

ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ ҒЫЛЫМ ЖӘНЕ ЖОҒАРЫ БІЛІМ МИНИСТРЛІГІ

«Л.Н. ГУМИЛЕВ АТЫНДАҒЫ ЕУРАЗИЯ ҰЛТТЫҚ УНИВЕРСИТЕТІ» КЕАҚ

**Студенттер мен жас ғалымдардың
«GYLYM JÁNE BILIM - 2024»
XIX Халықаралық ғылыми конференциясының
БАЯНДАМАЛАР ЖИНАҒЫ**

**СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ
XIX Международной научной конференции
студентов и молодых ученых
«GYLYM JÁNE BILIM - 2024»**

**PROCEEDINGS
of the XIX International Scientific Conference
for students and young scholars
«GYLYM JÁNE BILIM - 2024»**

**2024
Астана**

УДК 001

ББК 72

G99

«ǴYLYM JÁNE BILIM – 2024» студенттер мен жас ғалымдардың XIX Халықаралық ғылыми конференциясы = XIX Международная научная конференция студентов и молодых ученых «ǴYLYM JÁNE BILIM – 2024» = The XIX International Scientific Conference for students and young scholars «ǴYLYM JÁNE BILIM – 2024». – Астана: – 7478 б. - қазақша, орысша, ағылшынша.

ISBN 978-601-7697-07-5

Жинаққа студенттердің, магистранттардың, докторанттардың және жас ғалымдардың жаратылыстану-техникалық және гуманитарлық ғылымдардың өзекті мәселелері бойынша баяндамалары енгізілген.

The proceedings are the papers of students, undergraduates, doctoral students and young researchers on topical issues of natural and technical sciences and humanities.

В сборник вошли доклады студентов, магистрантов, докторантов и молодых ученых по актуальным вопросам естественно-технических и гуманитарных наук.

УДК 001

ББК 72

G99

ISBN 978-601-7697-07-5

**©Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия
ұлттық университеті, 2024**

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЛИЯНИЯ ВНЕШНИХ ФАКТОРОВ НА ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Мухаметжанов Рахат Толегенулы

ЕНУ им. Л.Н.Гумилёва

janoffrock1@gmail.com

Научный руководитель: Шалабаева Б.С.

Ключевые слова: Расход топлива, дальность и продолжительность полета, кривые Жуковского, полетная масса самолета.

Целью данной работы является определение влияния внешних факторов на дальность и продолжительность полета летательных аппаратов. Для достижения этой цели были поставлены следующие задачи:

1. Провести обзор литературы по основным принципам дальности и продолжительности летательного аппарата .
2. Моделирование и расчет влияния внешних факторов на полет летательного аппарата.

1. Дальность и продолжительность полета определяются прежде всего запасом топлива и режимом полета (высотой и скоростью). Каждому режиму полета соответствует определенный расход топлива на один километр пути и за один час полета. Так, например, при полете самолета Л-29 на высоте 5000 м без подвесных баков с полным запасом топлива 775 кг при номинальном режиме работы двигателя техническая дальность равна 625 км, продолжительность - 1 ч 13 мин. А при полете на высоте 9000 м на режиме максимальной дальности техническая дальность равна 880 км, продолжительность полета - 2 ч 04 мин. Таким образом, от того, какой режим полета установил летчик, будут зависеть и дальность и продолжительность полета. Основными величинами, определяющими дальность и продолжительность полета, являются километровый и часовой расходы топлива. Зная километровый и часовой расходы топлива при данном варианте заправки самолета, можно рассчитать дальность и продолжительность полета.

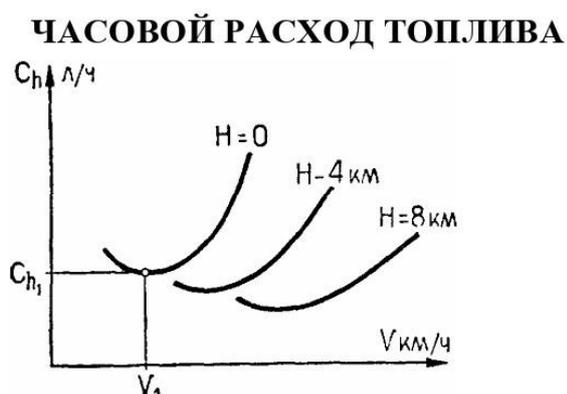


Рисунок 1: Зависимость часового расхода топлива от скорости и высоты полета

Километровый расход топлива. Количество топлива, расходуемое на один километр воздушного пути, называется километровым расходом топлива.

$$C_k = \frac{C_h}{v} = C_p \times \frac{P_{\Pi}}{v}$$
, где v - скорость полета, км/ч. Километровый расход топлива, как видно из формулы (14.2), зависит от величины удельного расхода топлива C_p и от соотношения $\frac{P_{\Pi}}{v}$. Так как удельный расход топлива изменяется незначительно, то очевидно, что километровый

расход будет определяться отношением $\frac{P_{\Pi}}{v}$. Наименьшее значение величины $\frac{P_{\Pi}}{v}$ найти по кривым Жуковского путем проведения касательной из начала координат к кривой потребных тяг.

Увеличение полетной массы самолета приводит к увеличению потребной тяги или потребной мощности двигателей и, следовательно, к росту часового и километрового расходов топлива. В результате дальность и продолжительность полета уменьшаются.

Снижение полетной массы, обусловленное расходом топлива в полете, которое может составить 20...40 %, приводит к уменьшению километрового и часового расходов.

Уменьшение полетной массы самолета по мере расхода топлива приводит также к увеличению теоретического H_T и практического $\#_{\text{пр}}$ потолков, а следовательно, и оптимальной высоты (в смысле наибольшей дальности и продолжительности крейсерского полета). Выше, при изложении расчетных методов определения дальности и продолжительности полета, было отмечено, что для обеспечения максимальной дальности необходимо выполнять полет по траектории с набором высоты

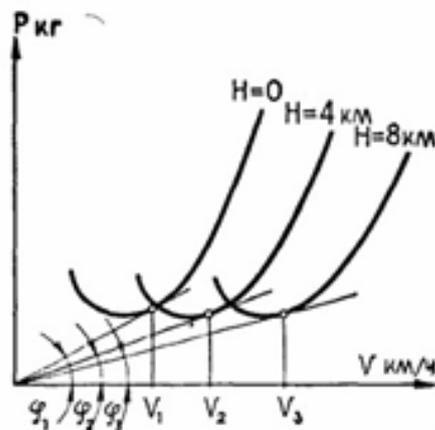


Рисунок 2: Зависимость отношения P_n/v от высоты и скорости полета

Увеличение температуры воздуха T приводит к уменьшению располагаемой тяги P_p и располагаемой мощности A^p двигателей. Поэтому при повышении температуры воздуха следует уменьшать степень дросселирования двигателей, а при понижении температуры — увеличивать. Следовательно, с ростом температуры воздуха часовой расход топлива $\#_{\text{ч}}$ увеличивается. Часовой расход топлива $\eta_{\text{ч}}$ зависит от температуры окружающего воздуха T через ее зависимость от располагаемой тяги (мощности) и через зависимость от T удельного расхода топлива. Для двухконтурных ТРД (ТРДД) влияние температуры окружающего воздуха T на располагаемую тягу определяется степенью двухконтурности двигателя. Увеличение степени двухконтурности двигателя несколько снижает влияние температуры окружающего воздуха на располагаемую тягу.

2. Влияние полетного веса и температуры наружного воздуха на дальность и продолжительность полета.

В программе Blender был смоделирован самолет, для лучшего понимания влияния внешних факторов на полет

Влияние полетного веса и температуры наружного воздуха на дальность и продолжительность полета

Так как в горизонтальном полете $P_{\Pi} = \frac{G}{r_{\text{самол}}}$ то из формулы

$$\text{ch} = \frac{C_p \times P_n}{\gamma};$$

$$\text{ch} = \frac{C_e \times P_n}{\gamma};$$

найдем:

$$ch = \frac{C_p \times G}{r_{\text{самол}}}$$

Где G - вес самолета, кг; r с-та - аэродинамическое качество самолета.

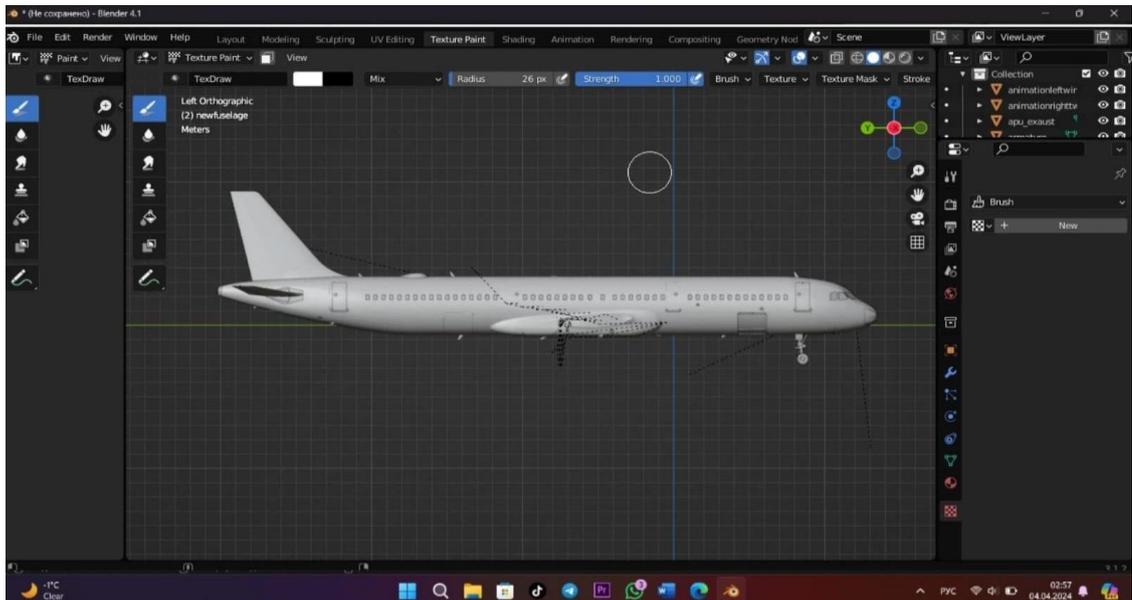


Рисунок3: Модель самолета в программе Blender

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Баженов С.Г. Основы динамики полёта. —М.: ФИЗМАТЛИТ, 2021. — 432 с. — ISBN 978-5-9221-1906-1.
- 2.Андерсон, Д. Д. (1983).Обзор современного потока сжатия: с исторической перспективой. Американский ученый, 71(1), 91–92. <http://www.jstor.org/stable/27851875>
- 3.«Основы аэродинамики» Дж. Д. Андерсона, 4-е издание, глава 2: Теория профиля крыла, стр. 51-82.

УДК 622.284.54

ДӨҢГЕЛЕК ПАНЕЛЬДІҢ ОРНЫҚТЫЛЫҒЫН ЕСЕПТЕУ ЖӘНЕ ОНЫҢ АРТЫҚШЫЛЫҒЫН НЕГІЗДЕУ

Мұсан Сымбат Ержанқызы

Musan19@bk.ru

Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлыттық университеті студенті, Астана, Қазақстан
Ғылыми жетекшісі – К. Кишауов

Кейбір жүйелердің секіріп тепе- теңдікке түсуі пайдалы қолданыс болады. Мұндай қасиеттер приборлардың иілгіш элементтері ретінде, олардың қисық тепе –теңдік күйі максимумды сипаттама алады, содан кейін максимумнан секіріп жана тепе- теңдік күйге келеді. Ол екінші жоғары көтерлетін қисықтың тармағы болып табылады. Сонымен дөгелек панельдер серпімді элементтер ретінде сеппелі қозғалтқыштарда және болатты рулеткалар лентасы ретінде жасалады.

Өндірісте қолданылатын ленталы конвейрлер осындай дөңгелек панель пішінді болатыны белгілі. Сонда ленталар орнықтылығын жоғалтпау үшін, оларды пішінде ұстап тұратын