.4, 12.7, 15, 19.1$ м/с и оборотах

винта $n = 5730, 6360, 7600$ об/мин. В качестве измерительного устройства применялись аэродинамические весы с тензорезисторами. Для регистрации и обработки данных использовали цифровую систему производства ЗАО L-CARD.

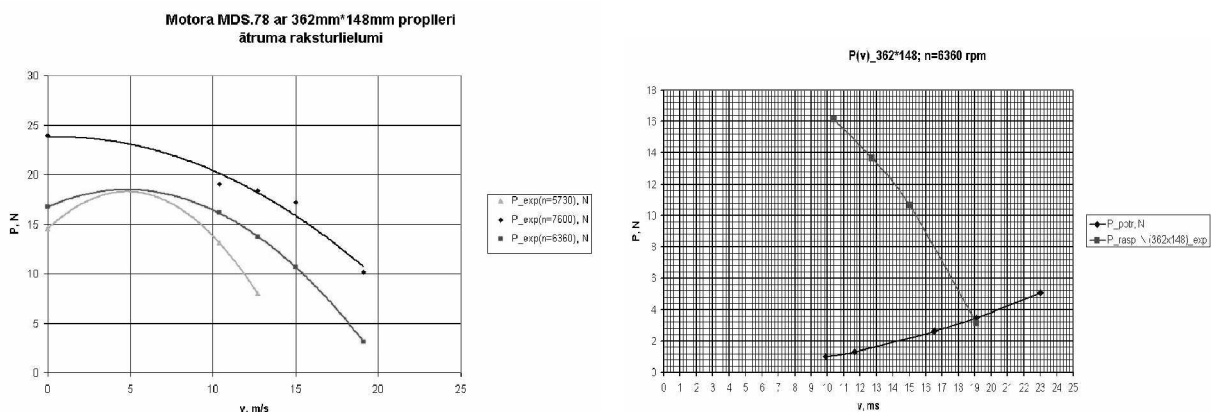


Рис.2. а – располагаемая тяга МДС0.78 с ВФШ 362мм×148мм по скорости потока для различных чисел оборотов; б – рабочая точка при 8360 об/мин.

На рис. 2а показаны экспериментальные путем кривые $P_{расч}(v)$ для МДС0.78 с ВФШ 362мм×148мм. Для $n = 8360$ об/мин получена рабочая точка. По полученным значениям скорости и тяги определены их коэффициенты $\lambda = 0.488$ и $\alpha = 0.0142$. Согласно данным дроссельной характеристики двигателя и винтовой характеристики движителя, при $n = 14300$ об/мин располагаемая мощность двигателя расходуется полностью. По имеющимся значениям α и λ определены следующие параметры расчетного режима работы силовой установки: скорость $v = 152$ км/ч, взлетный вес $m_0 = 27$ кг, тяга $P = 17$ Н, потребляемая мощность $N_p = 1420$ Вт, что в целом удовлетворяет требованиям проектировщика. Однако следует отметить, что для ВФШ 362мм×148мм данный режим работы не является наиболее выгодным, т. к. его КПД на данном режиме 50.4%.

Производились также продувки МДС1.48 с ВФШ 16''×10'' при скоростях потока $v = 11.1, 11.5, 14.3, 15.7, 17, 18.3$ м/с. Обороты двигателя изменялись от 6000 до 8250 об/мин. В силу ограниченности диапазона скоростей в аэродинамической трубе Т-2, получить экспериментальные рабочие точки на характеристиках $P(v)$ не представилось возможным. На основании теории изолированного элемента лопасти воздушного винта [4, 5] был выполнен приближенный расчет характеристик ВФШ 16''×10'', по результатам которого получены рабочие точки для нескольких режимов дросселирования (рис.3).

Отсюда определились значения коэффициентов $\lambda = 0.642$ и $\alpha = 0.02$. Согласно данным дроссельной характеристики двигателя и винтовой характеристики движителя, при $n = 9600$ об/мин располагаемая мощность двигателя расходуется наиболее рационально. По имеющимся значениям α и λ определены следующие параметры расчетного режима работы силовой установки: скорость

$v = 153$ км/ч, взлетный вес $m_0 = 27.6$ кг, тяга $P = 17.37$ Н, потребляемая мощность $N_p = 1114$ Вт, что в целом удовлетворяет требованиям проектировщика. Данный режим работы для ВФШ $16'' \times 10''$ близок к наивыгоднейшему, т. к. его КПД на данном режиме 66.5%.

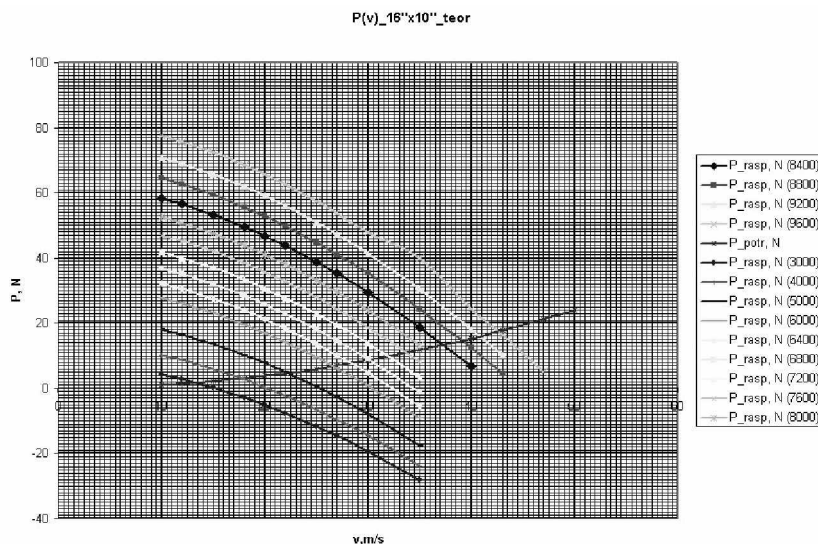


Рис.3. Семейство рабочих точек МДС1.48 с ВФШ $16'' \times 10''$ на различных режимах.

увеличения тяги винт большего диаметра и шага может быть применен с МДС1.48, т.к. мощность мотора на расчетном режиме работы силовой установки остается не до конца использованной.

По результатам исследований могут быть сделаны следующие выводы:

- оба варианта силовой установки отвечают требованиям проекта;

- применение микродвигателя МДС1.48 с ВФШ $16'' \times 10''$ является более рациональным с точки зрения максимальной отдачи по

полной нагрузке;

- при необходимости увели-

1. *Edgars KOKS, Sergey KUZNECOVS, Eriks OZOLINSH, Ilmars OZOLINSH, Igor PAVELKO, Vitaly PAVELKO. MODEL OF ULTRA LIGHT UAV FOR FLIGHT TESTING. Abstracts of 3rd International Conference on Scientific Aspects of Unmanned Aerial Vehicle. 7-9 May 2008, Kielce, Poland. pp. 27-28*

2. MDS Instruction Manual // Published and distributed by: Ripmax Plc, Ripmax Corner, Green Street, Enfield EN3 7SJ, UK.

3. Сводная таблица характеристик микродвигателей. <http://mds-engines.ru/>

4. *Мхитарян А.М. Аэродинамика – М.: Машиностроение. 1976. 448 с.*

5. *Александров В.Л. Воздушные винты. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1951. – 475 с.*