

МРНТИ 73.37.11

[https://doi.org 10.53364/24138614_2023_31_4_20](https://doi.org/10.53364/24138614_2023_31_4_20)

¹Г.Н.Сейфула, ¹Т.Б. Керibaева*, ¹Т.Д. Әбдіматова,
¹А.А. Рысбекова.

¹АО «Академия Гражданской Авиации», г. Алматы, РК.

*E-mail: talshyn.keribayeva@agakaz.kz

ВЛИЯНИЕ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ДВИГАТЕЛЯ НА УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Аннотация. Статья связана непосредственно с одной из наиболее актуальных проблем авиации, которая существует с момента появления первых летательных аппаратов с двигателями. Данная проблема сохраняет актуальность по причине того, что является одним из главных факторов, который влияет на устойчивость и управляемость самолета.

Ключевые слова: вращение ротора, устойчивость и управляемость самолета, управление самолетом, демпфирование, система управления самолетом.

Введение. Понятия устойчивость и управляемость являются взаимно противоположенными. И потому при рассмотрении проблемы влияния будет рассмотрено физическое влияние.

Устойчивость — способность воздушного судна сохранять собственное угловое положение, не смотря на внешнее воздействие, относительно центра масс в плоскости полета в течении рассматриваемого временного интервала, без вмешательства, корректирующего данное положение.

Управляемость — способность воздушного судна изменять собственное положение, не смотря на внешнее воздействие, относительно центра масс в плоскости полета в рамках рассматриваемого интервала времени.

Основная часть. Первоначально необходимо рассмотреть полет как процесс. Полет представляет из себя движение тела. При этом движение является сложным. В состав сложного движения входит вращение ротора двигателя, отклонение управляющих поверхностей и перемещение центра масс. Для упрощения формализованной записи будем рассматривать данные три движения. Перемещение центра масс рассмотрим, как прямолинейное перемещение и запишем элементарной функцией:

$$a = f(x) = k \times x \quad (1)$$

где a - функция перемещения;

k - коэффициент пропорциональности функции по отношению к аргументу;

x - аргумент функции текущего положения на прямой (время).

Вращение ротора двигателя можно описать как движение по кругу. С учетом того, что ротор не выполнен симметрично относительно центра вала, то можно рассмотреть, как вращение смещенной точки относительно центра вала. Опишем как перемещение точки по окружности:

$$b = f(x) = 2 \times \pi \times R \quad (2)$$

где b - функция перемещения;

π - постоянная отношения длины окружности к ее радиусу (3,14);

R - радиус окружности, на котором находится смещенная точка.

Очевидно, что радиус удаления, на котором находится смещенная точка для каждого вала определяется индивидуально. Для редуцирования математических записей и упрощения модели, в нашем рассмотрении смещенная точка будет находиться на максимальном удалении от центра вала, в рамках существующих технических ограничений.

Третьим рассматриваемым движением является движение управляющих поверхностей. Так как они закреплены шарнирами и отклоняются от изначального положения, тогда пропишем их изменение положения как функцию от угла с учетом характера синусоидальности изменений положения:

$$c = f(x) = A \times \cos(\phi_0 + \omega \times T) \quad (3)$$

где c - функция перемещения;

A - максимальное значение отклонения при перемещении;

ϕ_0 - начальная фаза, характеризующая начальное положение поверхности управления;

ω - угловая скорость отклонения управляющей поверхности;

T - временной интервал, который соответствует времени перемещения управляющей поверхности.

Очевидно, что при перемещении совершается работа. Для совершения работы необходимо приложить силу. В самом элементарном виде выполнение работы записывается в следующем виде:

$$A = F \times S \quad (4)$$

где A - работа, выполняемая прилагаемыми силами;

F - прилагаемая сила;

S - перемещение, для каждого рассматриваемого движения это a , b , c соответственно

Теперь произведем построение логической взаимосвязи между приведенными величинами и произведем составление более подробной модели, описывающей влияние движения ротора двигателя на устойчивость и управляемость. В первую очередь необходимо отметить, что в рассматриваемом контексте прилагаемой силой является сила, генерируемая разными приводами. Например, для вращения вала ротора — сила, вращающая турбину, для

управляющих поверхностей — сила гидравлического актуатора, для центра масс — сила реактивной струи двигательной установки.

Таким образом в идеальном случае, при условии пренебрежения прочих возмущений с целью определения влияния движения ротора двигателя, сила возмущения, порождаемая вращением вала ротора двигателя, должна быть равной нулю, сила, перемещающая центр масс и сила актуаторов должны строго соответствовать значениям режимов. Так как перемещение центра масс регламентировано прямолинейным движением, то для определения степени влияния стоит рассмотреть моменты сил, которые определяются конструктивными параметрами и действующими силами.

Так как центр масс является точкой отсчета, то все моменты сил действуют относительно него. Пусть стабилизирующие и управляющие моменты имеют некоторое заданное и предопределенное значение согласно заданному режиму. Не учитывая данные моменты выделим только возмущения, которые будут соответствовать моменту сил ротора двигателя, появляющихся из-за смещения центра масс относительно геометрического центра. Таким образом запишем соответствующее выражение:

$$jb = \frac{m \times \omega \times R^2}{T} \quad (5)$$

где jb - момент сил вала ротора двигателя;

m - масса вала ротора;

ω - угловая скорость вращения ротора;

R - радиус удаления центра масс ротора относительно геометрического центра, который является осью вращения, для поперечного сечения центром вращения;

T - временной интервал вращения.

Данное выражение, характеризует влияние момента сил вращения вала ротора двигателя самолета на устойчивость самолета при горизонтальном полете. При этом речь идет о поперечной устойчивости, так как плоскость вращения ротора двигателя соответствует поперечной конструкционной плоскости самолета. Данное воздействие ухудшает устойчивость самолета. Что касается управляемости самолета, то в некоторые временные интервалы направление действия момента сил может совпасть с моментом действия сил управляющей поверхности, но в другой момент времени оно становится противоположенным по направлению, так как характеризуется круговым движением и может менять направления от максимального условного положительного до максимального условного отрицательного.

По этой причине опишем момент сил управляющей поверхности:

$$jc = L \times A \times \cos(\phi_0 + \omega \times T) \quad (6)$$

где $j\epsilon$ - момент сил управляющей поверхности;

L - расстояние в поперечной плоскости от центра масс до геометрического центра приложения действующих сил

Таким образом можно заключить что вращение вала ротора двигателя оказывает отрицательный эффект на устойчивость самолета и переменный отрицательный эффект на управляемость самолета.

Для компенсации данного негативного эффекта необходимо использовать демпфирование, которое будет способно подавить моменты действия сил, которые будут по величине соответствовать выражению 5. Или необходимо ввести систему рулевой компенсации, которая бы корректировала угловое положение в зависимости от момента действия сил. Для этого может подойти выражение 6, значение которого должно быть противоположено выражению 5. Внедрение системы коррекции является эффективным решением, но вызывает повышение технологической сложности самолета, в то время как использование демпферов является наиболее рациональным решением. Используя полевой синтез можно определить, что эффективнее будет использовать оба метода с дифференциацией уровня срабатывания корректирующей системы.

При более подробном рассмотрении можно акцентировать внимание на флуктуациях в аспекте случайных и систематических возмущений. Даже при их участии как система демпфирования, так и система компенсации моментов возмущений будут одинаково справляться. Основным регламентирующим параметром будет амплитуда флуктуаций.

В ряде случаев для прогнозирования флуктуаций можно прибегнуть к функции использования полиномов третьего порядка с подбором статистических коэффициентов к показателям степени. Одним наиболее распространенных решений данного аспекта является подбор статистических коэффициентов к показателям степени в пакете программного обеспечения MathLab, а также SciLab. Данные пакеты программного обеспечения идентичны и при использовании функции FIT с соответствующими статистическими данными производится вычисление коэффициентов и показателей степени. Для сбора статистики можно воспользоваться количеством флуктуаций, превышающих порог заданного значения амплитуды. Стоит учесть, что порог амплитуды задается исходя из степени влияния флуктуаций как ротора двигателя, так и случайных возмущений. При этом необходимо рассмотреть и результирующее действие при влиянии флуктуации внешних возмущений и флуктуаций ротора двигателя возникает потребность в компенсации. Таким образом система демпфирования и система компенсации будут работать. Даже при их сочетании их работа строго ограничена, так как они являются техническими устройствами.

При рассмотрении режимов работы и лимитации их ресурса важно знать как можно более точное количество флуктуаций, которые они компенсируют и демпфируют. Таким образом можно будет сформировать математическую

модель для расчета количества воздействий, которые могут быть компенсированы и демпфированы. При формализованной записи мы будем иметь функцию следующего вида:

$$f(x) = \alpha \times x^3 + \beta \times x^2 + \gamma \times x + \epsilon \quad (7)$$

где α - первый статистический коэффициент;

β - второй статистический коэффициент;

γ - третий статистический коэффициент;

ϵ - четвертый статистический коэффициент

Статистические коэффициенты позволяют использовать линию третьего порядка и регулируют степень ее кривизны. В зависимости от степени ее кривизны можно определить степень ее адаптивности к изменениям в показаниях. Основные изменения будут связаны с внешними факторами. Однако исключая влияние внешней среды и сцепляя функцию строго с двигателем, то изменения будут связаны с изменениями режима работы двигателя. В свою очередь режимы работы двигателя на прямую зависят от внешних факторов, в том числе и от метеорологических явлений.

В качестве эксперимента проведем теоретический эксперимент с произвольно заданными промежуточными значениями статистики. При этом будет несколько участков с разной разрядностью. Были заданы следующие значения:

$$x = [2,5,7,9,8,1,4,3]; y = [3,4,6,7,9,0,3,2]; \quad (8)$$

где x - количество действующих флуктуаций двигателя;

y - количество компенсационных или демпфирующих действий.

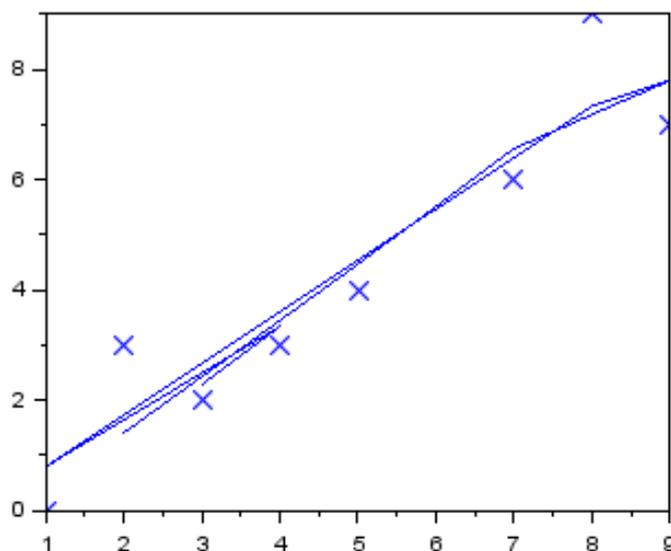


Рисунок 1. График функции полинома третьего порядка функции datafit.

С учетом приведенного графика можно заметить, что даже при отсутствии очевидной закономерности в распределении статистических данных, есть возможность определить некоторую функцию с возможностью построения математического ожидания при среднеквадратическом отклонении, не имеющим высокую степень искажения полиномиальной кривой.

Заключение. В данной работе рассмотрена проблема влияния вращения вала ротора двигателя на устойчивость и управляемость самолета. Были описаны модели, характеризующие степень влияния и включающие в себя ключевые параметры влияния.

По результатам анализа можно заключить что предлагаемые решения способны полноценно решить рассматриваемую проблему с учетом конструктивных особенностей самолета для каждого типа самолета индивидуально по причине гибкости и унифицированности приведенной модели описания моментов сил, а также возможности их применения.

Еще одним важным аспектом, который можно вывести из вышеописанного является фактор переменной успешности применения момента сил ротора вала. В случае их синхронизации они способны взаимно подавлять друг друга, при их рассинхронизации их гашение может быть доверено системе коррекции и демпфирования, что в достаточной степени способствует сохранению устойчивости и обеспечению более точной управляемости.

Г.Н.Сейфула, Т.Б. Кермбаева., Т.Д. Әбдіматова, А.А. Рысбекова

ҚОЗҒАЛТҚЫШ РОТОРЫНЫҢ АЙНАЛУЫНЫҢ ҰШАҚТЫҢ ТҰРАҚТЫЛЫҒЫ МЕН БАСҚАРЫЛУЫНА ӘСЕРІ

Аңдатпа. Мақаланың өзектілігі авиацияның ең өзекті мәселелерінің біріне тікелей байланысты, ол қозғалтқыштары бар алғашқы ұшақтар пайда болғаннан бері пайда болды. Бұл проблема ұшақтың тұрақтылығы мен басқарылуына әсер ететін негізгі факторлардың бірі болғандықтан өзекті болып қала береді.

Түйін сөздер: ротордың айналуы, ұшақтың тұрақтылығы және басқару, ұшақты басқару, демпферлік, ұшақтарды басқару басқару жүйесі.

T.B. Keribayeva, A.A. Rysbekova, G.N. Seifula, T. Abdimatova

THE INFLUENCE OF ENGINE ROTOR ROTATION ON AIRCRAFT STABILITY AND CONTROLL ABILITY

Abstract. The relevance of the article is directly related to one of the most pressing problems of aviation, which has existed since the appearance of the first aircraft with

engines. This problem remains relevant due to the fact that it is one of the main factors that affects the stability and controllability of the aircraft.

Keywords: rotor rotation, aircraft stability and control, aircraft control, damping, aircraft control system.

Список использованной литературы

1. Балакин В. Л., Лазарев Ю. Н. - «Динамика полета самолета. Устойчивость и управляемость продольного движения», - Электронный курс лекций, Самара, 2011.

2. Дорофеев Владислав Леонидович, Голованов Виктор Васильевич, Гукасян Сурен Гургенович, Дорофеев Дмитрий Владиславович, Сторчак Виктория Геннадиевна - «Экспериментальное и теоретическое исследование бифуркаций вибраций в авиационных трансмиссиях», - 2015 / Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета).

3. Тимченко Сергей Викторович - «Численное Исследование Аэродинамических Характеристик Трехмерной Компоновки Крыло - Фюзеляж - Мотогондола - Пилон Двигателя Широкофюзеляжного Дальнемагистрального Самолета», - 2019 / Вестник Томского государственного университета. Математика и механика.

4. Степанович М. Ю. - «Анализ Взаимодействия Воздушных Винтов С Планером Легкого Транспортного Самолета», - 2021 / Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации.

5. Вышинский Виктор Викторович, Зоан Конг Тъинь - «Моделирование когерентных структур в атмосфере и оценка их воздействия на самолет», - 2021 / Инженерный журнал: наука и инновации.

References

1. Balakin V. L., Lazarev Yu. N. - "Dynamica Aircraft Fuga. Stabilitatem Et Controllability De Longitudinalis Motus", - Electronic cursus lectionibus, SAMARA, 2011.

2. Dorofeev Vladislav Leonidovich, Golovanov Viktor Vasilyevich, Gukasyan Suren Gurgenovich, Dorofeev saecula quintum et sextum Vladislavovich, Storchak Victoria Gennadievna - "Experimentalis et speculativa studium tremor bifurcations in aircraft nuntii", - 2015 / Acta de Samara Statu Aerospace Universitatis. Academician S. P. Korolev (Research, National University).

3. Timchenko Sergey Viktorovich - "Numero studium aerodynamic characteres tres-dimensiva cornu - fuselage - nacelle - pylon machinam lato-cornu longum bolum aircraft", - 2019 / Acta de Tomsk State University. Mathematicis et Mechanicis.

4. Stepanovich M. Yu. - "Analysis interaction of propellers cum airframe in lucem onerariam aircraft", - 2021 / Scientifica Bulletin of Moscow State Technical University of Civili Aviation.

5. Vyshinsky Viktor Viktorovich, Zoan Kong Tiin - "Sculpturae cohaeret structurae in aeris et taxationem eorum labefactum in aircraft", - 2021 / Engineering Acta: Scientia et Innovatione.

Керибаева Талшын Бақытжанқызы	Старший преподаватель кафедры «Авиационная техника и технологии» АО «Академия Гражданской Авиации», г. Алматы, Казахстан E-mail: talshyn.keribayeva@agakaz.kz
Керибаева Талшын Бақытжанқызы	«Авиациялық техника және технологиялар» кафедрасының аға оқытушысы, АҚ «Азаматтық авиация академиясы», Алматы қ., Қазақстан E-mail: talshyn.keribayeva@agakaz.kz
Keribayeva Talshyn Bakitzhankyzy	Senior Lecturer of the Department of "Aviation Engineering and Technology" JSC "Academy of Civil Aviation", Almaty, Kazakhstan E-mail: talshyn.keribayeva@agakaz.kz

Рысбекова Айнара Амангелдиевна	Преподаватель кафедры «Авиационная техника и технологии» АО «Академия Гражданской Авиации», г. Алматы, Казахстан E-mail: a.rysbekova@agakaz.kz
Рысбекова Айнара Амангелдиевна	АҚ «Азаматтық авиация академиясы», «Авиациялық техника және технологиялар» кафедрасының оқытушысы, Алматы қ., Қазақстан E-mail: a.rysbekova@agakaz.kz
Rysbekova Ainara Amangeldievna	Lecturer of the Department of "Aviation Engineering and Technology" JSC "Academy of Civil Aviation", Almaty, Kazakhstan E-mail: a.rysbekova@agakaz.kz

Сейфула Гүлжан Нұрланқызы	Преподаватель кафедры «Авиационная техника и технологии» АО «Академия Гражданской Авиации», г. Алматы, Казахстан E-mail: gulzhan.seyfulla@agakaz.kz
Сейфула Гүлжан Нұрланқызы	АҚ «Азаматтық авиация академиясы», «Авиациялық техника және технологиялар» кафедрасының оқытушысы, Алматы қ., Қазақстан E-mail: gulzhan.seyfulla@agakaz.kz
Seifula Gulzhan Nurlankyzy	Lecture of the Department of "Aviation Engineering and Technology" JSC "Academy of Civil Aviation", Almaty, Kazakhstan E-mail: gulzhan.seyfulla@agakaz.kz

Әбдіматова Толқын Досалықызы	Преподаватель кафедры «Авиационная техника и технологии» АО «Академия Гражданской Авиации», г. Алматы, Казахстан E-mail: t.abdimatova@agakaz.kz
Әбдіматова Толқын Досалықызы	АҚ «Азаматтық авиация академиясы», «Авиациялық техника және технологиялар» кафедрасының оқытушысы, Алматы қ., Қазақстан E-mail: t.abdimatova@agakaz.kz
Abdimatova Tolkyun	Lecture of the Department of "Aviation Engineering and Technology" JSC "Academy of Civil Aviation", Almaty, Kazakhstan E-mail: t.abdimatova@agakaz.kz