

УДК 621.45.015

О.Б. АНИПКО, В.В. ЛОГИНОВ

*Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Украина***ИНТЕГРАЦИЯ ХАРАКТЕРИСТИК СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ПЛАНЕРА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА: ПРОБЛЕМЫ И ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ**

Проводится анализ проблем интеграции характеристик силовой установки и планера летательного аппарата как сложной технической системы и пути ее решения. Предлагается комплексный подход к интеграции характеристик силовой установки и планера самолета, который позволит оценить степень интеграции этих подсистем как единой сложной технической системы.

интеграция, планер, силовая установка, летательный аппарат, сложная техническая система, согласование, физический процесс

Введение

Постановка проблемы. Последние достижения авиационной науки и техники, анализ новых разработок перспективных летательных аппаратов (ЛА) и их силовых установок (СУ) дают возможность выделить основные направления развития авиации [1 – 4]. В области авиационного двигателестроения таким направлением является разработка и использование более экономичных и надежных СУ – традиционных двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) и СУ новых схем, к которым принадлежат двигатели изменяемого цикла [5], турбовинтовентиляторные двигатели (ТВВД) и комбинированные силовые установки [6 – 7]. Выполнение научно-технических программ развития (ИНРТЕТ, VAATE, UEET, ANTLE, CLEAN) [1, 8] ведущих авиационных двигателестроительных фирм мира направлено на совершенствование СУ в области снижения шума, уменьшения вредных выбросов в атмосферу, повышения топливной экономичности.

Одним из путей уменьшения расхода топлива, а также уменьшения вредных выбросов в атмосферу, есть снижение сопротивления мотогондолы. Работы по интеграции СУ и планера ЛА позволяют минимизировать сопротивление мотогондолы [4]. Однако, новая аэродинамическая схема возможна при

плавной интеграции несущих частей ЛА, входных и выходных устройствах СУ. При этом увеличивается подъемная сила ЛА и уменьшается лобовое сопротивление двигателей. Кроме того, разработка эффективных входных и смесительно-выходных устройств позволяет снизить шум двигателя на ЛА.

Современный ЛА представляет собой сложную техническую систему, которую можно разделить на две подсистемы по сложности физических процессов, происходящих в полете: СУ и планер.

Проектирование, изготовление и последующую модернизацию ЛА необходимо разделять как по технической интеграции узлов и агрегатов ЛА и СУ, так и по сложности интеграции физических процессов разных узлов и агрегатов в рамках одной конструкции. При создании ЛА нового поколения, в том числе и управляемых БПЛА, без интеграции физических процессов не целесообразна другая техническая интеграция. При этом под интеграцией характеристик СУ и планера ЛА будем понимать наиболее полное сочетание этих двух подсистем, каждая из которых, в свою очередь, представляет сложную техническую систему. До настоящего времени широкое распространение получил термин “согласование” характеристик СУ и планера ЛА. Поэтому целесообразно ввести определение и этого понятия как выбора (или подбора из имеющегося номенклатур-

ного ряда) СУ или планера ЛА, отвечающего заданным требованиям планера ЛА или СУ, соответственно. Из этих двух определений видно, что под термином "согласование" понимается в основном процедура выбора, в то время как "интеграция" предполагает более глубокое сочетание, причем такое, которое обеспечивает новые интегративные свойства ЛА (рис. 1). Разработка критериев интеграции и выявление закономерностей физических процессов, по которым можно оценить степень совершенства ЛА как сложной технической системы, является важной проблемой [4].

Целью данной статьи является анализ проблем интеграции силовой установки и планера ЛА как единой технической системы и определение основных путей ее решения.

Анализ литературы. В Украине эксплуатируются ЛА, которые отличаются по типу и назначению. Одним из путей модернизации существующих ЛА является замена авиационных двигателей на более современные. Однако замена одного двигателя на другой влечет за собой изменение летно-технических характеристик (ЛТХ) ЛА из-за возможного рассогласования характеристик СУ и планера ЛА [9 – 11].

Кроме того, изменение параметров согласования элементов ЛА может привести к изменению показателей согласования (рис. 2).

В настоящее время в качестве искомых величин при решении проблемы согласования характеристик силовой установки и планера ЛА [11-14] выделяют, в основном, следующие параметры:

1. Размер планера, характеризуемый площадью крыла S . Обычно используют понятие удельной нагрузки на крыло G/S .

2. Размер силовой установки, характеризуемый суммарной площадью входа $F_{c,y}$ или относительным размером силовой установки $F_{c,y}/S$. Иногда используют тяговооруженность самолета $P_{c,y}/G$.

3. Режим полета.

4. Режим работы СУ, характеризуемый тягой двигателя и программой регулирования элементов СУ (воздухозаборника, двигателя и сопла).

С помощью этих параметров можно выразить аэродинамические, массовые и летно-технические характеристики самолета.

Проблема оптимального согласования характеристик элементов ЛА заключается в получении максимальной (или минимальной) некоторой целевой функции – критерия эффективности (рис. 2), позволяющей судить о степени совершенства ЛА.

Выбор такого критерия является сложной задачей, так как не всегда удается все многообразие параметров и характеристик силовой установки и самолета свести к одному или хотя бы нескольким показателям.

Наиболее обоснованное суждение о совершенстве рассматриваемого самолета можно сделать с помощью критериев, основанных на использовании экономических показателей [2, 14].

Эффективность маневренных самолетов оценивается с помощью более сложных критериев.

В том случае, когда использование этих критериев не оправдано из-за необходимости учета большого числа взаимосвязей, то показателями оптимальности решения могут быть критерии на основе летных характеристик самолета.

В этом случае выбор определяющих критериев зависит от назначения и задач ЛА (рис. 2). Кроме того, проблема интеграции СУ и ЛА в условиях неопределенности исходной информации по двигателю должна решаться с учетом возможной неопределенности информации по самолету, так как изменения в процессе создания облика самолета будут приводить к изменениям условий работы и двигателя [14].

Поэтому разработка основных критериев и закономерностей, по которым можно было бы судить о степени влияния изменений характеристик СУ на характеристики планера ЛА, остается актуальной.

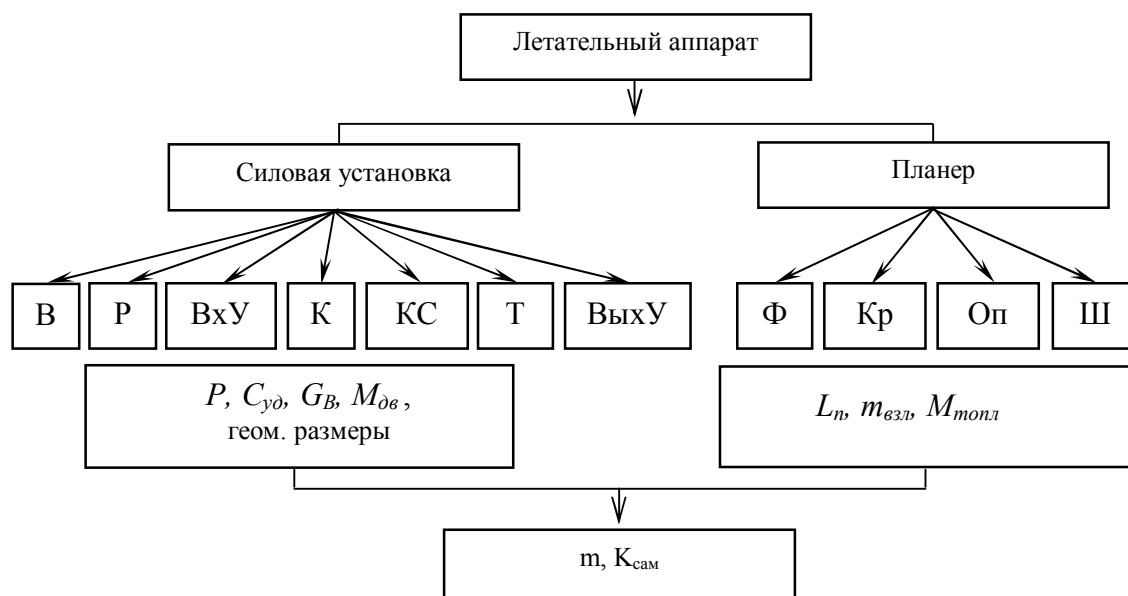


Рис. 1. Основные параметры согласования элементов ЛА

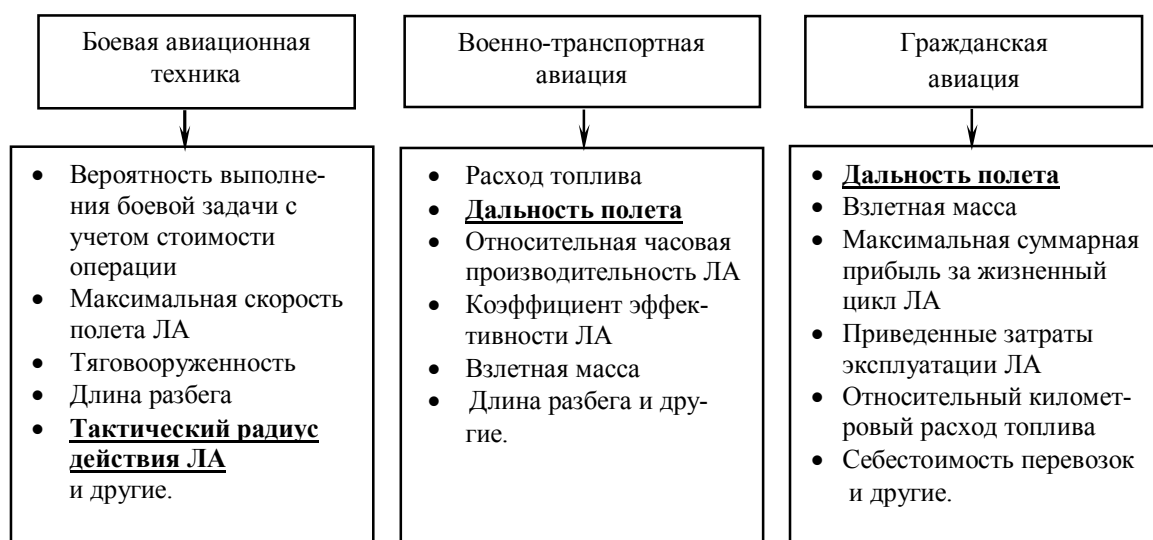


Рис. 2. Основные критерии согласования элементов ЛА

Непосредственно решением проблемы согласования характеристик СУ и ЛА занимаются в России (Казанский государственный технический университет, Уфимский государственный авиационный технический университет, ВВИА имени Н.Е. Жуковского (Москва), ЦИАМ, ЦАГИ, МГАИ, ЛИИ имени М.М. Громова и др.), США (НИЦ имени Льюиса), Франции, Великобритании, Китае. Анализ литературы [12 – 28] показывает, что проблема интеграции СУ и элементов планера ЛА решается пу-

тем параметрического согласования их интегральных характеристик, а также выбора подходов к решению задачи оптимизации многокритериальной системы.

В [13 – 17] изложены методы выбора параметров и режимов работы самолета и СУ, а также законов управления, обеспечивающих их эффективную совместную работу. Рассмотрены методики расчета аэродинамических и массовых характеристик планера, силовой установки, основных летно-техни-

ческих данных самолета с учетом возможных ограничений, исследуются вопросы согласования характеристик воздухозаборника и сопла, но интеграция силовой установки с планером ЛА на уровне рабочих процессов отдельных подсистем практически не рассматривается.

Разработаны подсистемы САПР, используемые на ранних стадиях проектирования двигателя [16 – 19]. Такие подсистемы дают возможность провести этап внешнего проектирования двигателя и определить его основные проектные параметры, т.е. конструктивные размеры и параметры рабочего процесса. Но вопросы совместимости характеристик этого двигателя с характеристиками планера ЛА остаются открытыми до первых испытаний самолета или вертолета.

В работах [20] на основе результатов теоретических, расчетных и экспериментальных исследований по разработке интегральных аэродинамических компоновок ЛА с двигателями, обеспечивающими полет при числе $M \geq 3$, сформулированы принципы формирования таких компоновок и выделен ряд направлений их совершенствования. В [21 – 23] рассмотрены особенности формирования аэродинамических компоновок транспортных самолетов короткого взлета и посадки с учетом влияния струй перспективных турбореактивных двигателей большой степени двухконтурности ($m \leq 16$) и ТВВД с высоконагруженными винтовентиляторами. Анализируются средства управления реактивными струями, обеспечивающие повышение эффективности обдува [24]. Определены оптимальные параметры щелевой механизации крыла и рациональные положения реактивных сопел ТРДД, обеспечивающие наибольшее повышение несущих свойств крыла в условиях интенсивного обдува.

Однако, в выше приведенных работах нет единого подхода к интеграции СУ и ЛА, по которому можно было бы получить качественный и количест-

венный анализ применения того или иного типа двигателя на данном планере ЛА.

Существующие подходы и методы позволяют проанализировать влияние отдельных параметров СУ на летно-технические характеристики ЛА. Большинство способов решения этих проблем построено на уровне моделей статистического анализа, в основу которого положены вероятное распределение изменения отдельных параметров двигателя или самолета [14]. Однако в этом случае практически не исследуется изменение взаимного влияния параметров рабочего процесса СУ и элементов планера на уровне рабочих процессов, что может повлиять на топливную экономичность двигателя.

При проведении летных испытаний самолета зачастую получают ЛТХ, которые отличаются от расчетных. Происходит это потому, что сложная система, состоящая из двух сложных подсистем, обладает новыми интегративными свойствами, которые зачастую не могут быть выявлены при проектировании и согласовании характеристик ЛА. Именно тогда возникают проблемы при проектировании и создании ЛА, которых нельзя предусмотреть без изучения комплексной задачи интеграции характеристик СУ и планера ЛА на уровне рабочих процессов (рис. 3).

Кроме того, анализ проведенных исследований и работ показывает, что при согласовании характеристик силовой установки и планера ЛА недостаточно рассматриваются [10, 13] или упрощаются вопросы:

- стоимости и эффективности замены элементов СУ на ЛА;
- влияния параметров струи газа из сопла двигателя на ресурс элементов конструкции планера;
- влияния параметров смещения газовой струи из сопла с наружным потоком воздуха на ЛТХ самолета (вертолета);
- шумовых и экологических характеристик струи газа из сопла двигателя;

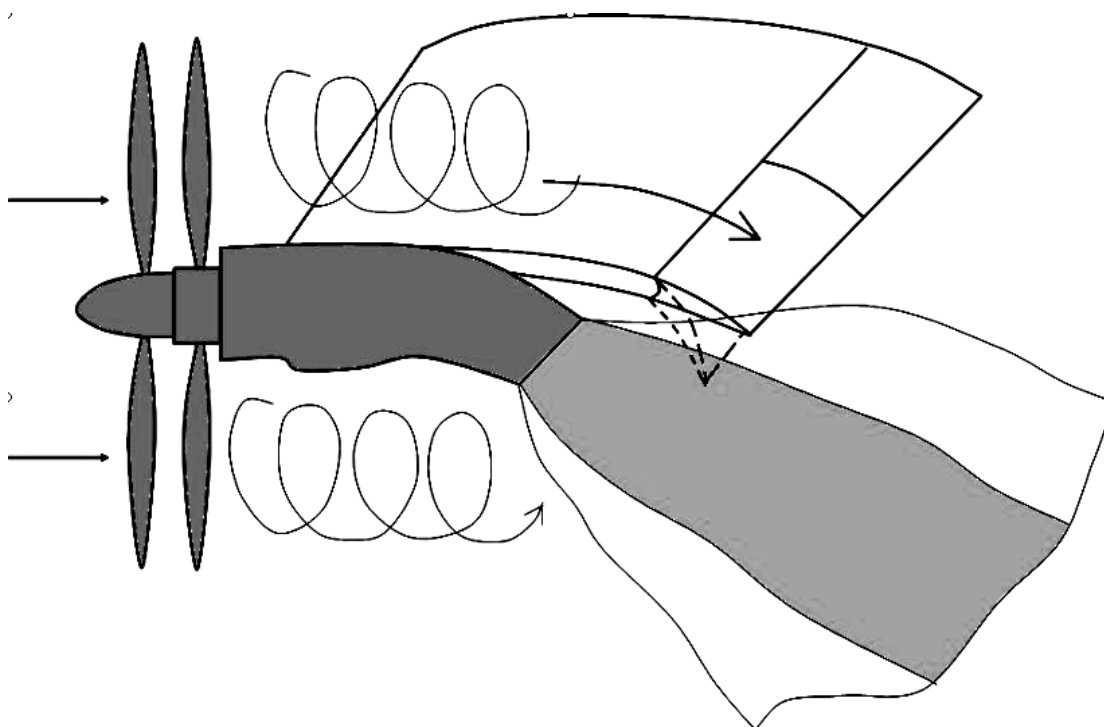


Рис. 3. Рабочий процесс в области расположения двигателя на крыле самолета

– влияния параметров внешнего и наружного потока воздуха на охлаждение элементов силовой установки (сопло ТРДДФ, наружные теплообменные аппараты и др.).

Учитывая то, что большинство указанных вопросов касается аэрогазодинамических процессов, то создание высокоэффективных СУ современных ЛА связано с решением фундаментальной научной проблемы аэрогазодинамики – управление отрывом и смешением потоков в пространственных до-, транс, и сверхзвуковых течениях [25 – 28]. Принципиально новыми подходами при решении этих задач является использование явлений отрыва потока для повышения эффективности рассматриваемых систем и минимизация ряда отрицательных явлений, связанных с отрывом потока.

Заключение

Для решения указанных проблем предлагается комплексный метод интеграции СУ и планера ЛА как сложной технической системы на основе:

- усовершенствования математической модели течения пространственного, нестационарного, вязкого газа из сопла двигателя и смешения с внешним потоком воздуха, обтекающим планер ЛА;
- усовершенствования численного метода решения уравнений термогазодинамики течения газа;
- введения показателей и разработки критериев, а также выявления закономерностей влияния течения газа и воздуха на интегративные свойства ЛА как сложной технической системы;
- проведения параметрических исследований течения газа и воздуха в области расположения СУ с целью выявления закономерностей влияния параметров течения на ЛТХ ЛА;
- определения условий рассогласования характеристик СУ и элементов планера ЛА на разных режимах работы двигателя и полета самолета;
- разработки метода рационального синтеза выходного устройства и элементов планера ЛА в широком диапазоне режимов полета;
- обобщения результатов исследований и выработки принципов интеграции характеристик СУ и

элементов планера ЛА на разных режимах работы двигателя и полета ЛА.

Данный подход позволит оценить степень интеграции СУ с планером ЛА как единой технической системы, определить пути совершенствования конструктивно-компоновочной схемы как СУ, так и элементов планера ЛА, а также:

- выявить резервы повышения тактико-технических и летно-технических характеристик ЛА;
- спрогнозировать интегративные свойства при разработке новых и глубокой модернизации ранее выпускавшихся образцов авиационной техники;
- сократить время принятия на вооружение и программы полетных испытаний образцов авиационной военной техники.

Литература

1. Работы ведущих авиационных двигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей / Под общ. ред. В.А. Скибина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 254 с.
2. Иностранные авиационные двигатели. 13 издание / Под ред. Л.И. Соркина. – М.: ЦИАМ, 2000. – 203 с.
3. Перспективи розвитку військово-транспортної авіації // Військо України. – 2001. – № 7-8. – С. 35-37.
4. Харченко О.В. Тенденції розвитку військової авіації на початку ХХІ сторіччя // Наука і оборона. – 2003. – № 3. – С. 37-45.
5. Нечаев Ю.Н., Кобельков В.Н., Попов А.С. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолетов. – М.: Машиностроение, 1988. – 176 с.
6. Силовые установки дозвуковых пассажирских самолетов / Г.В. Васильев, Л.Н. Дружинин и др. // Труды ЦИАМ. – 1990. – № 1272. – С. 55-68.
7. Дружинин Л.Н., Нискородов А.В., Цховребов М.М. Сопоставление параметров ТВВД с редукторным и безредукторным приводом толкающего винтовентилятора // Труды ЦИАМ. – 1990. – № 1272. – С. 98-108.
8. ИРТЕТ: Goals and Phases. – [Электрон. ресурс]. – Режим доступа: <http://www.pr.af.mil/divisions/prt/ihptet>.
9. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных двигателей. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1990. – 878 с.
10. Терещенко Ю.М., Мітрахович М.М. Авіаційні газотурбінні двигуни. – К.: КВЦ, 2001. – 312 с.
11. Флоров И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации // Труды ЦИАМ. – 1985. – № 1099. – 260 с.
12. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолета и двигателя. – М.: Машиностроение, 1980. – 200 с.
13. Югов О.К., Селиванов О.Д., Дружинин Л.Н. Оптимальное управление силовой установкой самолета. – М.: Машиностроение, 1978. – 204 с.
14. Югов О.К., Селиванов О.Д. Основы интеграции самолета и двигателя. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.
15. Hilley P.E., Wowers D.L. Advanced nozzle integration for supersonic strike fighter application // AIAA Paper. – 1981. – No. 81. – P. 1441.
16. Румянцев С.В. Современный подход к автоматизированному проектированию двигателя в системе летательного аппарата // Тематический сборник научных трудов. – М.: МАИ, 1979. – Вып. 46. – С. 3-16.
17. Румянцев С.В. Сгилевский В.А., Аушев Е.В. Система автоматизированного согласования двигателя и самолета на уровне САПР-ДС // Тематический сборник научных трудов. – М.: МАИ, 1979. – Вып. 46. – С. 11-20.
18. Кривошеев И.А. Методы и средства системного автоматизированного проектирования двигателя в составе модели летательного аппарата // Сборник тезисов 2-й международной научно-техни-

ческой конференции “Авиадвигатели XXI века”. – М.: ЦИАМ, 2001. – Т. 1. – С. 264-265.

19. Иродов Р.Д., Башкиров И.Г. Методологические основы выбора параметров реактивного двигателя под заданные требования к маневренному самолету // Сборник тезисов 2-й международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”. – М.: ЦИАМ, 2001. – Т. 1. – С. 228-230.

20. Губанов А.А. Особенности формирования интегральных аэродинамических компоновок высокоскоростных летательных аппаратов с ВРД // Сборник тезисов 2-й международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”. – М.: ЦИАМ, 2001. – Т. 1. – С. 253-254.

21. Петров А.В. Интеграция силовой установки и планера транспортных самолетов короткого взлета и посадки // Сборник тезисов 2-й международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”. – М.: ЦИАМ, 2001. – Т. 1. – С. 260-261.

22. Petrov A.V. Aerodynamics of STOL aircraft with wings blowing by turbofan exhaust jets and propfan slipstreams. – AIAA-93-4832, 1993. – 25 p.

23. Петров А.В. Аэродинамика транспортных самолетов // Сборник трудов “ЦАГИ – основные этапы научной деятельности 1993-2003”. – М.: Наука: Физматлит, 2003. – 267 с.

24. Золотко Е.М., Михеев В.Я., Набатов Л.Н., Ромашкин И.К. Исследования по повышению эффективности системы обдува на крупномасштабной модели самолета с работающими двигателями // Труды ЦАГИ. – 1989. – Вып. 2431. – 32 с.

25. Лаврухин Г.Н., Иванькин М.А., Редьков А.С. Исследования многофункциональных выходных устройств с отклонением вектора тяги и шумоглушением перспективных дозвуковых и сверхзвуковых пассажирских самолетов // Сборник тезисов 2-й международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”. – М.: ЦИАМ, 2001. – Т.1. – С. 241-242.

26. Дулепов Н.П., Прудников А.Г., Северинова В.В. К вопросам о технической и физической интеграции авиакосмических ЛА // Сборник тезисов 2-й международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”. – М.: ЦИАМ, 2001. – Т. 1. – С. 255-256.

27. Захаров Н.Н. Особенности входных устройств ТВД/ТВВД // Сборник тезисов 2-й международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”. – М.: ЦИАМ, 2001. – Т. 1. – С. 265-266.

28. Дулепов Н.П., Прудников А.Г., Северинова В.В. Интеграция физических процессов комбинированных силовых установок ЛА больших скоростей и высот полета // Сборник тезисов 2-й международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”. – М.: ЦИАМ, 2001. – Т. 1. – С. 256-257.

Поступила в редакцию 23.03.2006

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