

Літальні апарати: аеродинаміка, силові установки, обладнання та озброєння

УДК 629.73.017.2

О.Б. Анипко, И.Б. Ковтонюк

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

ОСОБЕННОСТИ ЭТАПА КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАНЕВРЕННЫХ САМОЛЕТОВ

Рассмотрены особенности этапа концептуального проектирования, как ключевого этапа проектирования маневренного самолета.

Ключевые слова: аэродинамическая компоновка, концептуальное проектирование, маневренные самолеты, сложная техническая система.

Введение

Развитие боевой авиационной техники в настоящее время неразрывно связано с разработкой и модернизацией маневренных самолетов. Современный истребитель обеспечивает завоевание господства в воздухе, нанесение воздушных ударов по поверхности и является мощным средством противодействия противнику.

Задачей проектирования маневренного самолета является принятие конструкторских и инженерных решений по разработке схемы, структуры и конструкции перспективного маневренного самолета, которые должны обеспечить при определенных ограничениях наиболее эффективное достижение поставленных целей [1, 2].

Для решения этой задачи необходимо четко

определить цели проектирования и установить приоритеты, разработать критерии оценки результатов проектирования, так как достижение целей проектирования «любой ценой» недопустимо.

Ключевым этапом является этап концептуального проектирования, формирующий принципиальный характер технического решения и характеризующийся высокой степенью ответственности [3, 4]. Ошибка или неправильное конструктивно-компоновочное решение на этапе концептуального проектирования практически непоправимы на последующих этапах, так как приводят к неопределенно длительным конструктивным изменениям и доработкам на поздних этапах разработки, включая испытания [1]. Это приводит к существенному увеличению стоимости и затрат времени [5] (рис. 1).

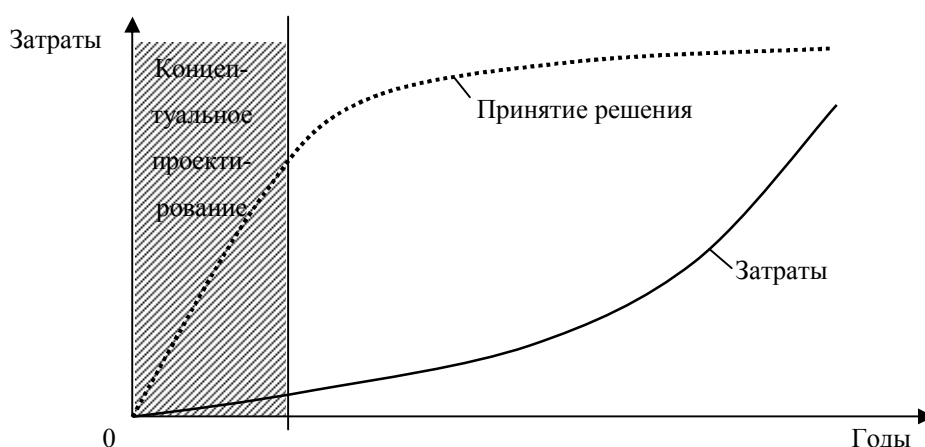


Рис. 1. Качественное соотношение между распределением затрат и принятием решений на разных этапах разработки СТС «маневренный самолет»

Поэтому актуальным является разработка укрупненных показателей и соотношений, позволя-

ющих на ранних этапах проектирования определять основные показатели, причем так, что обеспечива-

ється условие так называемого непротиворечивого проектирования, что характерно для сложных технических систем (СТС), к которым относятся и летательные аппараты (ЛА), что предполагает достижения заданных приоритетных показателей без снижения ниже допустимого уровня связанных с ними других показателей и характеристик проектируемого объекта.

Целью данной статьи является разработка и анализ укрупненных показателей для их применения на ЛА типа маневренный самолет, что и является особенностями при его концептуальном проектировании.

Результаты исследований

Маневренный самолет, как объект проектирования, представляет собой СТС с развитой иерархической структурой, большим числом элементов и внутренних связей.

Признаками, которые характеризуют маневренные самолеты как сложные технические системы [6, 7], являются:

- большое число частей, подсистем и отдельных элементов в составе ЛА;
- выполнение элементами разнообразных функций, что обеспечивает функционирование системы в целом;
- сложный и нелинейный характер взаимодействия частей и элементов системы друг с другом;
- влияние на функционирование системы факторов внешней среды;
- наличие входных и выходных параметров, прямых и обратных связей между структурными элементами;
- наличие интегративных свойств, не сводимых к сумме свойств подсистем и структурных элементов [3].

Расчленение маневренного самолета на системы и подсистемы является удобным для исследования и проведения анализа. Каждая из таких систем может включать в себя комплекс простых и сложных подсистем и отдельных элементов. Системы маневренного самолета не являются автономными, а взаимозависимы и взаимообусловлены. Примером взаимосвязи и взаимообусловленности подсистем истребителей являются использование интеграции крыла с фюзеляжем, установка на крыло переднего наплыва большой стреловидности [8, 9].

Разработка СТС «маневренный самолет» представляет собой многоэтапный процесс и связана со значительными затратами времени, материальных и финансовых ресурсов [3].

Процесс проектирования является итерационным между основными этапами проектирования и внутри каждого из них [3].

На начальном этапе проектирования осуществ-

ляется проработка и связь подсистем при выбранной структуре ЛА.

До разработки ЛА и создания образца необходимо решить следующие задачи:

- формализовать описание СТС (ЛА);
- выполнить анализ и структурирование СТС до элементов;
- обосновать функционирование подсистем и проверить условия их совместной работы;
- определить прямые и обратные связи.

При использовании обычного подхода предусматривается анализ СТС, моделирование (в том числе имитационное), создание опытного образца маневренного самолета, проведение испытаний. Далее следует неопределенный по времени и конечному результату период корректировки и доработки, в том числе и при летных испытаниях [3, 10].

С целью определения ряда конструктивных показателей, к которым относятся площадь органа поперечного управления ЛА, расстояние вдоль размаха крыла от середины средней аэродинамической хорды (САХ) органа управления креном ЛА до продольной оси самолета, САХ органа поперечного управления ЛА, разработан укрупненный показатель, позволяющий проводить при выполнении многовариантных проработок разрабатываемых и модернизируемых самолетов сравнительную оценку аэродинамической компоновки органов поперечного управления с учетом величины аэродинамической нагрузки, действующей на орган управления креном при создании управляющего поперечного момента [11]. Этот показатель назван статическим показателем рациональности аэродинамической компоновки органов управления креном самолета U и может быть определен из выражения:

$$U = \frac{\bar{S}_p \bar{L}_p \sigma}{\eta}, \quad (1)$$

где \bar{S}_p – относительная площадь органа поперечного управления ЛА;

\bar{L}_p – относительное расстояние вдоль размаха крыла от середины САХ органа управления креном ЛА до продольной оси самолета;

η – сужение крыла;

σ – удельная нагрузка на крыло, Н/м².

Применение показателя U при синтезе аэродинамической компоновки органов поперечного управления маневренных самолетов позволит оценить влияние принимаемых на ранних стадиях проектирования конструктивно-компоновочных решений на эффективность управления самолетом по крену. Так, значение показателя U для групп истребителей различных аэродинамических схем находится во вполне определенном ограниченном диапазоне значений [12].

Для истребителей, выполненных по нормальной схеме и использующих для поперечного управления рули, совмещенные с закрылками – флапероны, показатель U находится в пределах

$$U = 120 \dots 170 \frac{H}{M^2}.$$

Таким образом, показатель U , может быть использован также для определения типа маневренного самолета.

Рассмотрение прямых и обратных связей большого количества взаимосвязанных подсистем СТС вызывает серьезные затруднения при проведении анализа. Таким образом, решение этих проблем на начальной стадии разработки при концептуальном проектировании существенно влияет на успешное выполнение проекта. Для преодоления этих проблем необходимо:

- разработать иерархическую структуру самолета;
- определить параметры, характеристики, базовые единичные, удельные и комплексные показатели маневренного самолета однозначно его характеризующие;
- определить и разработать критерии соответствия требованиям маневренного самолета в целом и согласования функционирования подсистем.

Проектирование маневренного самолета представляет собой сложнейшую научно-практическую проблему. Комплекс работ, выполняемых при проектировании, включает в себя проведение теоретических и экспериментальных исследований, которые в свою очередь подразделяются на процедуры анализа и синтеза. Синтез состоит в определении структуры и параметров маневренного самолета по его заданным свойствам, сформулированным в тактико-технических требованиях. Соответственно и синтез подразделяется на структурный и параметрический [13].

Проблема синтеза маневренного самолета решается методами системного анализа, теории конструирования и другими. Основная цель синтеза состоит в выборе средств и способов достижения основного предназначения самолета. Для СТС оптимального синтеза не может быть, так как синтез оптимальных подсистем не дает оптимальной системы. Поэтому, уже более 25 – 30 лет говорят о рациональном синтезе [3].

Для повышения эффективности этапа концептуального проектирования на этом этапе необходима отработка аэродинамической компоновки органов управления креном, которая реализуется в процессе синтеза [14]. Отработка аэродинамической компоновки органов поперечного управления включает в себя выбор основных и дополнительных органов управления креном, их расположения на са-

молете, относительной площади, углов отклонения и других параметров.

Концептуальные проработки органов управления креном могут опираться на различного рода моделирование. Однако, до проведения моделирования необходим этап предварительных вариантных проработок, который основывается на использовании укрупненных соотношений для определения параметров органов управления креном. Укрупненные соотношения должны позволять определять непротиворечивые геометрические и аэродинамические характеристики органов поперечного управления.

На последующих этапах происходит уточнение полученных аэродинамических характеристик путем математического моделирования и проведения трубного эксперимента.

Необходимый уровень техники формируется на этапе многовариантных проработок, анализа и оценки альтернативных вариантов, выбора рационального варианта.

Важнейшим в иерархической структуре проектирования является этап принятия решений, который является процессом выбора одной альтернативы, наилучшей из многих [15].

Этот процесс характеризуется следующими чертами:

- наличием цели;
- наличием альтернативных вариантов;
- необходимостью учета различных ограничений.

Обоснование принимаемых решений при выборе одного из альтернативных вариантов опирается на исследование достаточно большого количества альтернатив. Это позволяет обеспечить объективную оценку степени реализуемости принятых решений и эффективности ожидаемого применения маневренного самолета при выполнении заданных целей.

Выводы

Таким образом, для достижения цели синтеза маневренного самолета необходимо на ранних этапах проектирования разработать множество научно обоснованных альтернатив, сформулировать цели маневренного самолета как части боевого авиационного комплекса и критерии выбора рациональных вариантов.

Маневренный самолет военного назначения представляет собой СТС с развитой иерархической структурой, большим числом подсистем, элементов и внутренних связей, что приводит к необходимости при синтезе аэродинамической, объемно-массовой и конструктивно-силовой компоновок истребителя принимать конструктивно-компоновочные решения, обеспечивающие, с учетом определенных ограниче-

ний, наиболее эффективное выполнение поставленных целей.

Разработка укрупненных показателей, позволяющих на ранних этапах проектирования определять непротиворечивые параметры конструктивно-компоновочных решений, является одной из важнейших задач теории проектирования, в том числе ЛА, что дает возможность избежать крупных просчетов и ошибок на этапе концептуального проектирования. Укрупненные показатели и соотношения должны применяться до этапа эскизного проекта.

Анализ процессов создания СТС маневренный самолет показывает, что необходимо выдвигать повышенные требования к научно-методическому аппарату формирования компоновки истребителя на этапе концептуального проектирования, являющемся ключевым этапом проектирования и характеризующемся высокой степенью ответственности.

Перспектива дальнейших исследований в данном направлении состоит в дальнейшей разработке укрупненных показателей, которые позволят проводить оценку различных свойств маневренного самолета при принятии конструктивно-компоновочных решений.

Список литературы

1. Основы синтеза систем летательных аппаратов / [А.А. Лебедев, В.Н. Баранов, В.Т. Бобронников и др.]; под ред. А.А. Лебедева. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.
2. Анипко О.Б. Интеграция силовой установки и планера как комплексная проблема синтеза летательного аппарата / О.Б. Анипко, В.В. Логинов // Интегровані технології та енергозбереження, 2007. – № 1. – С. 46-53.
3. Анипко О.Б. Концептуальное проектирование объектов бронетанковой техники. / О.Б. Анипко, М.Д. Борисюк, Ю.М. Бусяк. – Х.: НТУ «ХПИ», 2008. – 196 с.
4. Захаров В.Д. Концептуальный анализ в военном кораблестроении / В.Д. Захаров. – Санкт Петербург, 2004. – 286 с.
5. Проектирование самолетов / [А.А. Бадягин, С.М. Егер, В.Ф. Мишин и др.]; под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

6. Мітрахович М.М. Складні технічні системи. Системне математичне забезпечення проектних рішень / М.М. Мітрахович. – НАН України, Інститут проблем математичних машин і систем. – К.: «Нічлава», 1998. – 184 с.

7. Саркисян С.А. Анализ и прогноз развития больших технических систем / С.А. Саркисян, В.М. Ахундов, Э.С. Минаев. – М.: Наука, 1982. – 438 с.

8. Летно-технические характеристики самолета МиГ-29 / [Ф.И. Ганиев, А.А. Новад, В.Н. Петренко и др.]; под общ. ред. А.М. Тарасенкова. – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1985. – 85 с.

9. Гребеников А.Г. Разработка аванпроекта самолета / А.Г. Гребеников, А.К. Мясца, В.Н. Клименко. – Х.: НАУ им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2010. – 233 с.

10. Паиковский И.М. Летные испытания пилотируемых авиационных и воздушно-космических летательных аппаратов: [учеб. пособ.] / И.М. Паиковский. – М.: МАИ, 2003. – 84 с.

11. Ковтонюк И.Б. Статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов поперечного управления самолета // Интегровані технології та енергозбереження. Щоквартальний науково-практичний журнал. – Х.: НТУ «ХПИ», 2011. – № 1. – С. 32-34.

12. Статический показатель рациональности аэродинамической компоновки органов управления истребителя для оценки влияния принимаемых конструктивно-компоновочных решений на эффективность поперечного управления / О.Б. Анипко, И.Б. Ковтонюк, Е.Ю. Иленко, Я.И. Ковтонюк // Интегровані технології та енергозбереження. Щоквартальний науково-практичний журнал. – Х.: Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», 2011. – № 2. – С. 135-138.

13. Куприков М.Ю. Структурно-параметрический синтез геометрического облика самолета при "жестких" ограничениях: учеб. пособ. / М.Ю. Куприков. – М.: МАИ, 2003. – 64 с.

14. Концептуальное проектирование самолетов / [В.А. Комаров, Н.М. Боргест, И.П. Вислов и др.]; под общ. ред. В.А. Комарова. – Самара: СГАУ, 2007. – 92 с.

15. Брахман Т.Р. Многокритериальность и выбор альтернативы в технике / Т.Р. Брахман. – М.: Радио и связь, 1984. – 288 с.

Поступила в редколлегию 22.02.2012

Рецензент: д-р техн. наук, ст. научн. сотрудник Е.А. Украинец, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

ОСОБЛИВОСТІ ЕТАПУ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТУВАННЯ МАНЕВРЕНИХ ЛІТАКІВ

О.Б. Аніпко, І.Б. Ковтонюк

Розглянуто особливості етапу концептуального проектування, як ключового етапу проектування маневреного літака.

Ключові слова: аеродинамічне компоновання, концептуальне проектування, маневрені літаки, складна технічна система.

FEATURES OF THE CONCEPTUAL DESIGN PHASE OF THE MANEUVERING AIRCRAFT

O.B. Anipko, I.B. Kovtonyuk

The features of the conceptual design phase, the design phase as a key maneuverable aircraft.

Keywords: aerodynamic arrangement, conceptual design, maneuverable aircraft, complex technical system.